Министерство транспорта России
Департамент воздушного транспорта

АСЦ ГосНИИ ГА

Данный экземпляр РЛЭ самолета Як-40
ДЛС ГС ГА МТ РФ
Эталонному экземпляру АСЦ соответствует.

Директор О.Ю. Страдомский

Дата проверки 22.07.2002 Рег.№ 970

РУКОВОДСТВО

ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА

ЯК-40

АСЦ ГосНИИ ГА
Данный экземпляр РЛЭ самолета Як-40
ДЛС ГС ГА МТ РФ
Эталонному экземпляру АСЦ соответствует.
Директор О.Ю. Страдомский
Дата проверки 9.09.2003 Рег.№ 230

АСЦ ГосНИИ ГА
Данный экземпляр РЛЭ самолета Як-40
ДЛС ГС ГА МТ РФ
Эталонному экземпляру АСЦ соответствует.
Директор О.Ю. Страдомский
Дата проверки 12.07.2004 Рег.№ 577

АСЦ ГосНИИ ГА
Данный экземпляр РЛЭ самолета Як-40
ДЛС ГС ГА МТ РФ
Эталонному экземпляру АСЦ соответствует
Директор О.Ю. Страдомский
Дата проверки 30.07.04 Рег.№ 413

МОСКВА "ВОЗДУШНЫЙ ТРАНСПОРТ" 1995

Настоящее "Руководство по летной эксплуатации самолета Як-40" издано в соответствии с "Руководством по летной эксплуатации самолета Як-40" издания 1980 г. со всеми изменениями к нему.

ВВЕСТИ В ДЕЙСТВИЕ

Директор Департамента
государственной политики
в области ГА

К.К.Руппель

3 июня 2004г.

ИЗМЕНЕНИЕ № 9

Руководства по летной эксплуатации самолета Як-40

(издания 1995г)

г. Москва

С получением настоящего Изменения № 9 к РЛЭ самолета Як-40 необходимо:

1. Изучить его с летным составом.
2. В РЛЭ страницы ПДС 1-2, 4.7-4.8 изъять и заменить прилагаемыми.



ВВЕСТИ В ДЕЙСТВИЕ

Заместитель Министра транспорта РФ

К.К.Руппель

6 апреля 2004г.

ИЗМЕНЕНИЕ № 8

Руководства по летной эксплуатации самолета Як-40

(издания 1995г)

г. Москва

С получением настоящего Изменения № 8 к РЛЭ самолета Як-40 необходимо:

1. Изучить его с летным составом.
2. В РЛЭ страницы ПДС 1-2, 5.11-12 изъять и заменить прилагаемыми.

ВВЕСТИ В ДЕЙСТВИЕ
Руководитель
ДЛС ГС ГА МТ РФ
Е.Н.Лобачев

18.08.2003г.

И З М Е Н Е Н И Е № 7

к Руководству по летной эксплуатации самолета Як-40

2003г.



С получением настоящего Изменения № 7 к РЛЭ самолета Як-40 необходимо:

1. Изучить его с летным составом.
2. В РЛЭ страницы ПДС 1-2 и в разделе 4 стр. 27-28, 37-38 изъять и заменить прилагаемыми.

Ввести в действие
Руководитель
ДЛС ГС ГА МТ РФ
Таршин Ю.П.

17 января 2002 г.

Изменение № 6

к РЛЭ самолета Як-40

Изменение № 6

к РЛЭ самолета Як-40
по вопросу:
максимального угла тангажа при взлете.

С введением в действие настоящего Изменения необходимо

в Перечне действующих страниц Лист Стр. 1-2, Лист 4.Стр. 9-10 изъять и заменить прилагаемыми.

Ввести в действие
Руководитель
ДЛС ГС ГА МТ РФ

Таршин Ю.П.

24 августа 2001 г.

Изменение № 5

к РЛЭ самолета Як-40

Изменение № 5

к РЛЭ самолета Як-40
по вопросу:
рекомендация экипажу по фиксации гашеток «Разворот».

С введением в действие настоящего Изменения необходимо

в Перечне действующих страниц Лист Стр. 1-2, 4. Лист Стр. 7-8 изъять и заменить прилагаемыми.

Ввести в действие
Руководитель
ДЛС ГС ГА МТ РФ

Таршин Ю.П.

26 февраля 2001 г.

Изменение № 4

к РЛЭ самолета Як-40

Изменение № 4

к РЛЭ самолета Як-40

(издания 1995 г.)

С вводом в действие настоящего Изменения необходимо:

В Перечне действующих страниц Стр. 1-2, 5, в Разделе 8 листы 41-42, 43-44, 45-46 изъять и заменить прилагаемыми.

ВВЕСТИ В ДЕЙСТВИЕ

Начальник УЛС ФС ВТ
России
Ю.П. Таршин
27 марта 2000 Г.

И З М Е Н Е Н И Е № 3

к РЛЭ самолета Як-40
(издания 1995 г.)

ИЗМЕНЕНИЕ № 3

по вопросу эксплуатации топливной системы.

С получением данного Изменения необходимо:
Перечень действующих страниц Стр. 1-2,
3.Стр. 3-4, 5-6, 4. Стр. 9-10,
4. Стр. 13-14, 4. Стр. 15-16
изъять и заменить прилагаемыми.

УТВЕРЖДЕНО
Заместитель начальника УГНБП
ФС ВТ России
Ю.В.Карецкий
26.08.1999 г.

И з м е н е н и е № 2

к РЛЭ самолета Як-40 издания 1995 г.

Изменение № 2

к РЛЭ самолета Як-40
по вопросу особенностей пилотирования
при визуальном заходе на посадку и корректировки
минимума для взлета.

С получением настоящего Изменения листы "Перечень действующих страниц" стр. 1-2, 3-4, 5, раздел 2 стр. 13-14, раздел 4 стр. 3-4, раздел 6 стр. 89-90 изъять и заменить на прилагаемые.
В раздел 4 внести новые страницы 57-58.

Утверждено
Зам. Начальника УГН БП

"10" октября 1997 г.

Изменение № 1
РЛЭ самолета Як - 40
издания 1995 года.

Москва. ГосНИИ ГА.

ИЗМЕНЕНИЕ № 1 по вопросам:
- снижение расходов топлива;
- действий экипажа при обнаружении отказов в работе двигателей;
- устранение опечаток.

1. С введением в действие настоящего Изменения № 1 к РЛЭ самолета Як-40 (издание 1995 г.) необходимо в разделах 3. Стр. 3-4, 4. Стр. 7-8, 4. Стр.9-10, 4. Стр. 13-14, 4. Стр. 17-18, 4. Стр. 21-22, 4. Стр. 45-46, 5. Стр. 11-12, 5. Стр. 17-18, 7. Стр. 41-42, 7. Стр. 43-44, 7. Стр. 61-62, 8. Стр. 45-46 изъять и заменить прилагаемыми.
2. На 1. Стр. 9 в табл. 1.1. в правой колонке цифру "850" исправить на "920".
3. На 2. Стр. 3 в 12-й строке снизу "АЦТ5-16Т и ППТИЗ-2ТА" исправить на "АЦТ%-1БТ и ППТИЗ-2А".
4. На 2. Стр.6 в 13-й строке сверху вместо "1720" записать "17200".
5. На 2. Стр.7 в 4-й строке сверху перед цифрой "300" поставить знак "-" (минус).
6. На 2 Стр.10 в 9-й строке снизу перед цифрой "40^{0}С" поставить знак "-" (минус). В первой строке снизу знак "=" исправить на "-" (тире).
7. На 2. Стр.11 в 9-й строке сверху обозначение "$P_в$" исправить на "P_o".
8. На 2. Стр.13 в 17-й строке снизу слово "включать" исправить на "выключать".
9. На 3. Стр.9 19-й строке сверху цифры "20-5 мм" исправить на "20-50 мм".
10. На3. Стр.16 11-й строке сверху слово "гидроагрегатам" исправить на "гироагрегатам".
11. На 3. Стр.27 в 7-й строке снизу после слова "прекращения" вставить "нарастания".
12. На 4. Стр.2 в 13-й строке снизу слово "турболентной" исправить на "турбулентной".
13. На 4. Стр.19 во 2-й строке сверху "СПВП" исправить на "ОПВП".
14. На 4. Стр.23 исключить текст с3-й по 7-ю строку сверху.
15. На 5. Стр.8 во 2-й строке сверху цифры "350" исправить на "35^0".
16. На 5. Стр.49 в 17-ю строку снизу после окончания текста внести дополнительно "(АЦТ5-1БТ)".
17. На 5. Стр.50 текст 4-5-й строчек изъять.
18. На 5. Стр.50 в 9-ю строку сверху после окончания текста внести дополнительно "(АЦТ5-1БТ)".
19. На 5. Стр.54 в6-ю и 19-ю строку сверху после окончания текстов внести дополнительно "(АЦТ5-1БТ)".
20. На 6. Стр.5 в 4-й строке снизу слово "опредлен" исправить на "определена".
21. На 6. Стр.11 в 16-й строке сверху "(рис. 64)" исправить на "(рис. 6.3.)".
22. На 6. Стр.16 в 11-й строке снизу слово "переключателям" исправить на "переключателем".
23. На 6. Стр.22 в 5-й строке сверху "ППТИЗ-2ТА" исправить на "ППТИЗ-2А".
24. На 6. Стр.28 в 3-й строке снизу значение "165+7" исправить на"165±7".
25. На 6. Стр.31 в 6-й строке сверху "116" исправить на "110".
26. На 6. Стр.43 надпись под графиком "высота полета, М" исправить на "высота полета, КМ".
27. На 6. Стр.46 в 13-й строке сверху перед словом "система" вставить "до 40%".
28. На 6. Стр.47 в 19-й строке снизу слово "(выключение)" исправить на "выключенное".
29. На 6. Стр.59 в 13-й строке сверху слово "записывающего" исправить на "запитывающего".
30. На 6. Стр.69 в 14-й строке снизу "не более 2 мин." Исправить на "не более1,5 мин.". В 17-й строке снизу "-15" исправить на "+15".
31. На 6. Стр.80 в13-й строке снизу слово "связанная" исправить на "связная".
32. На 6. Стр.96 во второй строке снизу вместо слов "и окончания пробега самолета" записать "заруливания на стоянку и полного останова двигателей" далее по тексту.
33. На 7. Стр.46 в 1-й строке снизу слова "Расход топлива" заменить на "Пройденное расстояние".
34. На 7. Стр.47 в 1-й строке снизу слова "Пройденное расстояние" заменить на "Расход топлива".
35. На 7. Стр.69 в 1-й строке снизу " рис. 7.26." исправить на "рис. 7.25.".
36. На 7. Стр.70 в 12-й строке снизу "рис. 7.45 и табл.8" исправить на "рис. 7.46. и табл. 7.11.".
37. На 8. Стр.4 в 6-й строке снизу вместо "ППТИЗ-2ТА" записать "АЦТ5-1БТ с указателем ППТИЗ-2А".
38. На 8. Стр. 38 в 1-й строке снизу добавить слова "самолета Як-40К".
39. На 8. Стр. 40 в пункте 8 после слова "масла" записать "АМГ-10".

ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ИЗМЕНЕНИЙ

Номер изменений	Номер страницы			Номер документа и дата утверждения изменения	Дата внесения изменения и подпись
	измененной	новой	изъятой		

ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ИЗМЕНЕНИЙ

Номер изменений	Номер страницы			Номер документа и дата утверждения изменения	Дата внесения изменения и подпись
	измененной	новой	изъятой		

ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ

Раздел	Стр.	Дата утверждения
Титульный лист	—	
Оборот титульного листа	—	
Лист регистрации изменений	1	
	2	
Перечень действующих страниц	1	3.06.04
	2	6.04.04
	3	Авг. 26/99
	4	Окт.10/97
	5	Февр.26/01
Содержание	1/2	
Раздел 1 "Общие сведения"	—	
Содержание	2	
	3	
	4	
	5	
	6	
	7	
	8	
	9	
	10	
	11	
	12	
	13	
	14	
Раздел 2 "Эксплуатационные ограничения"	—	
Содержание	2	
	3	
	4	
	5	
	6	
	7	
	8	
	9	
	10	
	11	
	12	
	13	
	14	Авг. 26/99
Раздел 3 "Подготовка к полету"	—	
Содержание	2	
	3	Окт. 10/97
	4	Март 27/2000
	5	Март 27/2000
	6	
	7	
	8	
	9	
	10	
	11	
	12	
	13	
	14	
	15	
	16	
	17	
	18	
	19	
	20	
	21	
	22	
	23	
	24	
	25	
	26	
	27	
	28	
	29	
	30	
	31/32	
Раздел 4 "Выполнение полета"	—	
Содержание	2	
	3	Авг. 26/99
	4	
	5	
	6	
	7	3.06.04
	8	Авг. 24/2001
	9	Янв 17/2002
	10	Март 27 2000
	11	
	12	
	13	Март 27 2000
	14	
	15	Март 27 2000
	16	
	17	Окт 10 97
	18	
	19	

ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ

Раздел	Стр.	Дата утверждения	Раздел	Стр	Дата утверждения
Раздел 4	20		Раздел 5	14	
"Выполнение полета"	21		"Особые случаи полета"	15	
	22	Окт.10/97		16	
	23			17	Окт. 10/97
	24			18	Окт. 10/97
	25			19	
	26			20	
	27			21	
	28	18.08.03		22	
	29			23	
	30			24	
	31			25	
	32			26	
	33			27	
	34			28	
	35			29	
	36			30	
	37	18.08.03		31	
	38	18.08.03		32	
	39			33	
	40			34	
	41			35	
	42			36	
	43			37	
	44			38	
	45	Окт.10/97		39	
	46			40	
	47			41	
	48			42	
	49			43	
	50			44	
	51			45	
	52			46	
	53			47	
	54			48	
	55			49	
	56			50	
	57	Авг. 26/99		51	
	58	Авг. 26/99		52	
Раздел 5	—			53	
"Особые случаи полета"				54	
Содержание	2			55	
	3			56	
	4			57	
	5			58	
	6			59	
	7			60	
	8			61	
	9			62	
	10			63	
	11	Окт. 10/97		64	
	12	6.04.04		65	
	12a	Окт. 10/97		66	
	13			67	
				68	

ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ

Раздел	Стр.	Дата утверждения	Раздел	Стр	Дата утверждения
Раздел 6 "Эксплуатация систем и оборудования" Содержание	— 2 3 4 5 6 7 8 9 10 11 12 13 14 15 16 17 18 19 20 21 22 23 24 25 26 27 28 29/30 31 32 33 34 35 36 37 38 39 40 41 42 43 44 45 46 47 48 49 50 51		Раздел 6 "Эксплуатация систем и оборудования	52 50 51 52 53 54 55 56 57 58 59 60 61 62 63 64 65 66 67 68 69 70 17 72 73 74 75 76 77 78 79 80 81 82 83 84 85 86 87 88 89 90 91 92 93 94 95 96 97 98	Авг 26/99

ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ

Раздел	Стр.	Дата утверждения	Раздел	Стр.	Дата утверждения
Раздел 7	—		Раздел 7	53	
"Летные характеристики"			"Летные характеристики	54	
Содержание	2			55	
	3			56	
	4			57	
	5			58	
	6			59	
	7			60	
	8			61	Окт 10/97
	9			62	
	10			63	
	11			64	
	12			65	
	13			66	
	14			67	
	15			68	
	16			69	
	17			70	
	18			71	
	19			72	
	20			73	
	21			74	
	22			75	
	23			76	
	24			77	
	25			78	
	26			79	
	27			80	
	28			81/82	
	29		Раздел 8	—	
	30		"Приложения"		
	31		Содержание	2	
	32			3	
	33			4	
	34			5	
	35			6	
	36			7	
	37			8	
	38			9	
	39			10	
	40			11	
	41	Окт 10/97		12	
	42			13	
	43			14	
	44	Окт 10/97		15	
	45			16	
	46			17	
	47			18	
	48			19	
	49			20	
	50			21	
	51			22	
	52			23	

ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ

Раздел	Стр.	Дата утверждения	Раздел	Стр.	Дата утверждения
Раздел 8 "Приложения"	24				
	25				
	26				
	27				
	28				
	29				
	30				
	31				
	32				
	33				
	34				
	35				
	36				
	37				
	38				
	39				
	40				
	41				
	42	Февр. 26/01			
	43	Февр. 26/01			
	44				
	45	Февр. 26/01			
	46				
	47				
	48				
	49				
	50				
	51				
	52				

СОДЕРЖАНИЕ

Раздел 1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ **2–14**

Раздел 2. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ **2–14**

Раздел 3. ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ **2–31**

Раздел 4. ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА **2–56**

Раздел 5. ОСОБЫЕ СЛУЧАИ ПОЛЕТА **2–68**

Раздел 6. ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ И ОБОРУДОВАНИЯ **2–98**

Раздел 7. ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ **2–81**

Раздел 8. ПРИЛОЖЕНИЯ:

1. Рекомендации по загрузке и центровке самолета **3–38**
2. Листы контрольного осмотра самолета экипажем перед запуском двигателей **39–40**
3. Карта контрольных проверок **41–45**
4. Перечень допустимых отказов и неисправностей самолета Як-40, с которыми разрешается завершение рейса до аэропорта базирования и формы «Б». **46–52**

Раздел 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ



СОДЕРЖАНИЕ

1.1 Изменения к Руководству 3

1.2. Символы, сокращения и терминология 4

1.3. Основные данные самолета 7

1.4. Основные летные данные 9

1.5. Основные эксплуатационные данные 10

1.6. Основные данные двигателя АИ-25 11

1.7. Пусковой двигатель АИ-9 12

1.8. Конвертируемый самолет Як-40К 13

1.9. Самолеты Як-40 и Як-40К с увеличенной до 6 т заправкой топлива 14

1.1. ИЗМЕНЕНИЯ К РУКОВОДСТВУ

Экипаж несет персональную ответственность за правильное выполнение всех рекомендаций Руководства и обязан знать все изменения к нему, действующие на день выполнения полета.

Все изменения к РЛЭ должны заноситься в «Лист регистрации изменений».

Изменения в Руководстве производятся заменой старых или добавлением новых страниц.

Изменения на страницах отмечаются вертикальной черной чертой.

О всех изменениях в Руководстве, поступающих на предприятия, эксплуатирующие самолет, на «Листе регистрации изменений» должна делаться отметка о дате получения изменения с подписью лица, ответственного за их внесение в Руководство.

АСЦ СЛА 5

1.2. СИМВОЛЫ, СОКРАЩЕНИЯ И ТЕРМИНОЛОГИЯ

В настоящем Руководстве используется ряд сокращений и символов, а также новая терминология, приведенная в соответствии с действующими государственными стандартами.

Символы предназначены для быстрого определения характера и содержания вводимых в РЛЭ изменений.

Сокращения

АЗС- автомат защиты сети

АЗР - автомат защиты разрывной

АВПФ- авиационная взлетно-посадочная фара

АНО- аэронавигационные огни

АПРФ- авиационная посадочно-рулежная фара

АПСМ- авиационный проблесковый световой маяк

БПРМ- ближний приводной радиомаяк

ВНА- входной направляющий аппарат

ГВПП- грунтовая взлетно-посадочная полоса

ДПРМ- дальний приводной радиомаяк

ИВПП- искусственная взлетно-посадочная полоса

ИПМ- исходный пункт маршрута

КВ- корректор высоты

КВС- командир воздушного судна

КУР- курсовой угол радиостанции

КВД- компрессор высокого давления

КПВ- клапан перепуска воздуха

КНД- компрессор низкого давления

КПБ- концевая полоса безопасности

МК- магнитный курс

ОСП- оборудование слепой посадки

ОЧК- отъемная часть крыла

ППД- приемник полного давления

ППМ- промежуточный пункт маршрута

РВ- руль высоты

РН- руль направления

РИО- радиоизотопный сигнализатор обледенения

РК- распределительная коробка

РМ- рулевая машинка

РУД- рычаг управления двигателем

СА- стандартная атмосфера

САХ- средняя аэродинамическая хорда

СКВ- система кондиционирования воздуха

СПУ- самолетное переговорное устройство

СРД- система регулирования давления

ССОС- система сигнализации опасного сближения

ТВД- турбина высокого давления

ТЛФ- телефон

ТНД- турбина низкого давления

УВПД- указатель высоты и перепада давления

УПРТ- указатель положения рычага топлива

ц. т.- центр тяжести

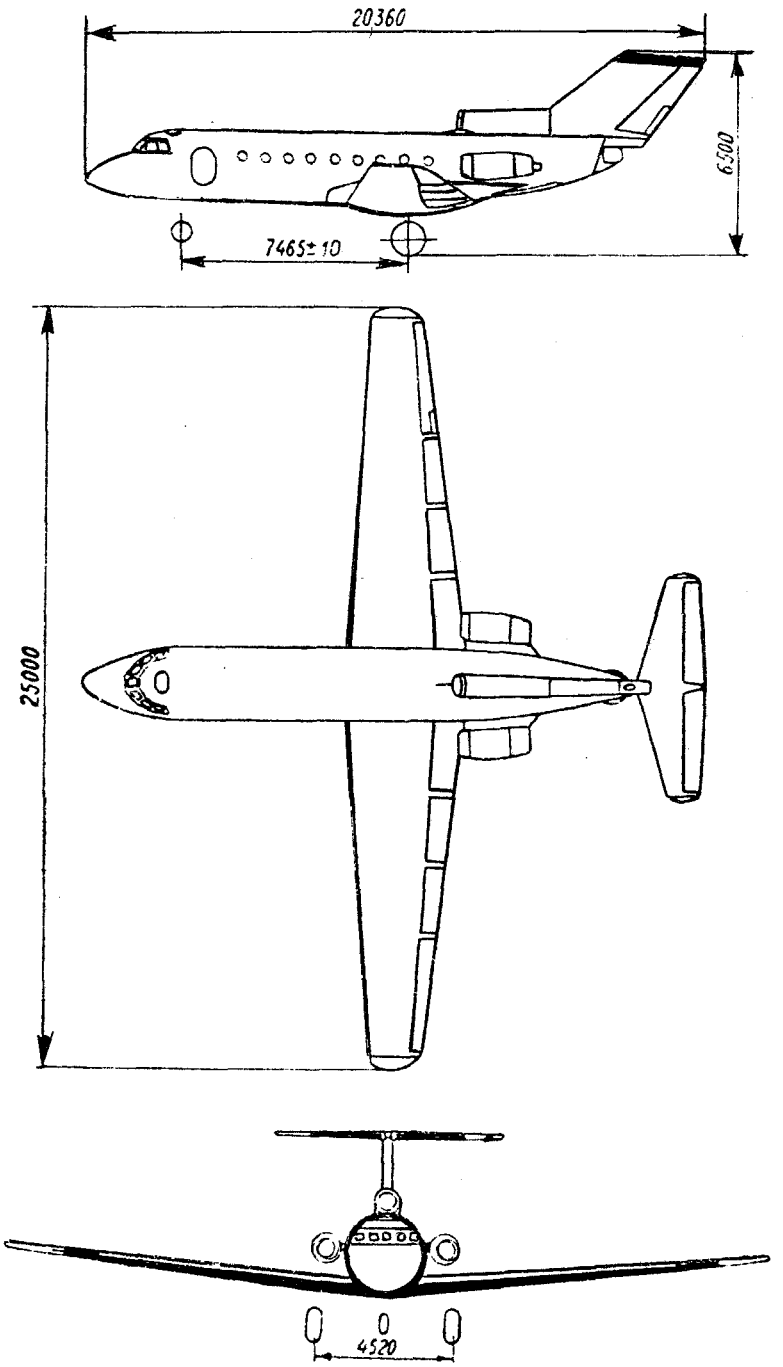


Рис. 1.1. Общий вид самолета Як-40

1.3. ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

1.3.1. ОБЩИЕ ДАННЫЕ

Самолет имеет три турбореактивных двигателя АИ-25

Длина самолета, м 20,36

Высота самолета, м 6,5

Колея шасси, м 4,52

База шасси, м ..... (7,465±10) мм

Размер колес, мм:

основных стоек шасси 1120x450

передней стойки шасси 720x310

Углы отклонения переднего колеса от нейтрального положения:

на рулении ..... $\pm 55\text{-}5^{\circ}$

на разбеге и пробеге ..... $\pm 5\text{+}2^{\circ}$

1.3.2. ФЮЗЕЛЯЖ

Длина, м 18,2

Максимальный диаметр, м 2,4

Объем герметичной части фюзеляжа, $м^3$ 50,0

1.3.3. КРЫЛО

Размах крыла, м 25,0

Площадь крыла, м 70,0

Угол установки крыла ..... $+3^{\circ}$

Угол поперечного V крыла ..... $+5^{\circ}30'$

Средняя аэродинамическая хорда, м 2,97

Площадь элеронов, $м^2$ 3,7

Площадь триммера элерона, $м^2$ 0,0835

Общая площадь закрылков, $м^2$ 16,5

Углы отклонения закрылков:

взлетный ..... 20°

максимальный ..... 35°

1.3.4. ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

Общая площадь, $м^2$ 13,03

Площадь стабилизатора $м^2$ 8,12

Площадь руля высоты, $м^2$ 4,91

1.3.5. ВЕРТИКАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

Общая площадь, $м^2$ 10,48

Площадь киля, $м^2$ 7,84

Площадь руля направления, $м^2$ 2,64

1.3.6. МАКСИМАЛЬНЫЕ УГЛЫ ОТКЛОНЕНИЯ РУЛЕЙ И ТРИММЕРОВ УПРАВЛЕНИЯ

Элероны:

вверх ..... 19^o

вниз ..... 15^o

Триммер элерона:

вверх ..... $23^o30'$

вниз ..... 20^o

Руль высоты ..... $\pm 25^o$

Стабилизатор:

на пикирование (вверх) ..... $+3^o$

на кабрирование (вниз) ..... -6^o

Руль направления ..... $\pm 30^o$

Триммер руля направления ..... $\pm 10^o$

1.4 ОСНОВНЫЕ ЛЕТНЫЕ ДАННЫЕ (в условиях СА)

Таблица 1.1

Основные летные данные	Для самолета с максимальной взлетной массой			
	14850 кг	16100 кг	16800 кг	17200 кг
Длина разбега на ИВПП, м	630	755	800	850
Скорость отрыва, км/ч ПР	185	195	200	202
Вертикальная скорость набора высоты на номинальном режиме работы двигателей, м/с:				
— у земли	8,5	8,0	7,5	7,0
— на высоте 6000 м	5,7	4,9	4,3	4,0
Время набора высоты H=6000 м, мин	15,5	16,1	17,5	19,0
Крейсерская скорость полета (истинная) на высоте 6000 м, км/ч ИС	510	510	510	510
Максимальная скорость полета на высоте 6000 м, км/ч ИС	568	558	548	546
Скорость приземления с максимально допустимой посадочной массой, км/ч ПР	175	180	185	192
Скорость приземления с нормальной посадочной массой, км/ч ПР	165	180	180	180
Длина пробега по ИВПП с нормальной посадочной массой, м:				
— с использованием реверсивного устройства	400	550	550	550
— без использования реверсивного устройства	570	750	750	750
Посадочная дистанция с высоты 15 м до остановки самолета с нормальной посадочной массой, м:				
— с использованием реверсивного устройства	700	840	840	840
— без использования реверсивного устройства	930	1000	1000	1000

1.5. ОСНОВНЫЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ДАННЫЕ

Допускается эксплуатация самолета при температуре воздуха от минус 55 до плюс 45 °С.

Предельно допустимая высота по давлению на аэродроме взлета и посадки, м ..... -300...3000

Заправка масла в маслобак, л:

- пускового двигателя АИ-9 2,0-2,2
- двигателя АИ-25 7,5

Количество гидросмеси АМГ-10, заливаемой в гидросистему, л 30

Рабочая вместимость гидробака, л 21,5

Вместимость бака водосистемы, л 10

Количество воды, заправляемой в бак водосистемы, л 10

Вместимость санитарного бака, л 59

То же для самолетов с № 0132, л 36

Количество химжидкости СТ-2, заправляемой в санитарный бак, кг 14

Давление воздуха в авиашинах, кгс/см^2 переднего и основных колес при массе самолета 17 200 кг ..... $5^{+0,5}$

То же при массе самолета 14 850 кг:

- переднего колеса ..... $3,5^{+0,5}$
- основных колес ..... $4^{+0,5}$

Обжатие покрышек на стоянке при массе самолета 14 850 - 17 200 кг:

- переднего колеса, мм 30-40
- основных колес, мм 40-60

1.6. ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ДВИГАТЕЛЯ АИ-25

Поставочная масса двигателя, кг ..... 354.1^{+7}

Таблица 1.2

Параметры работы двигателя

Режим	Тяга, кгс	Удельный расход топлива, $\frac{\text{кг топл.}}{\text{кгс тяги} \cdot \text{ч}}$	Время непрерывной работы, мин
На земле H=0, V=0,СА			
Взлетный	1500	0,570	Не более 5
Номинальный	1120	0,565	Не ограничено
0,85 номинального	950		То же
0,7 номинального	784		-"-
0,6 номинального	672	0,590	-"-
0,4 номинального	448		-"-
Малый газ	130		30
В полете H=6000 м, V=550 км/ч, СА			
Номинальный	443	0,795	

Примечание. Основные технические данные двигателя указаны при работе без отбора воздуха за КВД и без загрузки агрегатов.

Расход масла, не более, л/ч 0,3

Система запуска ..... автономная, воздушная с раскруткой ротора КВД от воздушного стартера СВ-25

Средства запуска ..... пусковой двигатель АИ-9, или ранее запущенный двигатель, или наземная пусковая установка

1.7. ПУСКОВОЙ ДВИГАТЕЛЬ АИ-9

1. Применяемое топливо то же, что и для двигателя АИ-25 (см. 2.6.1.).

2. Применяемое масло Б-3В по ТУ 38101295-75 или по ГОСТ 5.566-70, Турбоойль-750 по спецификации Англии DERD-2487. Смешивать сорта масел **запрещается.**

3. Максимально допустимая температура газа за турбиной при запуске (превышение) не более 850°С.

Температура газа за турбиной на номинальном режиме (при отборе воздуха на запуск основного двигателя) не более 720°С.

Примечание. При температуре воздуха выше 15 °С допускается повышение температуры газа за турбиной до 750 °С в процессе отбора воздуха для запуска основного двигателя.

4. Давление воздуха в системе при $P_н$=760 мм рт. ст. и $t_в$= 15 °С не менее 1,4 кгс/см^2 (без отбора).

Примечания: 1. Повышение или понижение температуры окружающего воздуха на каждые 10 °С от СА приводит соответственно к падению или возрастанию давления воздуха в системе на 0,04 кгс/см^2.

2. Увеличение или уменьшение атмосферного давления на каждые 10 мм рт. ст от СА приводит соответственно к возрастанию или падению давления воздуха в системе на 0,02 кгс/см^2.

5. Для запуска и холодной прокрутки двигателя АИ-9 допускаются три включения электростартера с перерывами не менее 3 мин и с последующим полным его охлаждением.

6. Разрешается производить пять последовательных отборов воздуха в воздушную систему основного двигателя продолжительностью до 45 с, при этом время непрерывной работы двигателя АИ-9 не должно превышать 13 мин, после чего двигатель необходимо остановить и охладить в течение 15 мин.

1.8. КОНВЕРТИРУЕМЫЙ САМОЛЕТ ЯК-40К

Самолет Як-40К (серийный выпуск с № 1545) является модификацией Як-40 и по летным данным аналогичный.

Основное его отличие заключается в том, что дверь грузового люка размещена с левого борта. Грузопассажирское оборудование кабины позволяет быстро переоборудовать ее из пассажирского в грузопассажирский или грузовой вариант и в обратном порядке.

1.9. САМОЛЕТЫ Як-40 и Як-40К С УВЕЛИЧЕННОЙ ДО 6,0 т ЗАПРАВКОЙ ТОПЛИВА

Основное отличие заключается в оборудовании самолета:

— двумя дополнительными крыльевыми топливными кессонами (отсеки № 5), позволяющими увеличить общую вместимость кессонов до 6000 кг;

— системой централизованной заправки топливом;

— дискретным топливомером для измерения количества топлива в дополнительных кессонах и управления централизованной заправкой.

Раздел 2

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ



СОДЕРЖАНИЕ

2.1. Ограничения по массе и центровке 3

2.2. Ограничения по скорости, высоте и перегрузке 5

2.3. Ограничения по взлетно-посадочной полосе 7

2.4. Предельно допустимая скорость ветра 8

2.5. Максимальное количество заправляемого топлива 9

2.6. Ограничения по силовой установке 10

2.7. Прочие ограничения 13

2.1. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО МАССЕ И ЦЕНТРОВКЕ

Таблица 2.1

Наименование параметра	Самолет с топливными баками-кессонами вместимостью, кг				
	3000 с № 06 по 1819	4400**/4000 с № 1919		6000*** с № 1919	
	ГВПП и ИВПП	ГВПП	ИВПП	ГВПП	ИВПП
Максимальная рулежная масса, кг	14 915	16 165	17 265/ 16 865	16 165	17 265
Максимальная взлетная масса, кг	14 850	16 100	17 200/ 16 800	16 100	17 200
Нормальная посадочная масса, кг	до 13 250	15 500	15 500	15 500	15 500
Максимальная масса самолета без топлива, кг	12 200	13 500	13 750	13 500	13 750
Максимальная коммерческая загрузка, кг	2280-2300 (24-27)	2435-2880-3240 (27-30*-32-36 пас.) 3200 (грузовой вариант)		2435-2880-3240 (27-30*-32-36 пас.)	
Допускаются единичные посадки (но не более 3% общего количества посадок) с массой, кг	14 850	16 100	17 200/ 16 800	16 100	17 200

* 32-местный со снятым двухместным блоком кресел.
** Для самолетов с топливомером АЦТ5-16Т с указателем ППТИЗ-2ТА.
*** Для самолетов Як-40 и Як-40К с увеличенной до 6 т заправкой топлива (доработанных по бюлл. № 40-109-БУ).

Допустимый диапазон эксплуатационных центровок для всех модификаций самолетов составляет, % САХ:

предельно передняя для взлета ..... приведена на рис. 2.1
предельно передняя для посадки 13
предельно задняя 32

Допускается для взлетной массы более 16 100 кг предельно передняя центровка 16% САХ, если располагаемая длина разбега (ВПП) и взлетная дистанция (ВПП + КПБ) превышают потребные для взлета (см. график рис. 7.7) на величину 70 м и более, при этом скорость подъема передней стойки, определенная по графику рис. 7.4, должна быть увеличена на 10 км/ч.



Рис. 2.1. Предельно передние центровки самолета в зависимости от полетной массы и состояния ВПП аэродрома

2.2. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СКОРОСТИ, ВЫСОТЕ И ПЕРЕГРУЗКЕ

2.2.1. Максимально допустимые эксплуатационные скорости полета по прибору (рис. 2.2), км/ч:

от 0 до 6000 м 450
выше 6000 м, истинная 600

Максимальная скорость при экстренном снижении, км/ч

от 8100 до 6000 м 450
от 6000 до 4500 м 500
ниже 4500 м 550

2.2.2. Максимальная скорость при выпуске и уборке шасси, км/ч 300

2.2.3. Максимальная скорость полета с выпущенными закрылками, км/ч:

во взлетное положение (δ_3= 20°) 300
в посадочное положение (δ_3= 35°) 250

2.2.4. Максимально допустимая скорость с открытыми створками реверсивного устройства, км/ч 250

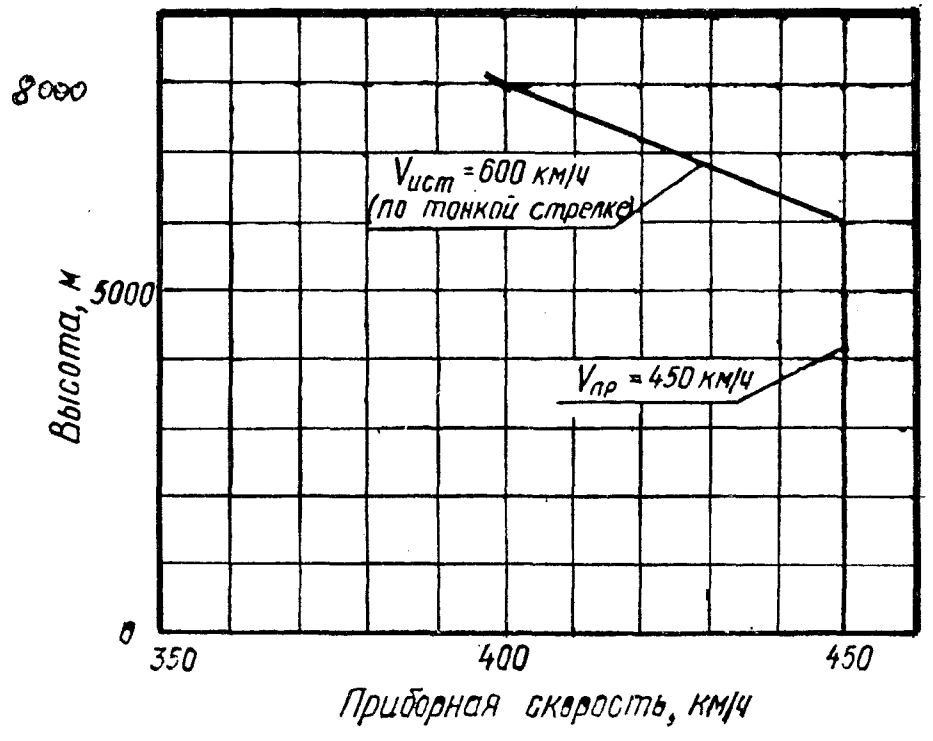


Рис. 2.2. Максимальные эксплуатационные скорости

2.2.5. Минимально допустимая скорость полета с убранными закрылками, км/ч 260

2.2.6. Минимально допустимая скорость полета $V_{пр}$ с выпущенным шасси и закрылками при полетной массе, км/ч:

13 500 кг 175
14 500 кг 180
15 500 кг 190
16 500 кг 200
17 200 кг 210

2.2.7. Максимально допустимая эксплуатационная перегрузка для максимальной взлетной массы, ед.:

14 850 кг 3,5
16 100 кг 3,4
16 800 кг 3,4
17 20 кг 3,3

Максимально допустимая отрицательная перегрузка — 1,7 ед.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ДЛЯ ПЕРВОГО ОПЫТНОГО И СЕРИЙНЫХ САМОЛЕТОВ ДО 19-го ВКЛЮЧИТЕЛЬНО ДОПУСКАЕТСЯ МАКСИМАЛЬНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННАЯ ПЕРЕГРУЗКА НЕ БОЛЕЕ 3,1 ед. НА ЭТИХ ЖЕ САМОЛЕТАХ ПРИ ЭКСТРЕННОМ СНИЖЕНИИ С ВЫСОТЫ 8000 ДО 6000 М СКОРОСТЬ ПОЛЕТА НЕ ДОЛЖНА ПРЕВЫШАТЬ $V_{пр} = 420$ км/ч.

2.2.8. Максимальная высота полета
(для самолетов с избыточным давлением в гермокабине $(0,4 \pm 0,02)$ кгс/см^2), м— 8100

Максимальная высота полета (для самолетов с избыточным давлением в гермокабине $(0,3 \pm 0,02)$ кгс/см^2), м:

для пассажирского варианта 6000
с пассажирами в высокогорных районах 7200
при перегонке самолета 8000

2.2.9. Максимальное отклонение шарика по указателям скольжения при выполнении маневра — не более одного диаметра шарика.

2.3. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНОЙ ПОЛОСЕ

2.3.1. Длина взлетно-посадочной полосы должна быть выбрана в соответствии с указаниями разд. 7.

2.3.2. Максимальная барометрическая высота расположения аэродрома для взлета и посадки — 300...3000 м.

2.3.3. Условная прочность грунта ВПП для взлета, посадки и руления при взлетной массе, кг, не ниже:

13 700 кг ..... 5,0 кгс/см^2
14 850 ..... 6,5 кгс/см^2
16 100 ..... 8,0 кгс/см^2

2.3.4. Взлет и посадка разрешены с ИВПП, отвечающих следующим требованиям:

— коэффициент сцепления..... не менее 0,3
— отсутствие на ИВПП сплошного слоя льда;
— толщина слоя воды на ИВПП ..... не более 10 мм
— толщина слоя слякоти на ИВПП..... не более 12 мм
— толщина слоя сухого свежевыпавшего снега на ИВПП ..... не более 50 мм

2.4. ПРЕДЕЛЬНО ДОПУСТИМАЯ СКОРОСТЬ ВЕТРА

2.4.1. Встречный ветер при взлете и посадке, м/с 30

3.4.2. Попутный ветер при взлете и посадке, м/с 5

2.4.3. Боковая составляющая скорости ветра под углом 90° к ВПП, м/с:

— при взлете и посадке на сухие ИВПП и ГВПП 15

— при взлете и посадке на ИВПП, покрытую слоем воды или слякоти толщиной 3 мм и менее, сухого свежевыпавшего снега согласно графику (рис. 2.3.) в зависимости от коэффициента $\mu_{сц}$;

— при взлете и посадке на ИВПП, покрытую слоем воды или слякоти толщиной более 3 мм 5

— при взлете и посадке на мокрую и покрытую слоем сухого свежевыпавшего снега ГВПП толщиной не более 50 мм 8

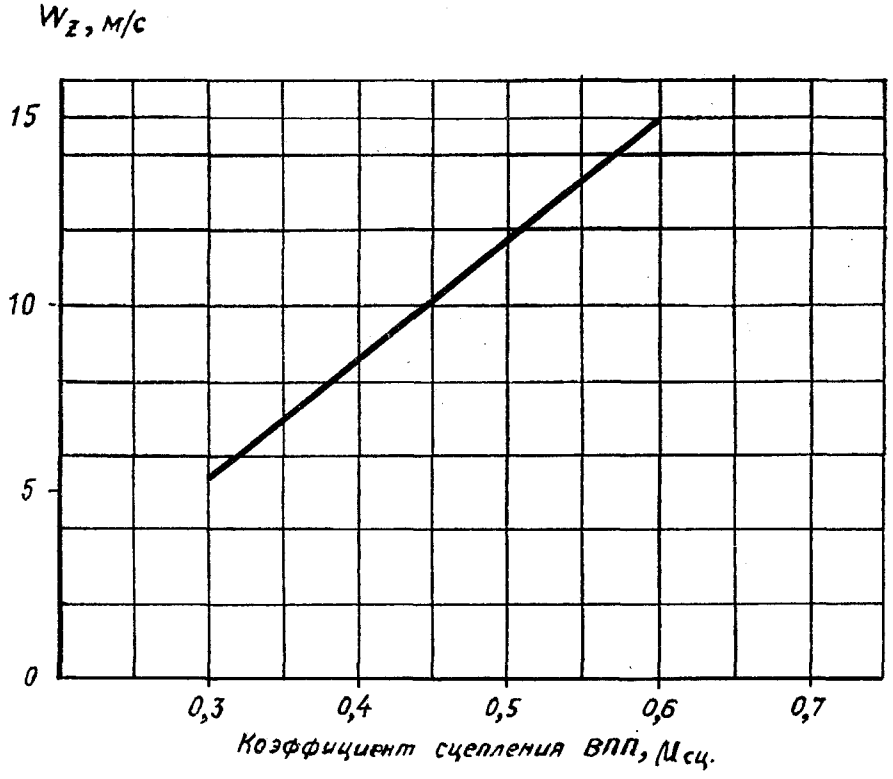


Рис. 2.3. Зависимость максимально допустимого бокового ветра на взлете и посадке от коэффициента сцепления ВПП

2.5. МАКСИМАЛЬНОЕ КОЛИЧЕСТВО ЗАПРАВЛЯЕМОГО ТОПЛИВА

2.5.1. Для самолетов 24-местных (с № 06 по № 1014), 27-местных (с № 0115 по № 1819) составляет, кг:

в правый бак-кессон	1500
в левый бак-кессон	1500
Всего	3000

2.5.2. Для самолетов с № 1919 составляет, кг:

в правый бак-кессон	2200
в левый бак-кессон	2200
Всего	4400

2.5.3. Для самолетов Як-40 и Як-40К с увеличенной до 6,0 т заправкой топлива составляет, кг:

в правый бак-кессон	3000
в левыи бак-кессон.	3000
Всего	6000



2.6. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СИЛОВОЙ УСТАНОВКЕ

Двигатель АИ-25.

2.6.1. Применяемые отечественные и зарубежные сорта топлива

Таблица 2.2

Маркировка	Спецификация	Страна, фирма
ТС-1	ГОСТ10227-62	СССР
РТ	ГОСТ 16564-71	СССР
Jet A-1	DERD 2494	Австрия, Mobil Oil
Jet A-1	DERD 2494	Алжир
Т-1, ТС-1	БДС 5075-82	НРБ
РТ	БДС 15636-83	НРБ
TS-1	COST 10227-62	ГДР
S-1, R-1	TGL-38582	ГДР
ATF K50 (Non Hydro Treated)	IS: 1571-76	Индия
TFC-1	D-2-3	Куба
PSM-2	PN-72/C-96026	ПНР
Т-1	STAS 5639-77	СРР
Jet A-1	STAS 3754-77	СРР
PEL	DERD 2494	Финляндия
Jet A-1	DERD 2494	Франция Air Total
PL-6	PND 25-005-81	ЧССР
РТ	ГОСТ 16564-71	ВНР

Примечания: 1 Разрешается смешивать отечественные и зарубежные сорта топлива.

2. Рекомендованные сорта топлива применять без добавления противообледенительных присадок, а при температуре воздуха у земли ниже -40° С топлива или их смеси применяются с добавкой противообледенительной присадки «И» (ГОСТ 8313-76, высшего или первого сорта), «И-М» (ТУ 6-10-1458-79); «ТГФ» (ГОСТ 17-4-77—75) и «ТГФ-М» (ТУ 6-10-1457—79) в количестве 0,10+0,05 % по объему.

3. Допускается применение зарубежных сортов топлива в соответствии с действующей «Инструкцией по взаимозаменяемости отечественных и зарубежных сортов ГСМ» и дополнениями к ней.

2.6.2. Применяемые масла: МК-8П (ГОСТ 6457-66), МС-8П (ОСТ 38.01163-78), АВИ-8А производства Румынии, МС=8РК.

Примечание. Для смазки и охлаждения деталей воздушного стартера применяется синтетическое масло Б-3В (ТУ 38.101295-75).

2.6.3. Максимально допустимая температура газов за турбиной на земле и в полете, ^{o}C:

в процессе запуска двигателя и на режиме малого газа 600
для взлетного режима 630
для номинального режима 570
для крейсерских режимов 550

Примечания: 1. Температура газов за турбиной для указанных режимов дана при условиях СА ($P_в$=760 мм рт. ст., $t_{нв.}$=15^{o}C) и V=0. При повышении температуры воздуха на каждый 1^{o}C максимально допустимая температура газов за турбиной повышается на 0,5^{o}C. При понижении температуры окружающего воздуха на каждый 1^{o}C максимально допустимая температура газов за турбиной снижается на 2^{o}C.

2. При включении отбора воздуха на противообледенительные системы самолета и двигателей, а также при полете на высотах более 6000 м допускается повышение температуры газов за турбиной не более чем на 60^{o}C (от расчетной по п. 1 примечания). При включении отбора воздуха на режимах от малого газа до частоты вращения закрытия клапанов перепуска воздуха за пятой ступенью ($n_{квд}$=73-76%) допускается повышение температуры газа за турбиной не более чем на 100^{o}C, при этом температура газов за турбиной не должна превышать 650^{o}C.

3. При приемистости двигателя в условиях, когда топливорегулирующая аппаратура поддерживает постоянную частоту вращения ротора КВД, допускается кратковременный (не более 10 с) заброс температуры газов за турбиной до 700 ^{o}C.

4. На установившихся режимах работы двигателя на земле и в полете допускаются изменения температуры газа за турбиной до 50^{o}C без превышения максимально допустимых величин.

5. Режимы работы двигателей на земле и в полете, соответствующие физической частоте вращения ротора КВД (66,5 - 71,5%), использовать как проходные.

2.6.4. Температура масла на входе в двигатель на всех режимах работы и на всех высотах полета ..... от -5 до + 90^{o}C

Минимальная температура масла на входе в двигатель, при которой разрешается запуск двигателя без подогрева (при температуре воздуха не ниже -40^{o}C) ..... не ниже -40^{o}C

2.6.5. Давление масла в главной магистрали двигателя:

на всех режимах и высотах полета, кгс/см^{2} ..... 2,0—4,5
на номинальном режиме на земле при $t_{м•вх}$=(60±10)^{o}C, кгс/см^{2} ..... 3,5±0,2

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ПОЛЕТАХ С НУЛЕВЫМИ ИЛИ ОТРИЦАТЕЛЬНЫМИ ПЕРЕГРУЗКАМИ ДОПУСКАЕТСЯ ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ МАСЛА ДО НУЛЯ НА ВРЕМЯ ДЕЙСТВИЯ ПЕРЕГРУЗОК. ЕСЛИ ПРИ ВЫВОДЕ САМОЛЕТА ИЗ ПЕРЕГРУЗКИ ДАВЛЕНИЕ МАСЛА В ДВИГАТЕЛЕ НЕ ВОССТАНАВЛИВАЕТСЯ, ДВИГАТЕЛЬ ВЫКЛЮЧИТЬ.

2.6.6. Давление топлива перед основными форсунками, кгс/см^{2} ..... не более 65

2.6.7. Допустимая виброскорость, мм/с 50

При этом одностороннее изменение текущей виброскорости двигателя без превышения допустимой — 50 мм/с:

— в течение одного полета на эшелоне, мм/с ..... не более 10
— на протяжении пяти последних полетов на эшелоне, мм/с ..... не более 15

Работа двигателя с повышенным уровнем вибрации (в случае непреднамеренного попадания в условия обледенения с температурой воздуха ниже минус 15°С) в течение 10 мин. — не более 70 мм/с.

2.6.8. Частота вращения ротора КНД на земле
и в полете не должна превышать, % 98

2.6.9. Взлетный режим работы двигателя
разрешается применять до высоты, м 4000

2.6.10. Приемистость двигателя при перемещении РУД от режима малого газа до взлетного режима за 1—2 с составляет, с:

на земле ..... не более 15
в полете ..... не более 12

2.6.11. Время перемещения РУД от режима полетного малого газа до номинального режима на высоте полета выше 6000 м должно быть не менее 6 с.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМАЯ СКОРОСТЬ ПОПУТНОГО (В ХВОСТ) ВЕТРА ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЕЙ 5м/с.

2. ВЗЛЕТНЫЙ РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ ПРИМЕНЯЕТСЯ ДЛЯ ВЗЛЕТА САМОЛЕТА И НАБОРА ВЫСОТЫ 200 м НАД УРОВНЕМ АЭРОДРОМА, А НОМИНАЛЬНЫЙ — ДЛЯ НАБОРА ВЫСОТЫ ЭШЕЛОНА.

В СЛУЧАЕ ПРИМЕНЕНИЯ ВЗЛЕТНОГО РЕЖИМА НА ВЫСОТЕ БОЛЕЕ 200 М ИЛИ НОМИНАЛЬНОГО В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ НЕОБХОДИМО ПОСЛЕ ПОЛЕТА ЗАПИСАТЬ В ФОРМУЛЯРЕ ДВИГАТЕЛЯ (РАЗД. «ОСОБЫЕ ЗАМЕЧАНИЯ ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ДВИГАТЕЛЯ И АВАРИЙНЫМ СЛУЧАЯМ») ПРИЧИНЫ ПРИМЕНЕНИЯ ЭТИХ РЕЖИМОВ (ВЫСОТА И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ РАБОТЫ), А ТАКЖЕ МАКСИМАЛЬНЫХ ЗНАЧЕНИЙ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ РОТОРА КНД, ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ РОТОРА КВД И ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗОВ ЗА ТУРБИНОЙ ЭТИХ РЕЖИМОВ.

3. В ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ ПОЛЕТА РАЗРЕШАЕТСЯ ДО ВЫСОТЫ 6000 м ПРИМЕНЯТЬ ВЗЛЕТНЫЙ РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ (БЕЗ ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ВРЕМЕНИ) ДО ПОЯВЛЕНИЯ ВОЗМОЖНОСТИ УМЕНЬШЕНИЯ РЕЖИМА.

4. ЕСЛИ ВЗЛЕТНЫЙ РЕЖИМ ПРИМЕНЯЛСЯ НА ВЫСОТЕ ВЫШЕ 4000 м ИЛИ БОЛЕЕ 5 МИН ДО НАБОРА ВЫСОТЫ 4000 м, ТО ВОПРОС О ДАЛЬНЕЙШЕЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ДВИГАТЕЛЯ РЕШАЕТСЯ С ЗАВОДОМ-ИЗГОТОВИТЕЛЕМ.

2.6.12. Наработка двигателя за ресурс:

на взлетном режиме, не более 5%
на номинальном режиме, не более 40%
на остальных режимах ..... без ограничений

2.6.13. Запрещается использовать реверсивное устройство:

на взлетном режиме работы двигателя;
при работе двигателя на номинальном режиме более 1 мин;
для перемещения самолета хвостом вперед.

2.7. ПРОЧИЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

2.7.1. В полете на борту самолета могут находиться 27, 31, 34, 36, 40 чел. в зависимости от варианта компоновки, из них: пассажиров 24, 27, 30, 32, 36; членов экипажа 3; бортпроводников 1.

2.7.2. Самолет может эксплуатироваться экипажем, состоящим из трех человек: командира воздушного судна (КВС), второго пилота и бортмеханика.

2.7.3. Ограничения по автопилоту:

Зона рабочих углов автопилота по крену	± 30°С
Зона рабочих углов автопилота по тангажу	± 15°С
Величина изменения скорости полета при разгонах и торможениях, при которой автотриммер обеспечивает перебалансировку руля высоты	± 100 км/ч

При сильной болтанке автопилот не включать.
Пилотирование самолета с помощью автопилота разрешается выполнять на высоте не ниже 300 м.

2.7.4. Максимальное эксплуатационное избыточное давление в гермокабине 0,4 кгс/см^2 для самолетов с № 1528 (а также 0827, 1727, 0728) и 0,3 кгс/см^2 (для самолетов до № 1528).
Производить отбор воздуха от двигателей на систему кондиционирования на взлетном режиме работы двигателей запрещается, за исключением полета в условиях обледенения.

2.7.5. Полет в условиях обледенения разрешается выполнять при температуре воздуха не ниже минус 15 °С.

2.7.6. Запрещаются полеты с грунтовых ВПП с размокшим верхним слоем (вода на поверхности грунта, грязь в состоянии прилипания к покрышке колеса), а также с полос, имеющих на поверхности каменистогалечные включения в несвязанном состоянии (мелкая галька, щебень).
В случае крайней необходимости выполнения посадки на аэродроме с размокшим грунтом рекомендуется на этапе выравнивания выключать боковые двигатели.
После посадки следует осмотреть входной тракт двигателей, особенно лопаток КНД, на отсутствие повреждений.

2.7.7. Руление самолета на грунтовых аэродромах разрешается при условной прочности не менее 5,0 кгс/см^2 для массы до 13,7 т и не менее 6,5 кгс/см^2 для массы более 13,7 т.

ВНИМАНИЕ! ПРИ БОКОВОМ ВЕТРЕ БОЛЕЕ 15 М/С РУЛЕНИЕ ПОСЛЕ ПОСАДКИ ПРОИЗВОДИТЬ С ВЫКЛЮЧЕННЫМ СРЕДНИМ ДВИГАТЕЛЕМ, ПРИ ЭТОМ БОРТМЕХАНИК ДОЛЖЕН ВНИМАТЕЛЬНО СЛЕДИТЬ ЗА РАБОТОЙ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК. ПРИ НЕУСТОЙЧИВОЙ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЕЙ (РОСТ ТЕМПЕРАТУРЫ, ПОМПАЖ) ВЫКЛЮЧИТЕ ДВИГАТЕЛИ. В ЭТОМ СЛУЧАЕ САМОЛЕТ БУКСИРУЕТСЯ ТЯГАЧОМ.

2.7.8. Максимально допустимая скорость буксировки самолета, км/ч:

по РД с искусственным покрытием	20
по грунту	10
на разворотах (угол разворота не более 30°)	5

Запрещаются буксировка самолета с механической тягой на уклонах более 5°, резкое страгивание и торможение самолета при буксировке.

АСЦ СЛА 5

2.7.9. Минимумы для взлета и посадки:

По скоростной классификации воздушных судов ИКАО самолет Як-40 относится к категории "В" воздушных судов.

2.7.9.1. Минимум для взлета

Таблица 2.3

Оборудование ВПП		Время суток	Дальность видимости на ВПП, м
С огнями осевой линии		днем и ночью	200
Без огней осевой линии	При наличии ОВИ (ОМИ)	днем ночью	300 400
(с маркировкой осевой линии)	Без ОВИ (ОМИ)	днем и ночью	400

Взлет при метеоусловиях хуже минимума для посадки разрешается при наличии запасного аэродрома, время полета до которого от аэродрома вылета не превышает 1 час.

На запасном аэродроме фактические и прогнозируемые метеоусловия должны быть не хуже минимума для посадки.

При отсутствии запасного аэродрома решение на вылет принимается, если метеоусловия на аэродроме вылета не хуже минимума для посадки на нем.

Взлет при дальности видимости на ВПП менее 400 м применяется при коэффициенте сцепления не менее 0,5 и боковой составляющей скорости ветра не более 8 м/с.

2.7.9.2. Минимумы для посадки (высота принятия решения - $H_{п.р.}$ и видимость на ВПП - $L_{вид}$):

Таблица 2.4

Режим захода на посадку	Параметры минимума, м	
	$H_{п.р}$	$L_{вид}$
По радиомаячной системе (ПСП)	50	700
По радиолокационной системе посадки и двум приводным радиостанциям (РСП+ОСП)	80	1000
По радиолокационной системе посадки (РСП)	80	1000
По двум приводным радиостанциям ОСП (2 АРК)	100	1500
По одной приводной радиостанции (ОПРС)	200	2500

Минимум визуального захода на посадку:

минимальная высота снижения ($H_{мс}$) — 150 м, видимость — 2500 м.

2.7.10. При эксплуатации аппаратуры "Курс МП-70" ("Курс МП-2") в полете ЗАПРЕЩАЕТСЯ выполнение полета в режиме заданного азимута по тем радиомаякам VOR и выполнение захода на посадку по системам ILS и СП на тех аэродромах, в отношении которых в "Сборнике аэронавигационной информации (AIP)" приведена информация о возможности помех от станций УКВ-ЧМ-радиовещания.

Раздел 3

ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ



СОДЕРЖАНИЕ

3.1. Подготовка к полету **3**

3.2. Заправка самолета **4**

3.2.1. Заправка самолета топливом **4**

3.2.2. Заправка самолета маслом **5**

3.3. Предполетный осмотр и проверка самолета и его оборудования экипажем .. **6**

3.3.1. Предполетный осмотр и проверка самолета и его оборудования бортмехаником **6**

3.3.2. Предполетный осмотр и проверка самолета и его оборудования вторым пилотом **14**

3.3.3. Предполетный осмотр и проверка самолета и его оборудования командиром воздушного судна **17**

3.4. Заключительные работы перед запуском двигателей **21**

3.5. Запуск пускового двигателя АИ-9 ..... **22**

3.6. Останов пускового двигателя АИ-9 ..... **24**

3.7. Холодная прокрутка двигателя АИ-9 ..... **25**

3.8. Запуск двигателя АИ-25 ..... **26**

3.9. Холодная прокрутка двигателя АИ-25 ..... **29**

3.10. Прогрев двигателя АИ-25 ..... **30**

3.11. Останов двигателя АИ-25 ..... **31**

3.11.1. Останов двигателя на земле **31**

3.11.2. Останов двигателя в полете **31**

3.1. ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ

В процессе предполетной подготовки КВС обязан:

- доложить диспетчеру АДП о готовности экипажа к прохождению предполетной подготовки;
- получить необходимую информацию о технической готовности самолета.

Экипажу необходимо:

- подготовить план полета по заданному маршруту;
- получить подробную сводку о метеорологических условиях на заданном маршруте, в пунктах взлета и посадки и на запасном аэродроме;
- выбрать метод взлета (с тормозов, с кратковременной остановкой на ВПП) с учетом располагаемых длин аэродрома и фактической взлетной массы.

Взлет с кратковременной остановкой применяется с целью экономии топлива и увеличения пропускной способности аэродрома, если фактически необходимая взлетная масса не ограничивается размерами аэродрома;

- определить максимальные взлетную и посадочную массы самолета для данных условий;
- определить скорости на взлете V_1, V_2, $V_{п.ст.}$ по найденной взлетной массе;
- определить наивыгоднейшую высоту полета в соответствии с пунктами 4.5.2 и 7.5.1;
- определить оптимальную начальную скорость крейсерского полета для заданной высоты в соответствии с пунктом 4.5.2 и таблицей 4.1;
- рассчитать потребное количество топлива и коммерческую загрузку, исходя из условий маршрута, в соответствии с указаниями разд. 7;
- проверить центровку самолета в соответствии с рекомендациями по загрузке и центровке самолета (прил. 1);
- выбрать запасные аэродромы для посадки;
- ознакомиться с особенностями самолета и бортовой документацией;
- провести предполетный осмотр самолета и его систем;
- расписаться в карте- наряде о готовности самолета к полету в соответствии с заданием на полет.

3.2. ЗАПРАВКА САМОЛЕТА

3.2.1. ЗАПРАВКА САМОЛЕТА ТОПЛИВОМ:

1. Произвести заправку топливных баков-кессонов (см. 2.5.1).

2. Перед заправкой самолета бортмеханику необходимо проверить:
   — имеются ли на стоянке средства пожаротушения;
   — заземлены ли самолет и топливозаправщик;
   — имеется ли в паспорте на топливо виза, разрешающая заправку;
   — слит ли отстой из топливозаправщика;
   — обесточен ли самолет;
   — слит ли отстой из топливной системы самолета.

3. Очередность заправки топливных баков-кессонов может быть любой. Контроль за количеством топлива при заправке осуществляйте по указателю топливозаправщика.
Максимальная заправка самолета топливом производится согласно рекомендациям, изложенным в 2.5 После заправки проверить количество топлива в каждом топливном баке-кессоне и суммарное количество в обоих баках-кессонах по показаниям топливомера в кабине экипажа.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ПРИ ЗАПРАВКЕ СЛЕДУЕТ СОБЛЮДАТЬ МЕРЫ, ИСКЛЮЧАЮЩИЕ ПОПАДАНИЕ ГРЯЗИ, ВОДЫ, ПЕСКА, ПЫЛИ И ДРУГИХ ПОСТОРОННИХ ПРЕДМЕТ В ГОРЛОВИНЫ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ-КЕССОНОВ.
2. ПО ОКОНЧАНИИ ЗАПРАВКИ СРАЗУ ЗАКРЫТЬ ЗАЛИВНЫЕ ГОРЛОВИНЫ ТС ЛИВНЫХ БАКОВ-КЕССОНОВ, СЛЕДЯ, ЧТОБЫ КРЫШКИ ЗАЛИВНЫХ ГОРЛОВ УСТАНАВЛИВАЛИСЬ БЕЗ ПЕРЕКОСОВ; ЗАТЯГИВАТЬ КРЫШКИ ОТ РУКИ.
3. ЕСЛИ ПОСЛЕ ПОСАДКИ САМОЛЕТА ОСТАТОК ТОПЛИВА МЕНЕЕ 80 Л В КАЖДОМ БАКЕ-КЕССОНЕ ИЛИ ЕСЛИ ПЕРЕД ЗАПРАВКОЙ ОСТАТОК ТОПЛИВА ИЗ БАКА-КЕССОНА СЛИВАЛСЯ, НЕОБХОДИМО ДЛЯ УДАЛЕНИЯ ИЗ ТРУБОПРОВОДОВ ВОЗДУХА ВЫПОЛНИТЬ ПРОЛИВКУ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ.
4. БОРТМЕХАНИКУ ПРОВЕРИТЬ КАЧЕСТВО СЛИТОГО ОТСТОЯ ИЗ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ.

ЦЕНТРАЛИЗОВАННАЯ ЗАПРАВКА
(для самолетов Як-40 и Як-40К с увеличенной до 6,0 т заправкой топлива)

ВНИМАНИЕ: ЗАПРАВКУ САМОЛЕТА ПРОИЗВОДИТЬ ТОЛЬКО НА РОВНОЙ ГОРИЗОНТАЛЬНОЙ ПЛОЩАДКЕ.

1. Подключить источник аэродромного электропитания 27 В.

2. Подсоединить шланг топливозаправщика к самолетному штуцеру централизованной заправки.

3. Открыть крышку панели централизованной заправки и включить выключатель «Питание включено», при этом загорятся зеленые сигнальный лампы «Краны заправ. открыты лев, прав.».

4. Проверить исправность сигнальных ламп «Краны заправ. открыты лев., прав.» и «Предел, давл. закрой краны» нажатием кнопки «Контроль ламп».

5. Установить выключатель «Заправка 6000 кг – 4000 кг» в необходимое положение.

6. Убедиться в том, что выключатели «Управление кранами» установлены в положение «Автомат» и дать команду начать заправку.

ВНИМАНИЕ! ЕСЛИ В ПРОЦЕССЕ ЗАПРАВКИ ЗАГОРИТСЯ КРАСНАЯ СИГНАЛЬНАЯ ЛАМПА «ПРЕДЕЛ ДАВЛ. ЗАКРОЙ КРАНЫ», НЕМЕДЛЕННО УСТАНОВИТЬ ВЫКЛЮЧАТЕЛИ «УПРАВЛЕНИЕ КРАНАМИ» В ПОЛОЖЕНИЕ «ЗАКРЫТИЕ» И ПОДАТЬ КОМАНДУ ПРЕКРАТИТЬ ЗАПРАВКУ

7. Окончание заправки определяется по погасанию зеленых сигнальных ламп «Краны заправ открыты лев. прав.» Необходимо выдержать паузу в течение 1—2 мин и удостовериться, не загораются ли дни вновь; если загорятся — дозаправить баки с давлением топлива на топливозаправщике 0,7 кг/см до окончательного погасания ламп. После дозаправки выключатель «Питание включено» выключить, закрыть панель крышкой и определить количество топлива по указателю электроемкостного топливомера и по дискретному топливомеру согласно 6.2.

Заправку дополнительных топливных кессонов производить в день вылета.

При количестве заправляемого топлива 6000 кг заправку самолета производить в следующей последовательности:

- заправку 4400 кг топлива производить согласно п. 1-7 (см. выше),
- Дальнейшую заправку топливом до 6000 кг (в дополнительные топливные кессоны) производить при давлении не более 1,5 кг/см^2 по манометру топливозаправщика.

В случае неполной заправки дополнительных топливных кессонов (при количестве заправляемого топлива более 4400 кг, но менее 6000 кг) заправку левого и правого дополнительных топливных кессонов производить поочередно при давлении не более 1,5 кг/см^2, заправляя по 50% необходимого количества топлива и контролируя заправку по топливомеру топливозаправщика.

СЛИВ И ПРОВЕРКА ОТСТОЯ ТОПЛИВА.

Слив и проверка отстоя топлива производится с целью выявления и удаления из баков-кессонов воды, кристаллов льда и механических примесей

Слив и проверка отстоя топлива производится

— при приемке самолета экипажем (если не будет производиться заправка топливом),

— перед заправкой самолета топливом,

— после заправки самолета топливом

Во всех указанных случаях слив и проверка отстоя топлива производится из сливных кранов корневых баков-кессонов (правого и левого), при этом слив и проверка отстоя после заправки самолета топливом производятся не менее чем через 15 мин после заправки

При проверке отстоя топлива убедиться в отсутствии воды, кристаллов льда и механических примесей.

ВНИМАНИЕ! НЕПОСРЕДСТВЕННО ПЕРЕД ЗАПРАВКОЙ САМОЛЕТА ТОПЛИВОМ ПРОВЕРИТЬ ОТСТОЙ ТОПЛИВА В ТОПЛИВОЗАПРАВЩИКЕ

3.2.2. ЗАПРАВКА САМОЛЕТА МАСЛОМ

1 Произвести заправку маслобаков двигателей АИ-9 и АИ-25 соответствующими маслами (см 1 7 и 2.6.2., разд 1 и 2)

2. Измерение количества масла в маслобаках двигателей необходимо производить через 10 мин после выключения двигателей после опробования

3 Полная заправка маслобака каждого двигателя А 1-25 составляет 7,5 л (по мерной линейке) Минимальное количество масла, при котором разрешается вылет, не менее 4,5 л

4 При нормальной заправке двигателя АИ-9 уровень масла в маслобаке должен быть между рисками на мерном стекле маслобака.

Полная заправка маслом составляет 2-2,2 л

Примечание. Слив масла из маслобаков двигателей АИ-25 и АИ-9 следует производить при открытых заливных горловинах маслобаков

3.3. ПРЕДПОЛЕТНЫЙ ОСМОТР И ПРОВЕРКА САМОЛЕТА И ЕГО ОБОРУДОВАНИЯ ЭКИПАЖЕМ

Примечание. Объем предполетной подготовки самолета экипажем в промежуточных аэропортах посадки разрешается ограничить только внешним осмотром самолета при следующих условиях:
— за время полета на самолете не имели место неисправности систем и оборудования;
— персональный состав экипажа в данном аэропорту не заменялся.

3.3.1. ПРЕДПОЛЕТНЫЙ ОСМОТР И ПРОВЕРКА САМОЛЕТА И ЕГО ОБОРУДОВАНИЯ БОРТМЕХАНИКОМ

Перед полетом бортмеханик обязан принять доклад от бригадира перронной (технической) бригады о готовности самолета к полету, количестве и сорте заправленного топлива, масла, гидросмеси; проверить наличие на борту свидетельства о регистрации воздушного судна, удостоверения о его годности, журнала санитарного состояния судна, бортжурнала и РЛЭ.

По последним записям в бортжурнале проверить выполнение регламентных работ и устранение дефектов.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЕ РАБОТЫ.

Проверить, имеются ли около самолета средства пожаротушения, установлены ли колодки под колесами основных стоек шасси, убедиться, что [illegible] отсутствуют механические примеси и вода, а в зимнее время — кристаллы льда. Убедиться в том, что с самолета сняты все чехлы и заглушки, кроме заглушек статики, ППД и заглушек, закрывающих воздухозаборники двигателей, которые снимаются непосредственно перед запуском двигателей.

Проверить фактическую заправку топлива и гидросмеси и убедиться, что заливные горловины надежно закрыты и законтрены.

Зимой убедиться в отсутствии льда, снега и инея на поверхности самолета, фонаре кабины экипажа и окнах фюзеляжа, узлах подвески элеронов, закрылков, рулей, стабилизатора, триммеров, наружных антеннах, статических разрядниках, стеклах посадочно-рулежных фар, АНО, проблесковых маяках, приемниках полного и статического давлений, приемнике термометрах наружного воздуха, замках убранного положения шасси и пассажирского трапа, а также проверить, нет ли закупорки и обмерзания заборников дренажа топливных баков-кессонов.

ОСМОТР ПЛАНЕРА И СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ.

Осмотр самолета производится по маршруту, приведенному на рис. 3.1.

1. Левая хвостовая часть фюзеляжа и входной трап.

Проверить:
— нет ли повреждения обшивки, плотно ли прилегают крышки люков и надежно ли они закрыты;
— нет ли подтекания гидросмеси из трубопроводов и агрегатов;
— целость сигнального диска саморазрядки системы пожаротушения;
— состояние замка убранного положения трапа и убедитесь в его чистоте;
— внешнее состояние трапа и убедитесь в его исправности и чистоте;
— уровень гидросмеси в гидробаке, который должен быть в пределах полосы мерного стекла;
— состояние и крепление хвостового обтекателя;
— целость и чистоту стекол нижнего проблескового маяка.

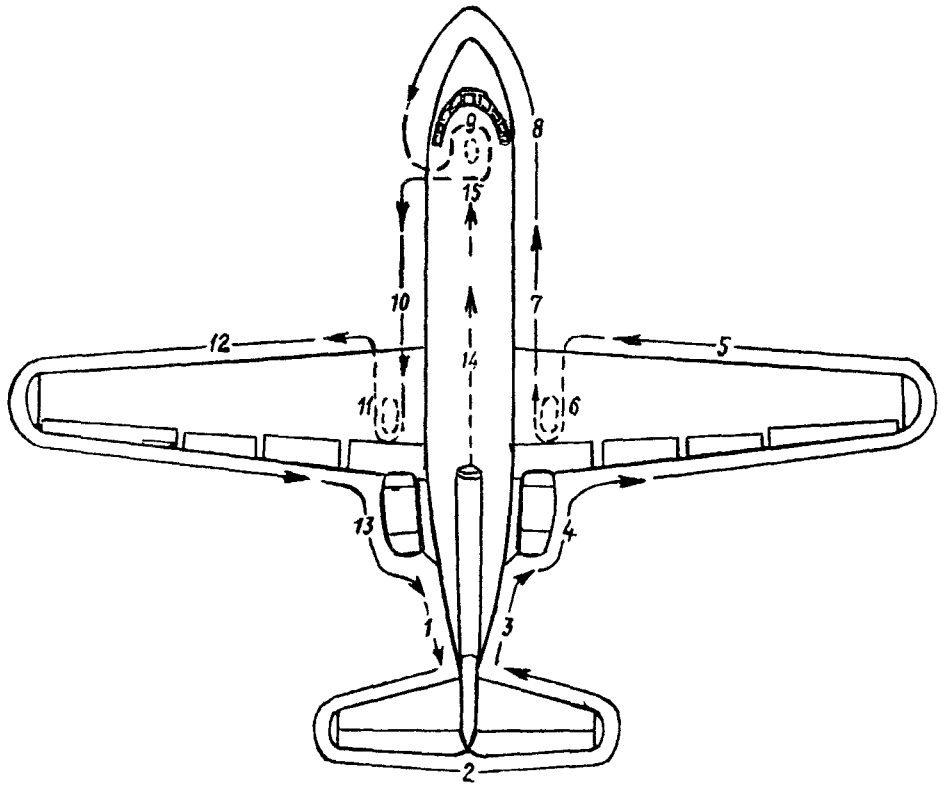


Рис. 3.1. Маршрут предполетного осмотра самолета:
1 - левая хвостовая часть фюзеляжа и входной трап; 2 - оперение, пусковой двигатель АИ-9, средний двигатель АИ-25 и реверсивное устройство; 3 - правая хвостовая часть фюзеляжа; 4 - правый двигатель АИ-25; 5 - правая консоль крыла; 6 - правая основная стойка и ниша шасси; 7 - корневая часть крыла, нижняя, средняя и правая части фюзеляжа; 8 - носовая часть фюзеляжа; 9 - передняя стойка и ниша шасси; 10 - средняя, левая и нижняя части фюзеляжа и корневая часть крыла; 11 - левая основная стойка и ниша шасси; 12 - левая консоль крыла; 13 - левый двигатель АИ-25; 14 - пассажирский салон; 15 - кабина экипажа

2. Оперение, пусковой двигатель АИ-9 и средний двигатель АИ-25.

Осмотрите стабилизатор, рули высоты и направления, триммер руля направления, проверьте нет ли видимых наружных повреждений и отставания заклепок, сняты ли струбцины с руля высоты и руля направления.

Убедиться в надежности закрытия левой крышки капота и легкости открытия клапанов прохода воздуха к пусковому двигателю АИ-9, проверить,нет ли подтеканий топлива и масла из-под капота.

Проверить:

— нет ли подтекания масла, гидросмеси и топлива и убедитесь в надежности закрытия замков крышек левой гондолы и смотрового люка среднего двигателя;
— целость и чистоту стекол хвостового АНО, проблескового маяка и состояние электростатических разрядников на оперении;
— состояние створок и деталей системы РТУ среднего двигателя и убедитесь в отсутствии течи АМГ-10 по штокам и соединениям гидроцилиндров реверсивного устройства, в отсутствии трещин в защитных экранах гидроцилиндров;
— давление в баллонах огнетушителей УБШ.

3. Правая хвостовая часть фюзеляжа.

Проверить:

— нет ли повреждений обшивки, плотность прилегания и надежность закрытия крышек зарядных люков кислородной системы, водяного и сливного баков туалета;
— нет ли подтекания воды и химжидкости;
— зарядку ракетниц.

Убедитесь в отсутствии посторонних предметов и механических повреждений воздухозаборника системы кондиционирования.

4. Правый двигатель АИ-25.

Осмотреть:

— гондолу и пилон двигателя,убедиться в отсутствии механических повреждений и подтекания масла, гидросмеси и топлива из-под обшивки гондолы;
— входной канал двигателя и ВНА и убедиться в отсутствии механических повреждений, посторонних предметов и загрязнений на штыре и приемном окне сигнализатора обледенения и снятии предохранительного колпачка на сигнализаторе обледенения РИО-3 (на самолетах до 36-й серии).

Примечание. Допускаются:

1) повреждения лопаток компрессора, оговоренные временными нормами;
2) цвета побежалости и потемнения пера рабочих лопаток 1-й ступени КНД на длине не более 5 мм от торца пера;
3) выработка уплотнительного покрытия рабочих колец КНД.

5. Правая консоль крыла.

Проверить:

— полностью ли выдвинут и не погнут механический указатель положения стойки шасси;
— нет ли повреждений обшивки, плотность прилегания и надежность закрытия замков крышек заливных горловин топливных баков-кессонов и люков;
— нет ли течи топлива в местах расположения топливных баков-кессонов и сливных кранов;
— состояние заборника дренажной системы топливного бака-кессона;
— состояние статических разрядников, стекол АНО и посадочно-рулежных фар (АПРФ);
— нет ли повреждений элерона и триммера и снята ли струбцина;
— состояние закрылков, нет ли наружных повреждений и деформаций.

6. Правая основная стойка и ниша шасси.

Проверить:

— состояние и надежность крепления створок шасси;
— нет ли подтекания гидросмеси из шарнирных соединений трубопроводов подвода гидросмеси к цилиндрам уборки и выпуска шасси и к тормозным дискам колес;
— нет ли течи гидросмеси из-под уплотнений штока амортизатора стойки;
— обжатие амортизатора стойки. Видимая высота рабочей части штока должна быть:
35—70 мм — для самолетов со взлетной массой до 14 850 кг;
20—5 мм — для самолетов со взлетной массой 17 200 кг;
— не имеет ли покрышка колеса смещений относительно барабана и повреждений, препятствующих дальнейшей ее эксплуатации.
Убедиться в том, что обжатие авиашины колеса составляет 40—60 мм. Если обжатие больше или меньше указанных значений, проверить по манометру давление в авиашине;
— чистоту и исправность замков убранного положения шасси, концевых выключателей и прочих элементов шасси;
— снятие стопорного штыря подкоса шасси.

7. Средняя, правая и нижняя части фюзеляжа и корневая часть крыла.

Проверить:

— целость остекления окон фюзеляжа;
— визуально с земли - нет ли повреждений аварийного выхода и закрыт ли он;
— осмотреть верхнюю и нижнюю антенны АРК и УКВ, убедиться в их целости и надежности крепления к фюзеляжу, убедиться в отсутствии механических повреждений и надежности крепления к фюзеляжу стеклотекстолитовых крышек, заглушек, рамочных антенн радиокомпасов АРК-9, антенн радиовысотомеров РВ-3М, антенны маркерного приемника МРП-56П.

Проверить:

— плотность прилегания и надежность закрытия замков крышек люков;
— нет ли течи топлива в местах расположения сливных кранов, подкачивающих насосов и топливных аккумуляторов.

8. Носовая часть фюзеляжа.

Проверить:

— нет ли видимых повреждений обшивки и надежность закрытия замков носового обтекателя и люков аккумуляторов;
— целость остекленения фонаря кабины экипажа и взлетно-посадочных фар;
— нет ли повреждений приемника полного давления и статических отверстий, крепление приемников температуры наружного воздуха П-5;
— исправность боковой двери и двери грузового люка (для самолетов Як-40К), плотность их закрытия.

9. Передняя стойка и ниша шасси.

Проверить:

— состояние и надежность крепления створок и щитка шасси;
— состояние штуцера статики регулятора изд. 2077, убедиться в отсутствии повреждений и его чистоте;
— нет ли следов подтекания гидросмеси;
— обжатие передней стойки.

Видимая высота рабочей части штока должна быть в пределах 70—110 мм для самолетов со взлетной массой до 14 850 кг и 50—120 мм для самолетов со взлетной массой 17 200 кг;

— не имеет ли покрышка колеса смещений относительно барабана и повреждений, препятствующих дальнейшей эксплуатации колеса. Обжатие авиашины должно быть 30—40 мм. В случае, если обжатие больше или меньше указанных значений, проверить по манометру давление в авиашине;
— состояние троса заземления;
— снятие стопорного штыря подкоса шасси и состояние замка убранного положения шасси.

10. Средняя, левая, нижняя части фюзеляжа и корневая часть крыла.

Осмотр производить аналогично осмотру средней правой нижней части фюзеляжа и корневой части крыла. Проверить датчик ДУА-3М (на самолетах, оборудованных сигнализацией срывного режима).

11. Левая основная стойка и ниша шасси.

Осмотр производить аналогично осмотру правой стойки шасси и ее ниши.

12. Левая консоль крыла.

Проверку и осмотр производить аналогично осмотру правой консоли.

13. Левый двигатель АИ-25.

Осмотр производить аналогично осмотру правого двигателя.

14. Пассажирский салон.

Осмотреть багажное помещение, туалет, гардероб, пассажирский салон и проверить:

— укомплектованность всех помещений съемным оборудованием и их чистоту, убедиться в отсутствии в помещениях посторонних предметов;
— размещение груза (багажа) и надежность его крепления;
— целость стекла окон фюзеляжа, салонных светильников и светосигнальных табло;
— надежность закрытия аварийных выходов, боковой двери и снятия с них контровочных чек;
— снятие предохранительного ремня с боковой двери самолета;
— надежность закрытия и фиксацию замков двери грузового люка (для самолетов Як-40К) после загрузки самолета грузом;
— нет ли повреждений входной двери, исправность уплотнительной резины и надежность работы замка двери;
— нет ли повреждений и загрязнений кресел, багажных полок;
— закрытие отсека спецоборудования за кабиной экипажа.

15. Кабина экипажа.

Осмотр и проверку оборудования производить по маршруту, приведенному на рис. 3.2.

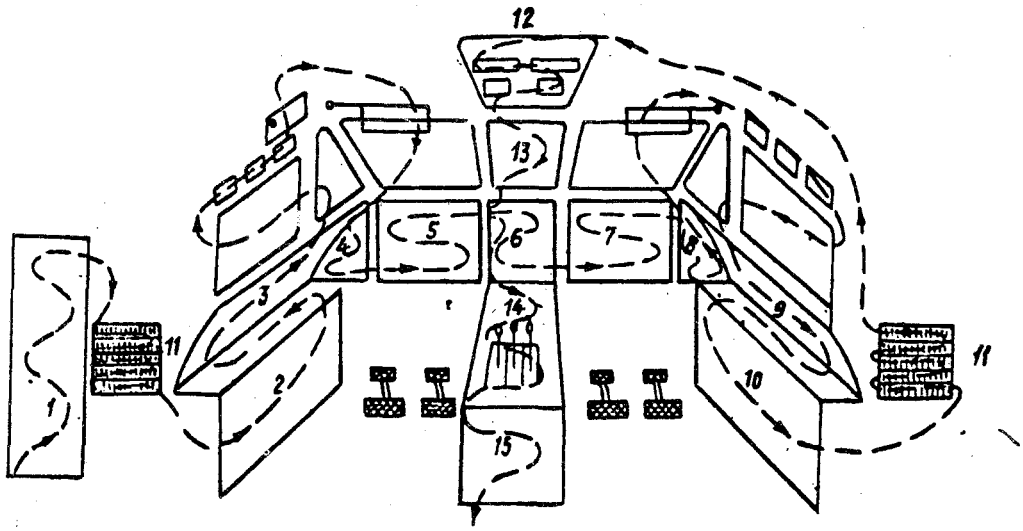


Рис. 3.2. Маршрут осмотра кабины экипажа бортмехаником:
1 - панель у шп. № 8; 2, 3 - левый пульт; 4 - левая неподвижная панель; 5 - левая амортизированная панель; 6 - средняя панель; 7 - правая амортизированная панель; 8 - правая неподвижная панель; 9, 10 - правый пульт; 11 - правый и левый электрощитки АЗС; 12 - верхний пульт; 13 - среднее стекло; 14, 15 - средний пульт

При осмотре проверить:

— чистоту кабины, убедиться в отсутствии в ней посторонних предметов;

— установку на электрощитках выключателей генераторов, аэродромного питания и аккумуляторов, а также остальных выключателей и переключателей в положение «Выключено» или в исходное положение;

— включение стояночного тормоза и величину давления в гидросистеме;

— положение переключателя уборки и выпуска шасси в зафиксированном нейтральном положении, а также переключателя аварийного выпуска шасси.

Крышки аварийного выпуска шасси и закрылков должны быть закрыты и законтрены;

— включение АЗС «Автом. раст. колес»;

— исправность кресел пилотов и привязных ремней. Подготовьте свое рабочее место и рабочие места пилотов;

— перемещение рычагов управления двигателями, предварительно откинув предохранительную планку РУД.

Перемещение должно быть плавным и легким, без рывков, заеданий, люфтов и стука в проводке управления двигателями на всем диапазоне перемещений рычагов;

— полностью ли выдвинут и не погнут механический указатель передней стойки;

— наличие и крепление на своих местах всего штатного оборудования;

— находится ли на своем месте топорик и имеют ли пломбы бортовые ручные огнетушители;

— целость и чистоту остекления кабины;

— легкость хода и плотность прилегания боковых форточек;

— закрытие и опломбирование верхнего аварийного люка.

Бортовые приборы не должны иметь наружных повреждений; стрелки приборов должны находиться в исходных положениях, а панели приборных досок надежно закреплены;

— наличие графиков и таблиц поправок к барометрическим высотомерам, указателям скорости и компасам, точность показаний бортовых часов.

Примечание. На самолетах, выполняющих международные полеты, устанавливаются:

— для высотомеров УВИД-30-15 и ВД-10К — по две таблицы поправок для эшелонов на внутренних линиях и линиях ИКАО;

— для высотомеров ВЭМ-72ФГ и ВМФ-50К — таблицы поправок в футах для эшелонов ИКАО;

— включение и контровку АЗС «Блокировка РИО-3» на правом пульте;

— закрытие и контровку колпачков аварийных автоматов, колпачков выключателей, переключателей и кнопок;

— наличие необходимого размера масок ЛП-2, зарядку кислородом баллона (давление 30 кгс/см^2 при температуре воздуха 20 °С), исправность кислородных масок и запас кислорода в переносном баллоне по манометру, открыв запорный вентиль. После проверки вентиль оставить открытым;

— герметичность магистралей низкого давления и работу комплектов КП-24М без избыточного давления;

— включение и контровку трехходового крана на командном приборе 2077;

— установку задатчика «Избыточное давление» на значение 0,3 кгс/см^2 (или 0,4 кгс/см^2 для самолетов с зав. N 1528, а также для самолетов № 0827, 1727, 0728);

— установку задатчика «Скорость изменения давления» на величину 0,18 мм рт. ст./с;

— установку задатчика «Начало герметизации» на давление 650 мм рт. ст.;

— переключатель «Дублер рег. давл.» в положение «Выключен»;

— выключатель «Авар. сброс давл.» в положении «Выключен»;

— показание кабинного вариометра — 0;

— показания УВПД-5-0,8К;

— «Перепад давления» — 0;

— «Высота в кабине» — высота аэродрома;

— напряжение бортовых аккумуляторных батарей под нагрузкой, для чего установить выключатель вольтметра «27 В» в положение «Сеть», поочередно подключая левый и правый аккумуляторы к бортсети.

Для самолетов с аккумуляторами 12САМ-28 включить кратковременно левый топливный насос, при этом нагрузка составляет примерно 12 А, а напряжение бортсети должно быть не ниже 24 В.

Для самолетов с аккумуляторами 20НКБН-25 включить кратковременно насосную станцию НС-14Д (или преобразователь ПО-1500 «Стекло»), преобразователь «ПТ-500Ц РЛС», фары (АПРФ), левую и правую в режиме «Посадка», при этом нагрузка составит примерно 90-100 А, а напряжение бортсети должно быть не ниже 24 В.

16. Действия бортмеханика после подключения аэродромного источника электроэнергии.

Перед подключением аэродромного источника электроэнергии необходимо проконтролировать его напряжение с помощью вольтметра.

После подключения аэродромного источника электроэнергии (при этом должен засветиться светосигнализатор «Аэр. пит. вкл») необходимо выполнить следующее:

— установить переключатели «Борт. аккум. — Выкл. — Аэр. пит.» в положение «Аэр. пит.». Проверить по вольтметру «27 В» напряжение, установив переключатель в положение «Сеть». Напряжение должно быть в пределах 24—28,5 В;

— проверить по вольтметру «115 В» напряжение наземного источника питания переменного тока, которое должно быть (115±2) В.

Включить автоматы защиты сети на панелях АЗС и проверить:

— исправность светосигнализаторов контроля работы гидросистемы;

— исправность светосигнализатора предельного рассогласования закрылков СПР-1 нажатием кнопки «Контроль СПР»;

— работу светосигнализаторов положения шасси и сирены;

— исправность светосигнализаторов на левой и правой досках и пультах нажатием кнопок «Контроль ламп»;

— исправность светосигнализаторов системы пожаротушения нажатием кнопки «Контроль ламп» на верхнем пульте;

— суммарное количество топлива и раздельно в каждом кессоне по указателю электроемкостного топливомера (при включенном ПО-1500 «Радио»). На самолетах Як-40 и Як-40К с увеличенной до 6,0 т заправкой топлива, кроме того убедиться в наличии топлива в дополнительных кессонах и рассчитать общее количество топлива согласно 6.2;

— исправность электромеханизмов триммеров путем кратковременного включения, после чего установить их в нейтральное положение (должны загореться зеленые светосигнализаторы);

— показания термометров наружного и кабинного воздуха;

— исправность полного и дежурного освещения пассажирского салона, освещения туалета и багажного помещения;

— поступление воды в кран умывальника, а химжидкости в унитаз;

— работоспособность преобразователей;

— исправность и работу электроцепей светосигнализаторов красного цвета открытого положения дверей, грузолюка (для самолетов с 45-й серии) и трапа. Светосигнализаторы должны гореть при любых открытых дверях грузолюка или при выпущенном трапе;

— исправность светосигнализатора вызова экипажа.

Примечание. При проверке исправности светосигнализаторов от кнопок "Контроль ламп" допускается горение отдельных светосигнализаторов не в полный накал.

17. Расстопорить рули управления самолетом. При полном отклонении педалей, штурвальной колонки и полном повороте штурвала убедиться в легкости их хода и правильном отклонении элеронов, рулей высоты и направления.

После окончания проверки застопорить рули управления самолетом.

Примечание. Указанную проверку производить при приемке самолета бортмехаником от АТБ базового аэропорта совместно с авиатехником перед началом рейса, а также после проведения каких-либо работ по управлению самолетом в промежуточном аэропорту.

18. Проверить светосигнализаторы обледенения РИО-3 (на самолетах с 36-й серии установлен один РИО-3) в соответствии с указаниями «Проверка противообледенительной системы на земле» и после проверки выключатели светосигнализаторов установите в положение «Работа». Проверка сигнализаторов более 3 с запрещается.

19. Перед полетом при неработающих двигателях проверить работу противообледенительной системы самолета в соответствии с указаниями, изложенными в 6.9.2.

Примечание. При отсутствии наземного источника электроэнергии необходимо проверять исправность мощных потребителей после запуска двигателей и подключения генераторов к бортсети самолета.

20. По окончании предполетной подготовки выключить все потребители и источники электроэнергии и доложить КВС о готовности самолета к полету.

21. Закрыть дренажные отверстия нижних рельсов форточек. Для левой форточки установить в дренажное отверстие резиновую пробку, для правой — установить кран слива в положение «Закрыто».

3.3.2. ПРЕДПОЛЕТНЫЙ ОСМОТР И ПРОВЕРКА САМОЛЕТА И ЕГО ОБОРУДОВАНИЯ ВТОРЫМ ПИЛОТОМ

Перед полетом второй пилот обязан произвести внешний осмотр согласно маршруту предполетного осмотра самолета (см. рис. 3.1).

1. Осмотреть фюзеляж, крыло, оперение и силовые установки; убедиться, что обшивка, зализы, воздухозаборники и капоты не имеют повреждений и из-под них нет подтеканий топлива и масла; люки на обшивке и крышке капота двигателей закрыты, посадочно-рулежные фары, проблесковый маяк, АНО и антенны не повреждены; элероны, закрылки, рули и триммеры не повреждены; убедитесь в том, что заглушки от статических отверстий и чехлы с приемников полного давления сняты. Зимой убедитесь в отсутствии льда, снега и инея на поверхности самолета, остеклении фонаря кабины экипажа, узлах подвески элеронов, закрылков, рулей, стабилизатора, триммеров, а также проверить, нет ли закупорки и обмерзания заборников дренажа топливных баков-кессонов.

2. Осмотреть шасси и убедиться в следующем:
   — обжатие авиашин нормальное, покрышки не имеют наружных повреждений и смещений относительно реборд колес (по меткам), трубопроводы тормозной системы на стойках шасси и колесах не имеют повреждений;
   — стойки шасси имеют нормальное обжатие и герметичны.

3. Убедиться в наличии и правильности размещения загрузки на самолете, проверить фактическую центровку и взлетную массу самолета.

4. Осмотреть кабину экипажа согласно маршруту осмотра (рис. 3.3) и убедиться, что остекление чистое, не имеет повреждений, АЗС, выключатели и переключатели на правой, левой и центральной панелях выключены, переключатель нормального выпуска и уборки шасси находится в нейтральном положении и зафиксирован, крышки управления аварийным выпуском шасси и закрылков закрыты и законтрены. Ручка крана дренажа нижнего рельса правой форточки находится в положении «Закрыто».

5. Определить угол установки стабилизатора в зависимости от центровки самолета.

6. Осмотреть свое рабочее место, подогнать сиденье, педали и привязные ремни по своему росту.

7. Произвести осмотр и проверку работы оборудования своего рабочего места.

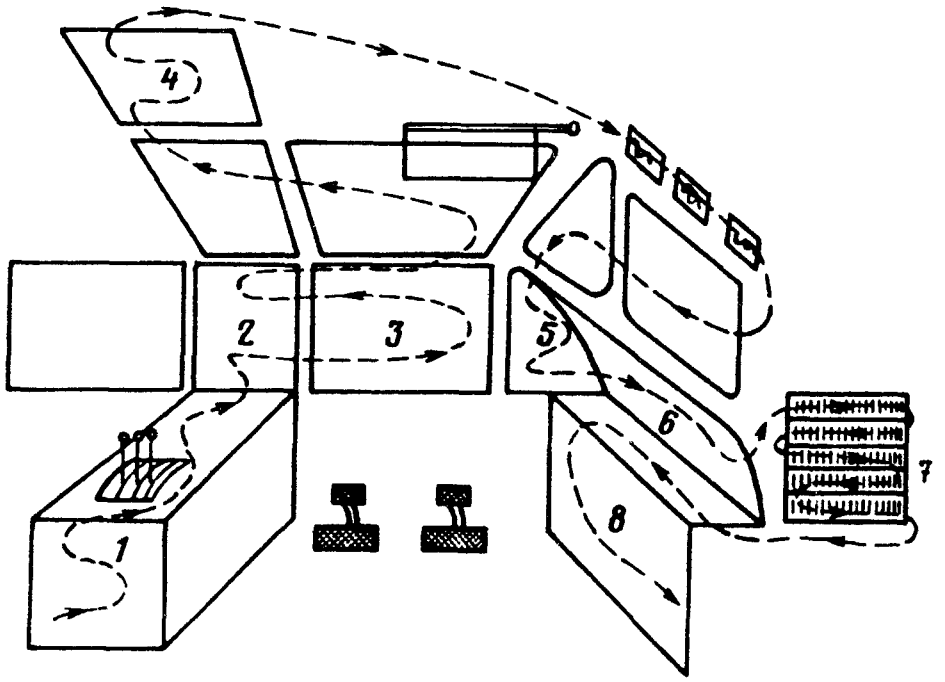


Рис. 3.3. Маршрут осмотра кабины экипажа вторым пилотом:
1 - средний пульт; 2 - средняя панель; 3 - правая амортизированная панель; 4 - верхний пульт; 5 - правая неподвижная панель; 6 - правый пульт; 7 - правый электрощиток АЗС; 8 - правый пульт

8. Проверить правильность исходных положений органов управления и показаний приборов, расположенных на приборной доске второго пилота и на правом пульте.
На самолетах, оборудованных радиокомпасом АРК-15М и аппаратурой «Курс МП-70» дополнительно убедитесь в том, что:
а) ручки переключения режимов на правом РМИ-2 находятся в положении «АРК-1» и «АРК-2» (при работе с АРК-15М) или «VOR-1» и «VOR-2» (при работе с аппаратурой «Курс МП-70»);

б) на правом пульте управления аппаратуры «Курс МП-70»:
— установлена частота радиомаяка VOR;
— регулятор громкости находится в положении максимальной громкости;
— выключатель «Вкл» находится в выключенном (нижнем) положении;

в) на селекторе режимов аппаратуры «Курс МП-70»:
— переключатель систем посадки находиться в положении «СП-50» или «ILS»;
— регулятор громкости находится в положении максимальной громкости;
— переключатель «Маршрут-Посадка» находится в положении «Маршрут»;

г) на селекторе курса установлен заданный курс (при работе в режиме VOR).

9. Проверить наличие графиков и таблиц поправок к барометрическим высотомерам, указателям скорости и компасам, точность показаний бортовых часов.

10. Совместно с КВС или по его указанию проверить при включенном аэродромном питании работу навигационного оборудования.

На пульте управления установить:

— на шкале широтного потенциометра широту аэродрома вылета;
— переключатель режимов работы в положение «ГПК»;
— переключатель потребителей в положение «Осн.».

На коррекционном механизме КМ-8 установить магнитное склонение «0°»:

— включить преобразователи ПТ-500Ц и АЗС курсовой системы ГМК-1Г, проверить работу ГМК-1Г в режимах «ГПК» и «МК» по основному и резервному гидроагрегатам; выполнить предварительную установку гироагрегатов курсовой системы ГМК-1Г в режиме «МК», убедиться, что показания ГМК-1Г соответствуют фактическому курсу самолета и совпадают с показаниями компаса КИ-13.

Включить и настроить радиокомпасы АРК-9 (АРК-15М): первый — на ДПРМ аэродрома вылета и на ОПРС выходного коридора или поворотного пункта маршрута; второй — на БПРМ аэродрома вылета и на ОПРС коридора;

— убедиться, что частоты на шкалах настройки и курсовые углы на радиокомпасах соответствуют частотам радиостанций и курсовым углам на них.

В аэропортах, оборудованных системами посадки СП-50, СП-70, ILS или радиомаяками VOR, включить курсовой и глиссадный радиоприемники и проверить их работу. На самолетах, оборудованных аппаратурой «Курс МП-70», включить ее и по команде КВС проверить исправность правого полукомплекта.

Настроить самолетный дальномер СД-75 на частоту радиомаяка ДМЕ аэродрома базирования и убедиться, что дальность до него соответствует местоположению самолета.

Убедиться в исправности бортового радиолокатора.

На самолетах, выполняющих международные полеты, проверить высотомер ВЭМ-72 ФГ в режиме «Автоконтроль».

Установить стрелку акселерометра на единицу.

Установить стрелки высотомеров УВИД-30-15 и ВД-10К на нуль и убедиться в соответствии шкал барометрического давления высотомеров барометрическому давлению на аэродроме.

Разница в показаниях не должна превышать ±1,5 мм рт. ст. при значениях температуры от 15 до 35° С, а при других температурах ±2,5 мм рт. ст.

На самолетах, выполняющих международные полеты, установить на высотомерах ВЭМ-72ФГ и ВМФ-50К давление, приведенное к уровню моря, и сравнить показания высотомеров между собой и с высотой расположения аэродрома. Разница не должна превышать 100 футов.

ВНИМАНИЕ! ВЗЛЕТ ЗАПРЕЩАЕТСЯ:

— ЕСЛИ НА ВЫСОТОМЕРАХ, ИЗМЕРЯЮЩИХ ВЫСОТУ В МЕТРАХ, РАЗНОСТЬ МЕЖДУ ПОКАЗАНИЯМИ ШКАЛ БАРОМЕТРИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ И ДАВЛЕНИЕМ НА АЭРОДРОМЕ ПРЕВЫШАЕТ УКАЗАННЫЕ ВЕЛИЧИНЫ;

— ЕСЛИ НА ВЫСОТОМЕРАХ, ИЗМЕРЯЮЩИХ ВЫСОТУ В ФУТАХ, РАЗНИЦА В ПОКАЗАНИЯХ ВЫСОТОМЕРОВ, А ТАКЖЕ МЕЖДУ ПОКАЗАНИЯМИ ВЫСОТОМЕРОВ И ВЫСОТОЙ РАСПОЛОЖЕНИЯ АЭРОДРОМА ПРЕВЫШАЕТ УКАЗАННЫЕ ВЕЛИЧИНЫ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЛЕТНОМУ И ТЕХНИЧЕСКОМУ СОСТАВУ **ЗАПРЕЩАЕТСЯ** ПОЛЬЗОВАТЬСЯ МЕХАНИЗМОМ КРЕМАЛЬЕРЫ ДЛЯ СОГЛАСОВАНИЯ ПОКАЗАНИЙ ВЫСОТОМЕРА И ШКАЛЫ БАРОМЕТРИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ.

11. Проверить исправность:
— авиагоризонтов АГБ-3К, указателя поворота и скольжения ЭУП-53М-500;
— командных радиостанций и СГУ;
— электромеханизмов триммеров и их светосигнализаторов.

12. Проверить установку кранов «Статика» и «Динамика» на правом пульте кабины экипажа в положении «Статика основ.» и «Динамика основ.».

13. Расстопорить управление самолетом. При полном повороте и отклонении штурвала и полном отклонении педалей убедиться в отсутствии заедания и в легкости их хода. После проверки выключить АЗС "Стопорение включено" и убедиться, что зеленый светосигнализатор «Расстопорение» горит.

14. Проверить установку задатчика командного прибора изд. 2077 «Начало герметизации» на давление 650 мм рт. ст.

15. Проверить исправность автопилота.

16. Проверить:
— зарядку кислородного баллона (p=30 кгс/см^2 при 20^o С), предварительно открыв вентиль;
— соединение кислородной маски с прибором и отрегулировать ее крепление к авиагарнитуре;
— работу кислородного прибора на режиме «100% O_2». По окончании проверки установить на приборе режим «Смесь», вентиль оставить в открытом положении. Проверить размер маски ЛП=2.

17. Доложить КВС об окончании предполетной подготовки и готовности к полету.

Примечание. При отсутствии наземного источника электроэнергии проверить исправность мощных потребителей после запуска двигателей и подключения генераторов к бортсети самолета.

3.3.3. ПРЕДПОЛЕТНЫЙ ОСМОТР И ПРОВЕРКА САМОЛЕТА И ЕГО ОБОРУДОВАНИЯ КОМАНДИРОМ ВОЗДУШНОГО СУДНА

КВС, приняв доклады от членов экипажа о готовности самолета и его оборудования к полету, обязан лично осмотреть самолет согласно рис. 3.1.

1. Осмотреть фюзеляж, крыло, оперение и силовые установки; убедиться, что обшивка, зализы, воздухозаборники и капоты не имеют повреждений и из-под них нет подтекания топлива и масла; люки на обшивке и крышке капота двигателей закрыты, АПРФ, проблесковый маяк, АНО и антенны исправны; элероны, закрылки, рули и триммеры исправны; заглушки от статических отверстий и чехлы с приемников полного давления сняты. Зимой убедиться в отсутствии льда, снега и инея на поверхности самолета, остеклении фонаря кабины экипажа, в узлах подвески элеронов, закрылков, рулей, стабилизатора,

АСЦ СЛА

триммеров, а также проверить, нет ли закупорки и обмерзания заборников дренажа топливных баков-кессонов.

2. Осмотреть шасси и убедиться в том, что обжатие авиашин нормальное, покрышки не имеют наружных повреждений и сдвига относительно реборд колес (по меткам), трубопроводы тормозной системы на стойках и колесах не имеют повреждений, а стойки шасси имеют нормальное обжатие и герметичны.

3. Осмотреть кабину экипажа согласно маршруту осмотра (рис. 3.4) и убедиться, что остекление чистое, не имеет повреждений, АЗС, выключатели и переключатели на правой, левой и центральной панелях выключены, переключатель выпуска и уборки шасси зафиксирован в нейтральном положении, крышки управления аварийным выпуском шасси и закрылков закрыты и законтрены, автомат растормаживания колес включен, дренажное отверстие нижнего рельса левой форточки закрыто.

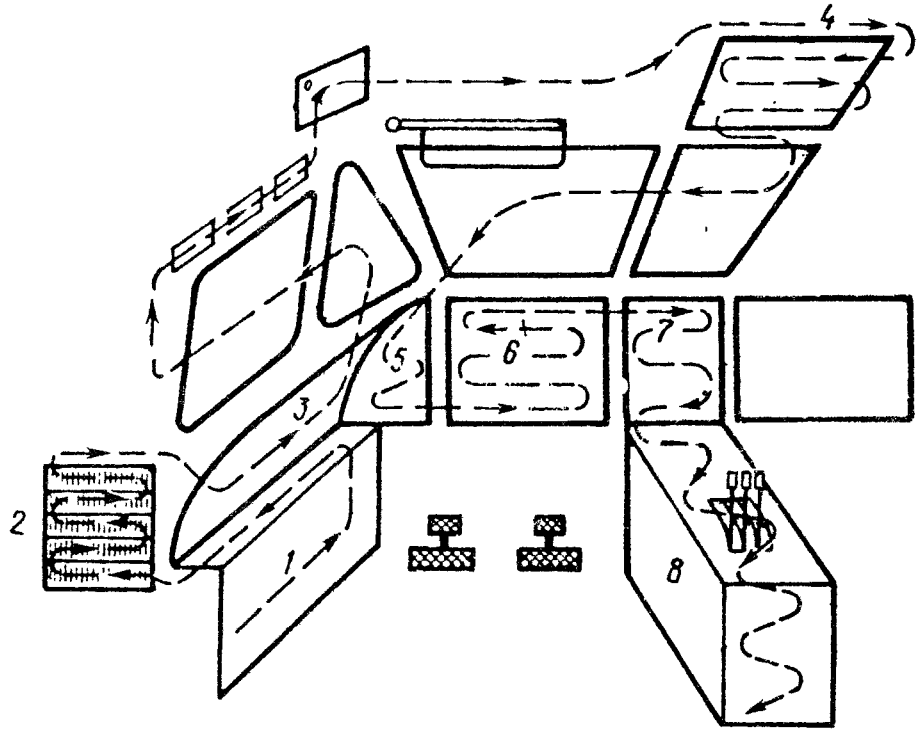


Рис. 3.4. Маршрут осмотра кабины экипажа КВС:
1 - левый пульт; 2 - левый электрощиток АЗС; 3 - левый пульт; 4 - верхний пульт; 5 - левая неподвижная панель; 6 - левая амортизированная панель; 7 - средняя панель; 8 - средний пульт

4. Подогнать кресло, привязные ремни и педали по своему росту.

5. Нажатием на рычаги аварийного торможения колес убедиться, что они перемещаются свободно и без заеданий (на самолетах с № 0420 после проверки вновь включить стояночный тормоз).

6. Проверить наличие графиков и таблиц поправок к указателям скорости, высотомерам и компасам.

7. Проверить установку кранов «Статика» и «Динамика» на левом пульте кабины экипажа в положение «Статика основ.» и «Динамика основ.»

8. Осмотреть пульты управления командными радиостанциями, установить код опознавания на щитке изделия «020М».

9. Проверить правильность исходных положений органов управления и показаний приборов, расположенных на приборной доске КВС и на левом пульте.

На самолетах, оборудованных радиокомпасом АРК-15М и аппаратурой «Курс МП-70», дополнительно убедиться в том, что:

а) ручки переключения режимов на левом РМИ-2 находятся в положении «АРК-1» и «АРК-2» (при работе с АРК-15М) или «VOR-1» и «VOR-2» (при работе с аппаратурой «Курс МП-70»);

б) на левом пульте управления аппаратурой «Курс МП-70»:

— установлена частота радиомаяка VOR;

— регулятор громкости находится в положении максимальной громкости;

— выключатель «Вкл.» находится в выключенном (нижнем) положении;

в) на пульте управления самолетного ответчика СО-72М:

— выключатель «СО-72М — Откл.» находится в положении «Откл.»;

— выключатель «Авария» закрыт предохранительным колпачком;

— переключатель режимов работы находится в положении «Готов.».

10. Открыть вентиль и проверить зарядку кислородного баллона (р=30 кгс/см^2 при температуре воздуха 20^{0}С)

11. Проверить соединение кислородной маски с прибором, отрегулировать ее крепление к гарнитуре.

12. Установить выключатель подсоса воздуха в положение «Смесь» и проверить работу кислородного прибора (лепестки индикатора потока должны открываться при каждом вдохе).

По окончании проверки вентиль оставить в открытом положении. Проверить соответствие размера маски ЛП-2.

13. При включенном электропитании по указателю положения закрылков убедитесь в том, что закрылки находятся в убранном положении, триммеры руля направления и элеронов - в нейтральном положении, а их светосигнализаторы горят.

14. Проверить выключение бустера передней стойки шасси

15. Проверить управление самолетом.

При полном повороте и отклонении штурвала и полном отклонении педалей убедиться в отсутствии заедания и легкости их хода.

16. При включенном электропитании проверить работу автопилота, авиагоризонтов АГБ-3К, указателя поворота и скольжения ЭУП-53М-500, ДА-30, электрообогревателей стекло, стеклоочистителей, гидросистемы, радиооборудования: АРК-9, РВ-3М, СП-50, радиолокатора, самолетного радиоответчика СО-69, изделия «020М», УКВ-радиостанций, СГУ и курсовой системы ГМК-1Г.
На самолетах, выполняющих международные полеты, проверить работу АРК-15М, РВ-5М, левого полукомплекта аппаратуры «Курс МП-70», самолетного ответчика СО-72М и самолетного дальномера СД-75.

Примечание. Обогрев стекол можно проверить на ощупь при температуре воздуха до 30°С. При более высокой температуре обогрев стекол не включается.

17. На самолетах, оборудованных блоком БСПК-1, убедиться, что переключатель «Маршрут — Посадка» находится в положении «Посадка».

3.4. ЗАКЛЮЧИТЕЛЬНЫЕ РАБОТЫ ПЕРЕД ЗАПУСКОМ ДВИГАТЕЛЕЙ

По окончании погрузки багажа, когда пассажиры заняли свои места, бортмеханик обязан убрать входной трап и надежно закрыть заднюю и боковую входные двери; экипажу занять свои рабочие места.

Убедиться, что РТУ выключено и переключатель «Реверс вкл. выкл.» находится в положении «Нейтрально», и выполнить все технологические операции согласно листам контрольного осмотра.

Получить подтверждение с земли и убедиться, что входной трап и РТУ убраны, светосигнализаторы «Трап выпущен», «Реверс вкл. — выкл.» погасли, крышка грузового люка (для самолета Як-40К) закрыта, красные светосигнализаторы «Груз. люк откр.» и «Двери открыты» не горят, и зеленый светосигнализатор «Груз. люк закр.» горит. Самолет с места стоянки к аэровокзалу или от аэровокзала может буксироваться на предварительный старт тягачом.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ БУКСИРОВКЕ САМОЛЕТА БУСТЕР ПЕРЕДНЕЙ СТОЙКИ ШАССИ ДОЛЖЕН БЫТЬ ВЫКЛЮЧЕН.

При буксировке торможение самолета осуществлять с помощью аварийной гидросистемы.

Перед запуском двигателей:

— включить все автоматы защиты сети на панелях АЗС;
— расстопорить рули, если они были застопорены, и проверить их отклонение до крайних положений;
— включить преобразователь ПО-1500 "Радио";
— убедиться, что переключатели перекрывных (пожарных) кранов двигателей АИ-25 находятся в положении «Закрыто» — зеленые светосигнализаторы не горят;
— убедиться, что перекрывной (пожарный) кран пускового двигателя АИ-9 закрыт и светосигнализатор «ПК открыт» не горит;
— убедиться, что переключатели системы кондиционирования и противообледенения выключены;
— выполнить операции раздела «Перед запуском двигателей» карты контрольной проверки.

Принять доклад от бортмеханика о готовности к запуску двигателей. Убедиться, что стояночный тормоз включен и давление в тормозной гидросистеме самолета нормальное, дать команду наземному составу: «Убрать колодки». Запустить двигатели.

АСЦ, СПП 5

3.5. ЗАПУСК ПУСКОВОГО ДВИГАТЕЛЯ АИ-9

Запуск двигателя АИ-9 производить от двух бортовых аккумуляторных батарей или от аэродромного источника постоянного тока.

1. Порядок запуска:

— включить АЗС аппаратуры контроля и управления двигателем;
— открыть перекрывной (пожарный) кран, включив выключатель ПК АИ-9, и проконтролировать его открытие по загоранию светосигнализатора «ПК открыт»;
— включить АЗС «Топливные насосы лев. прав.», при этом загорятся светосигнализаторы включения левого и правого подкачивающих топливных насосов;
— открыть крышку панели щитка «Запуск на земле»;
— установить АЗС «Запуск АИ-9» в положение «Запуск»;
— переключатель «Запуск—Холодн. прокр.—Консерв.» установить в положение «Запуск»;
— дать предупредительный сигнал о начале запуска, на 2—3 с нажать кнопку «Пуск», при этом загорится светосигнализатор «Запуск», и одновременно включить секундомер.

Двигатель должен автоматически выйти на режим холостого хода, при этом зажгутся светосигнализаторы «Ном. давл. масла» и «Номин. оборот».

Температура газа за турбиной устанавливается не выше 720°С. Если в течение 20 с с момента нажатия кнопки «Пуск» частота вращения ротора двигателя не достигнет 17500—20500 об/мин, то на 20-й секунде произойдет автоматическое отключение по времени электростартера программным механизмом. Превышение температуры газа за турбиной в процессе запуска не должно превышать 850°С (для чего нажать кнопку «Стоп» с упреждением на 20—30 °С до достижения максимальной температуры).

Запуск двигателя прекратить, если:

— после 9-й секунды нет показания температуры газа;
— напряжение в сети падает ниже 18 В;
— температура газа за турбиной выше 850°С;
— по истечении 24 с после начала запуска не загорится светосигнализатор «Номин. оборот»;
— по истечении 30 с после начала запуска продолжает гореть светосигнализатор «Запуск».

ВНИМАНИЕ! В СЛУЧАЕ НЕУДАВШЕГОСЯ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ (ТОПЛИВО В ДВИГАТЕЛЬ ПОСТУПАЛО, НО ВОСПЛАМЕНЕНИЯ НЕ ПРОИЗОШЛО) НАЖАТЬ И ОТПУСТИТЬ КНОПКУ «СТОП», А ДЛЯ УДАЛЕНИЯ СКОПИВШЕГОСЯ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ТОПЛИВА ПРОИЗВЕСТИ ХОЛОДНУЮ ПРОКРУТКУ.

2. После выхода двигателя на режим холостого хода включить преобразователь ПТ-500Ц «РЛС» (если он не был включен раньше) и проверить:

— температуру газа за турбиной, которая должна быть не более 720°С;
— горит ли зеленый светосигнализатор давления масла «Ном. давл. масла».

Примечание. В процессе прогрева двигателя допускается мигание светосигнализатора «Ном. давл. масла»;
— горит ли светосигнализатор рабочей частоты вращения ротора двигателя «Номин. оборот»;
— давление воздуха в магистрали отбора для запуска двигателей самолета должно быть таким, как указано в 1.7, п.4.

ВНИМАНИЕ! В СЛУЧАЕ САМОПРОИЗВОЛЬНОГО ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ ПРЕКРАЩЕНИЯ ПОДАЧИ ТОПЛИВА НАЖАТЬ И ОТПУСТИТЬ КНОПКУ «СТОП».

3. Эксплуатация двигателя при температуре воздуха выше минус 40°С не отличается от эксплуатации двигателя при положительных температурах.

4. При температуре воздуха минус 40°С и ниже перед запуском произвести подогрев двигателя, подводя горячий воздух от подогревателя в мотоотсек двигателя в течение 30—40 мин. Температура воздуха на выходе из подогревателя должна быть не выше 90°С.

5. В зимних условиях двигатель с первой попытки запуска может не запуститься или произойдет автоматический останов двигателя по предельным оборотам. В этих случаях запуск двигателя следует повторить.

6. После запуска прогреть двигатель в течение 1—2 мин на режиме холостого хода и убедиться в его нормальной работе, приступить к запуску двигателя АИ-25.

7. В процессе отбора воздуха от двигателя АИ-9 при запуске двигателя АИ-25 контролировать:
— температуру газа за турбиной, которая будет повышаться по сравнению с температурой на режиме холостого хода, но не должна превышать 720°С;
— частоту вращения ротора двигателя (светосигнализатор «Номин. оборот» должен гореть);
— давление масла (светосигнализатор контроля давления масла на входе в двигатель «Ном. давл. масла» должен гореть);
— давление воздуха в магистрали отбора воздуха для запуска основного двигателя (которое может понижаться примерно на 0,2 кгс/см^2 по сравнению с давлением на режиме холостого хода).

Примечания: 1. При температуре воздуха выше 15°С допускается повышение температуры газа за турбиной до 750°С в процессе отбора воздуха для запуска основного двигателя.
2. Для запуска, холодной прокрутки и ложного запуска двигателя АИ-9 разрешается производить три включения электростартера с интервалами не менее 3 мин между включениями и с последующим его полным охлаждением.
3. В случае необходимости разрешается производить пять отборов воздуха в воздушную систему основного двигателя продолжительностью по 45 с, при этом время непрерывной работы двигателя АИ-9 не должно превышать 13 мин. После этого двигатель необходимо остановить и охладить в течение 15 мин.

8. После запуска одного основного двигателя пусковой двигатель остановить после 1—2 мин работы на режиме холостого хода, закрыть перекрывной (пожарный) кран, выключив выключатель ПК АИ-9 (при этом светосигнализатор «ПК открыт» погаснет), и выключить АЗС «Запуск АИ-9».

9. Запуск очередного двигателя произвести от ранее запущенного, для чего установить ему такой режим, чтобы давление воздуха в системе запуска было 2,5—3,0 кгс/см^2.

3.6. ОСТАНОВ ПУСКОВОГО ДВИГАТЕЛЯ АИ-9

1. Для останова двигателя в процессе запуска и с режима холостого хода нажать кнопку "Стоп".

2. Для останова двигателя АИ-9 с режима отбора воздуха на запуск основного двигателя:
— прекратить запуск основного двигателя;
— нажать кнопку «Стоп».

3. Предусмотрен аварийный останов двигателя по предельной частоте вращения ротора двигателя, когда двигатель останавливается автоматически при достижении ротором (41000±500) об/мин. При автоматическом останове двигателя по превышении допустимой частоты вращения загорится светосигнализатор «Предельн. обороты».

После останова двигателя светосигнализатор «Предельн. обороты» не гаснет. Для его отключения и приведения электросхемы в исходное положение для запуска двигателя кратковременно отключить и вновь включить АЗС «Запуск АИ-9».

ВНИМАНИЕ! ПОСЛЕ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЕЙ АИ-25 И ОСТАНОВА ДВИГАТЕЛЯ АИ-9 ОБЕСТОЧИТЬ СИСТЕМУ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ АИ-9, ВЫКЛЮЧИВ АЗС «ЗАПУСК АИ-9».

3.7. ХОЛОДНАЯ ПРОКРУТКА ДВИГАТЕЛЯ АИ-9

1. Для проведения холодной прокрутки двигателя:
   — включить АЗС аппаратуры контроля и управления двигателем;
   — открыть перекрывной (пожарный) кран топлива;
   — включить подкачивающие топливные насосы;
   — переключатель «Запуск—Холодн. прокр.—Консервация» установить в положение «Холодн. прокр.»;
   — подать команду о начале холодной прокрутки и на 2—3 с нажать кнопку «Пуск».

2. Холодная прокрутка должна длиться не более 15 с, для чего через 15 с, с момента нажатия кнопки «Пуск», необходимо нажать и отпустить кнопку «Стоп».

3.8. ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ АИ-25

Запуск двигателя на земле производится от пускового двигателя АИ-9, наземного источника сжатого воздуха или от ранее запущенного двигателя АИ-25.

1. Перед запуском двигателя АИ-25:

— дать команду второму пилоту включить МСРП-12-96. При этом должен загореться светосигнализатор «Работа МСРП» (при исправной работе самописца светосигнализатор мигает);
— проверить включение АЗС «Сигнал. срывн. режим» и «Управ. тормоз. щит.»;
— включить АЗС аппаратуры контроля и управления двигателем;
— откинуть предохранительную планку РУД;
— открыть перекрывной (пожарный) кран топлива двигателя, включив соответствующий переключатель «Пожарные краны АИ-25», при этом загорится зеленый светосигнализатор об открытии перекрывного (пожарного) крана;
— при запуске двигателя от наземного источника сжатого воздуха включить АЗС «Топливные насосы лев. прав.», при этом загорятся светосигнализаторы включения левого и правого подкачивающих топливных насосов;
— АЗС «Запуск АИ-25» установить в положение «Запуск»;
— переключатель «Запус—Холодн. прокр.—Консерв.» установить в положение «Запуск»;
— переключатель «Двигатели лев.—Средн.—Прав.» установить на выбранный для запуска двигатель;
— РУД перевести в положение «Малый газ»;
— проверить, чтобы выключатели останова двигателей находились в выключенном положении, а система отбора воздуха от двигателя была закрыта;
— включить преобразователь ПТ-500Ц «РЛС» (если он не был включен раньше) и убедиться в нормальной работе источника сжатого воздуха и в том, что давление воздуха перед воздушным стартером соответствует требуемому.

2. Дать сигнал о начале запуска, на 1—2 с нажать кнопку «Пуск» и включить секундомер.

По достижении ротором КВД частоты вращения 41—44% менее чем за 45 с произойдет отключение воздушного стартера по частоте вращения, если за 45 с частота вращения ротора КВД не достигнет 41—44%, произойдет автоматическое отключение воздушного стартера по времени.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЕСЛИ АВТОМАТИЧЕСКОГО ОТКЛЮЧЕНИЯ СТАРТЕРА НЕ ПРОИЗОШЛО, НЕОБХОДИМО НЕМЕДЛЕННО ОТКЛЮЧИТЬ СТАРТЕР (ВО ИЗБЕЖАНИЕ ВЫХОДА ЕГО ИЗ СТРОЯ) ВРУЧНУЮ КРАТКОВРЕМЕННЫМ НАЖАТИЕМ КНОПКИ «СТОП».

3. В процессе запуска двигателя температура газов за турбиной не должна превышать 600°С, а частота вращения ротора КВД должна непрерывно увеличиваться до частоты вращения малого газа.

В процессе увеличения частоты вращения ротора КВД проконтролировать повышение давления масла на входе в двигатель — к моменту выхода двигателя на режим малого газа давление должно быть не менее 2 кгс/см^2.

Время выхода двигателя на режим малого газа должно быть не более 50 с.

4. После выхода двигателя на режим малого газа проверить напряжение генератора, после чего подключить генератор к бортсети.

5. Запуск двигателя прекратить, если:

— до 8-й секунды нет роста частоты вращения по указателю частоты вращения ротора КВД;

— за 25 с не воспламенилось рабочее топливо (нет показаний температуры газов за турбиной);

— температура газа за турбиной растет выше 600°С;

— в процессе увеличения частоты вращения не появляется давление масла на входе в двигатель;

— нет роста частоты вращения ротора КНД;

— прекратился рост частоты вращения ротора КВД;

— давление воздуха перед воздушным стартером падает ниже 1,2 кгс/см^2, когда запуск производится от запущенного двигателя или наземного источника; давление воздуха более чем на 0,2 кгс/см^2 ниже давления перед запуском, в случае запуска от двигателя АИ-9;

— воздушный стартер автоматически не отключается: при достижении ротором КВД частоты вращения 41—44% или при частоте вращения ротора КВД менее настроечной по истечении 45 с с момента нажатия кнопки «Пуск»;

— двигатель не выходит на частоту вращения малого газа в течение 50 с;

— при других неисправностях, обнаруженных в процессе запуска.

6. Для прекращения запуска двигателя перевести РУД в положение «Стоп» и сразу же нажать кнопку «Стоп».

В случае прекращения запуска из-за невоспламенения рабочего топлива, а также если после прекращения запуска температура за турбиной остается высокой, необходимо после полного останова двигателя произвести холодную прокрутку (см. разд. 3.9.).

7. При неудавшемся запуске двигателя повторный запуск производить после выяснения и устранения причин неудавшегося запуска.

ВНИМАНИЕ! 1. **ЗАПРЕЩАЕТСЯ** ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ НА ЗЕМЛЕ НАЖИМАТЬ КНОПКУ «ЗАПУСК В ПОЛЕТЕ».

2. **ЗАПРЕЩАЕТСЯ** ДО ВЫХОДА ДВИГАТЕЛЯ НА ЧАСТОТУ ВРАЩЕНИЯ МАЛОГО ГАЗА ПЕРЕСТАВЛЯТЬ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ «ДВИГАТ., ЛЕВ. — СРЕДН. — ПРАВ.» НА ДРУГОЙ ДВИГАТЕЛЬ.

3. **ЗАПРЕЩАЕТСЯ** В ПРОЦЕССЕ ЗАПУСКА ПОДКЛЮЧАТЬ ГЕНЕРАТОР К БОРТСЕТИ САМОЛЕТА ДО ВЫХОДА ДВИГАТЕЛЯ НА РЕЖИМ МАЛОГО ГАЗА.

4. ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ НОРМАЛЬНОГО ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ В ВЫСОКОГОРНЫХ РАЙОНАХ И ПРИ ТЕМПЕРАТУРАХ ВОЗДУХА ВЫШЕ 25 °С РЕКОМЕНДУЕТСЯ ПРОИЗВОДИТЬ РУЧНУЮ КОРРЕКТИРОВКУ ПОДАЧИ ТОПЛИВА НА САМОЛЕТАХ ЯК-40, ОБОРУДОВАННЫХ СИСТЕМОЙ РТ-12-9 II СЕРИИ И КНОПКАМИ «КОНТРОЛЬ I» И «КОНТРОЛЬ II». КОРРЕКТИРОВКА ПРОИЗВОДИТСЯ СЛЕДУЮЩИМ ОБРАЗОМ: ПОСЛЕ ВОСПЛАМЕНЕНИЯ РАБОЧЕГО ТОПЛИВА, ПРИ ДОСТИЖЕНИИ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗОВ ЗА ТУРБИНОЙ 150—200°С, НАЖАТЬ КНОПКУ «КОНТРОЛЬ I» И, УДЕРЖИВАЯ ЕЕ В ТАКОМ ПОЛОЖЕНИИ, НЕ ДОПУСКАТЬ ПРЕКРАЩЕНИЯ НАРАСТАНИЯ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ РОТОРА КВД. В СЛУЧАЕ ПРЕКРАЩЕНИЯ ВРАЩЕНИЯ РОТОРА КВД ОТПУСТИТЬ КНОПКУ "КОНТРОЛЬ I". В ДАЛЬНЕЙШЕМ ПОЛЬЗОВАТЬСЯ КНОПКОЙ ПО МЕРЕ НЕОБХОДИМОСТИ, НЕ ДОПУСКАЯ ПРЕКРАЩЕНИЯ НАРАСТАНИЯ ВРАЩЕНИЯ РОТОРА КВД.

8. При температуре воздуха 8°С и ниже и наличии облачности, тумана, снегопада, дождя или мороси после запуска двигателя произвести включение противообледенительных устройств с помощью переключателя «Обогрев двигателей на земле».

Для обеспечения обогрева канала воздухозаборника среднего двигателя необходимо после его запуска включить систему кондиционирования. Запуск среднего двигателя в этом случае необходимо выполнять последним в порядке очередности.

Эксплуатация двигателя в зимних условиях (при отсутствии обледенения) до температуры минус 40°С не отличается от эксплуатации его при положительных температурах воздуха.

При температуре воздуха ниже минус 40°С (если температура масла на входе в двигатель ниже минус 20°С) перед запуском произвести подогрев двигателя и его агрегатов горячим воздухом с температурой на выходе из подогревателя не выше 90°С. Горячий воздух подводить в нижнюю часть подкапотного пространства в течение 30—40 мин. Перед запуском двигателя температура масла на входе должна быть не ниже минус 5°С.

ВНИМАНИЕ! ВРАЩАТЬ РОТОРЫ ДВИГАТЕЛЯ ЗАПРЕЩАЕТСЯ ДО ПОДОГРЕВА ДВИГАТЕЛЯ И ЕГО АГРЕГАТОВ.

9. После запуска двигателей:

— подать команду второму пилоту установить переключатель «Борт. аккум. — Аэр. пит.» в положение «Борт. аккум.»;

— включить преобразователи ПО-1500 «Радио» (при автономном запуске), ПО-1500 «Стекло», ПТ-500Ц АП и ПТ-125Ц;

— убедиться в подключении генераторов к бортсети; проверить напряжение бортсети;

— подать команду наземному составу отключить наземные источники питания;

— убедиться, что аэродромное питание отключено, светосигнализатор «Аэр. пит. вкл.» погас и электросистема исправна;

— установить в выключенное положение АЗС «Запуск АИ-25»;

— установить в нейтральное положение переключатель «Двигат., Лев. — Средн. — Прав.»;

— установить в нейтральное положение переключатель «Запуск — Холодн. прокр. — Консерв.»;

— закрыть крышку панели щитка «Запуск на земле».

Примечание. Для запуска двигателей АИ-25 разрешается использовать наземный источник сжатого воздуха, обеспечивающий следующие параметры воздуха в магистрали подвода к СВ-25;

— давление в пределах 2,0—3,6 кгс/см^2;

— температура в пределах от 60 до 220°С;

— расход не менее 0,35 кгс/с.

3.9. ХОЛОДНАЯ ПРОКРУТКА ДВИГАТЕЛЯ АИ-25

1. Холодную прокрутку производить от тех же источников сжатого воздуха, что и запуск двигателя.

2. Для проведения холодной прокрутки выполнить те же подготовительные операции, что и для запуска двигателя, после чего установить переключатель «Запуск — Холодн. прокр. — Консерв.» в положение «Холодн. прокр.К, а РУД в положение «Стоп».

3. Цикл холодной прокрутки двигателя длится 45 с, агрегаты зажигания не включаются, пусковое и рабочее топливо не подается.

3.10. ПРОГРЕВ ДВИГАТЕЛЯ АИ-25

1. После выхода двигателя на режим малого газа проверить показания приборов, которые должны быть следующими:

— частота вращения ротора КВД — в соответствии с рис. 6.1;
— давление масла на входе в двигатель — не менее 2 кгс/см^2;
— температура газа за турбиной — не более 600°С.

2. При нормальных показаниях приборов прогреть двигатель; прогрев производить на режиме малого газа не менее 30 с, а затем на режиме 0,2—0,4 номинального ($n_{квд}$= 72—79%) не менее 1 мин. Температура масла на входе в двигатель в конце прогрева должна быть не ниже минус 5°С.

3. Если температура масла на входе в двигатель в конце прогрева ниже минус 5°С, вывести двигатель на режим 0,6—0,7 номинального ($n_{квд}$= 86—88,5%) и проработать на этом режиме, пока температура масла на входе в двигатель не повысится до минус 5°С.

4. Проверить исправность аппаратуры ИВ-300, для чего перевести переключатель каналов на соответствующий двигатель и нажать кнопку «Контроль». Виброаппаратура считается исправной, если после нажатия кнопки «Контроль» виброскорость по показывающему прибору находится в пределах 70—100 мм/с и загорится светосигнальное табло «Опасная вибрация». Установить переключатель каналов в положение «Автомат».

5. Во время прогрева проверить работу двигателя на указанных режимах и убедиться в его нормальной работе.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. РАЗРЕШАЕТСЯ СОВМЕЩАТЬ РУЛЕНИЕ С ПРОГРЕВОМ.

2. В СЛУЧАЕ ОБНАРУЖЕНИЯ НЕНОРМАЛЬНОСТЕЙ В РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЯ ПЕРЕВЕСТИ РУД В ПОЛОЖЕНИЕ «СТОП».

3. РАЗРЕШАЕТСЯ ВЗЛЕТ САМОЛЕТА ПОСЛЕ ПРОГРЕВА ДВИГАТЕЛЕЙ В ТЕЧЕНИЕ НЕ МЕНЕЕ 1,5 МИН., ЕСЛИ ПРИ ЭТОМ ТЕМПЕРАТУРА МАСЛА НА ВХОДЕ В ДВИГАТЕЛЬ НЕ НИЖЕ МИНУС 5°С.

4. ДОПУСКАЕТСЯ ВЫВОД ДВИГАТЕЛЕЙ НА ВЗЛЕТНЫЙ РЕЖИМ БЕЗ ПРОГРЕВА, ЕСЛИ ВРЕМЯ МЕЖДУ ОСТАНОВОМ И ПОСЛЕДУЮЩИМ ЗАПУСКОМ СОСТАВЛЯЕТ НЕ БОЛЕЕ 1 Ч.

3.11. ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЯ АИ-25

3.11.1 ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЯ НА ЗЕМЛЕ

Для останова двигателя на земле необходимо охладить его на режиме малого газа не менее 2 мин., а затем перевести РУД в положение «Стоп». Если снижение и руление производились на режиме ниже 0,4 номинального, то останов двигателя производить без дополнительного охлаждения. В условиях обледенения выключение обогрева воздухозаборника и ВНА КНД двигателя должно производиться непосредственно перед остановом этого двигателя.

В особых случаях (см. 5.1) разрешается останавливать двигатель с любого режима работы без предварительного охлаждения на режиме малого газа с последующей проверкой легкости вращения роторов КВД и КНД сразу после останова двигателя.

Во всех случаях самопроизвольного останова двигателя необходимо выяснить причину останова и устранить дефект. По результатам проведенной работы представители эксплуатирующего предприятия и предприятия — изготовителя двигателя составляют акт с заключением о возможности дальнейшей эксплуатации двигателя.

3.11.2 ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ

Останов исправного двигателя в полете разрешается производить при выполнении испытательных, учебных и тренировочных полетов.

Для останова двигателя необходимо уменьшить режим работы до малого газа, проработать 2 мин и затем перевести РУД в положение «Стоп» (предварительно откинув предохранительную планку РУД). В особых случаях (см. 5.1) разрешается производить останов двигателя с любого режима его работы переводом РУД в положение «Стоп», но такие остановы как на земле, так и в полете должны строго учитываться в «Карте регистрации» и записываться в формуляр двигателя с указанием режима работы двигателя, с которого был произведен останов, и причины останова.

При останове двигателя в полете должно понизиться давление топлива до нуля, а также должны понизиться температура газов за турбинной и частота вращения роторов КНД и КВД (до частоты вращения авторотации). Если после перевода РУД в положение «Стоп» на земле или в полете подача топлива в двигатель не прекращается или прекращается не полностью, то необходимо продублировать выключение двигателя переключателем «Останов двигател» и закрыть перекрывной (пожарный) кран этого двигателя.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ВО ИЗБЕЖАНИЕ ДОГОРАНИЯ ТОПЛИВА НА «ВЫБЕГЕ" И ВЫХОДА ДВИГАТЕЛЯ ИЗ СТРОЯ ПРИ ЕГО ВЫКЛЮЧЕНИИ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЕМ «ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЯ" ЗАПРЕЩАЕТСЯ ДО ПОЛНОЙ ОСТАНОВКИ РОТОРОВ ДВИГАТЕЛЯ:
— СТАВИТЬ В ПОЛОЖЕНИЕ «ВКЛЮЧЕНО» ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ «ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЯ»;
— ОБЕСТОЧИВАТЬ БОРТСЕТЬ САМОЛЕТА.
2. ЕСЛИ ВЫКЛЮЧЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯ БЫЛО ПРОИЗВЕДЕНО РУД, ТО ДО ПОЛНОЙ ОСТАНОВКИ ДВИГАТЕЛЯ ПЕРЕМЕЩАТЬ РУД ИЗ ПОЛОЖЕНИЯ «СТОП» В ДРУГИЕ ПОЛОЖЕНИЯ **ЗАПРЕЩАЕТСЯ.**

Раздел 4

ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА



СОДЕРЖАНИЕ

4.1. Подготовка к выруливанию и руление **4**

4.2. Действия экипажа перед взлетом **8**

4.3. Взлет. **9**

4.3.1. Взлет с тормозов **9**

4.3.2. Взлет с кратковременной остановкой на ВПП **11**

4.3.3. Взлет при боковом ветре **12**

4.3.4. Взлет при попутном ветре **12**

4.4. Набор высоты **13**

4.5. Полет по маршруту **15**

4.5.1. Обязанности членов экипажа в полете по маршруту **15**

4.5.2. Выбор режима полета **17**

4.5.3. Режимы крейсерского полета **17**

4.5.4. Полет в условиях грозовой деятельности **18**

4.5.5. Полет на максимальных скоростях **19**

4.5.6. Поведение самолета на минимальных скоростях **19**

4.5.7. Полет в турболентной атмосфере **20**

4.5.8. Особенности выполнения полета в условиях повышенной электризации. **21**

4.6. Снижение с эшелона (высоты) **22**

4.7. Заход на посадку и посадка **25**

4.7.1. Заход на посадку и посадка при боковом ветре **29**

4.7.2. Заход и посадка самолета на ВПП, покрытую атмосферными осадками... **30**

4.7.3. Применение реверсивно-тормозного устройства (РТУ) на посадке..... **30**

4.8. Уход на второй круг **32**

4.9. Использование радиотехнических средств при заходе на посадку..... **33**

4.9.1. Выход на аэродром и выполнение маневра для захода на посадку **33**

4.9.2. Пилотирование самолета по системам захода на посадку..... **33**

4.10. Заруливание на стоянку и выключение двигателей..... **37**

4.10.1. Послеполетный осмотр самолета.....**37**

4.11. Подготовка к полетам и особенности полетов ночью 38

4.12. Особенности эксплуатации самолета на грунтовых аэродромах 40

4.13. Особенности эксплуатации самолета на грунтовых аэродромах со снежным покровом 41

4.13.1. Эксплуатационные ограничения 41

4.13.2. Выполнение руления на аэродромах со снежным покровом 41

4.13.3. Выполнение взлета на аэродромах со снежным покровом 42

4.13.4. Выполнение посадки на аэродромах со снежным покровом 42

4.14. Особенности эксплуатации самолета в условиях обледенения 44

4.14.1. Запуск двигателей и руление 44

4.14.2. Взлет и набор высоты 45

4.14.3. Полет на эшелоне 46

4.14.4. Снижение, заход на посадку и посадка 46

4.14.5. Уход на второй круг 47

4.14.6. Особые случаи при полете в зоне обледенения 47

4.15. Перегонка самолета с одним неработающим двигателем 50

4.15.1. Подготовка к полету 50

4.15.2. Расчет максимально допустимой взлетной массы 50

4.15.3. Взлет 52

4.15.4. Набор высоты, полет по маршруту, снижение и посадка 53

4.15.5. Отказ двигателя на взлете при перегонке самолета с неработающим двигателем 53

4.16 Заход на посадку и посадка с закрылками, отклоненными на 20° 54

4.17 Особенности взлета и захода на посадку в условиях сдвига ветра 55

4.17.1. Взлет в условиях сдвига ветра 55

4.17.2. Заход на посадку в условия сдвига ветра 56

4.17.3. Особенности пилотирования при визуальном заходе на посадку 57

4.1. ПОДГОТОВКА К ВЫРУЛИВАНИЮ И РУЛЕНИЕ

После запуска и прогрева двигателей установить им режим $n_{квд}$=60%.

1. Проверить выключение двигателя АИ-9, закрытие крышки панели запуска двигателей и открытие предохранительной планки РУД.

2. Включить светосигнальное табло «Не курите, пристегните ремни».

3. Проверить давление в основной гидросистеме и аварийной тормозной системе и, если горит светосигнализатор «Заряди авар. тормозн. сист.», а давление менее 110 кгс/см^2, то установить переключатель «Насосная станция вкл. — Выкл. — Автом.» в положение «Вкл.». После повышения давления по манометру до (165±7) кгс/см^2 (красный светосигнализатор погаснет) переключатель установить в положение «Автом.».

4. Установить стабилизатор в положение, соответствующее фактическому значению центровки самолета согласно графику (рис. 4.1.).

Примечание. Для взлета с грунтовой ВПП приведенные на графике значения углов отклонения стабилизатора необходимо увеличивать в направлении на кабрирование на 1°.

5. Проверить исправность автомата выравнивания топлива (при нажатии кнопки «Контроль АЦТ» загорится светосигнализатор «АЦТ исправен»), включить проблесковые маяки (а при необходимости и АНО).

6. Включить обогрев стекол «I ступень» (слабо) и АЗС светосигнализатора РИО-3. Установить сигнализатор заданной высоты РВ-3М (РВ-5М) на значение 100 м.

7. Открыть одну из форточек и включить систему кондиционирования.

8. Проверить исправность системы сигнализации срывного режима (на самолетах, оборудованных этой системой), для чего:

— включить АЗС «Сигнализация срывного режима» и «Обогрев ДУА».

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. НА ЗЕМЛЕ (БЕЗ ОБДУВА) ВКЛЮЧАТЬ АЗС «ОБОГРЕВ ДУА» БОЛЕЕ ЧЕМ НА 1—2 МИН ЗАПРЕЩАЕТСЯ;

— нажать кнопку «Контроль ДУА» не более чем на 10 с.
При этом должны загореться светосигнализаторы «Срыв» и «Контроль обогрева ДУА», загудеть сирена и сработать механизм тряски штурвала МТШ-1.
Выключить АЗС «Обогрев ДУА».

Переключатель режимов работы ответчика СО-69 установить в положение «О23М» («020М»). На самолетах, оборудованных ответчиком СО-72М, переключатель режимов работы ответчика установить в положение «Готов». Выполнить операции раздела «Перед выруливанием» Карты контрольной проверки. Запросить разрешение диспетчера КДП на выруливание.

9. Убедившись (по сигналу техника перронной бригады, ответственного за выпуск самолета), что впереди нет препятствий, выключить стояночный тормоз. При обжатых тормозах основных колес проверить включение АЗС «Автом. расторм. колес».

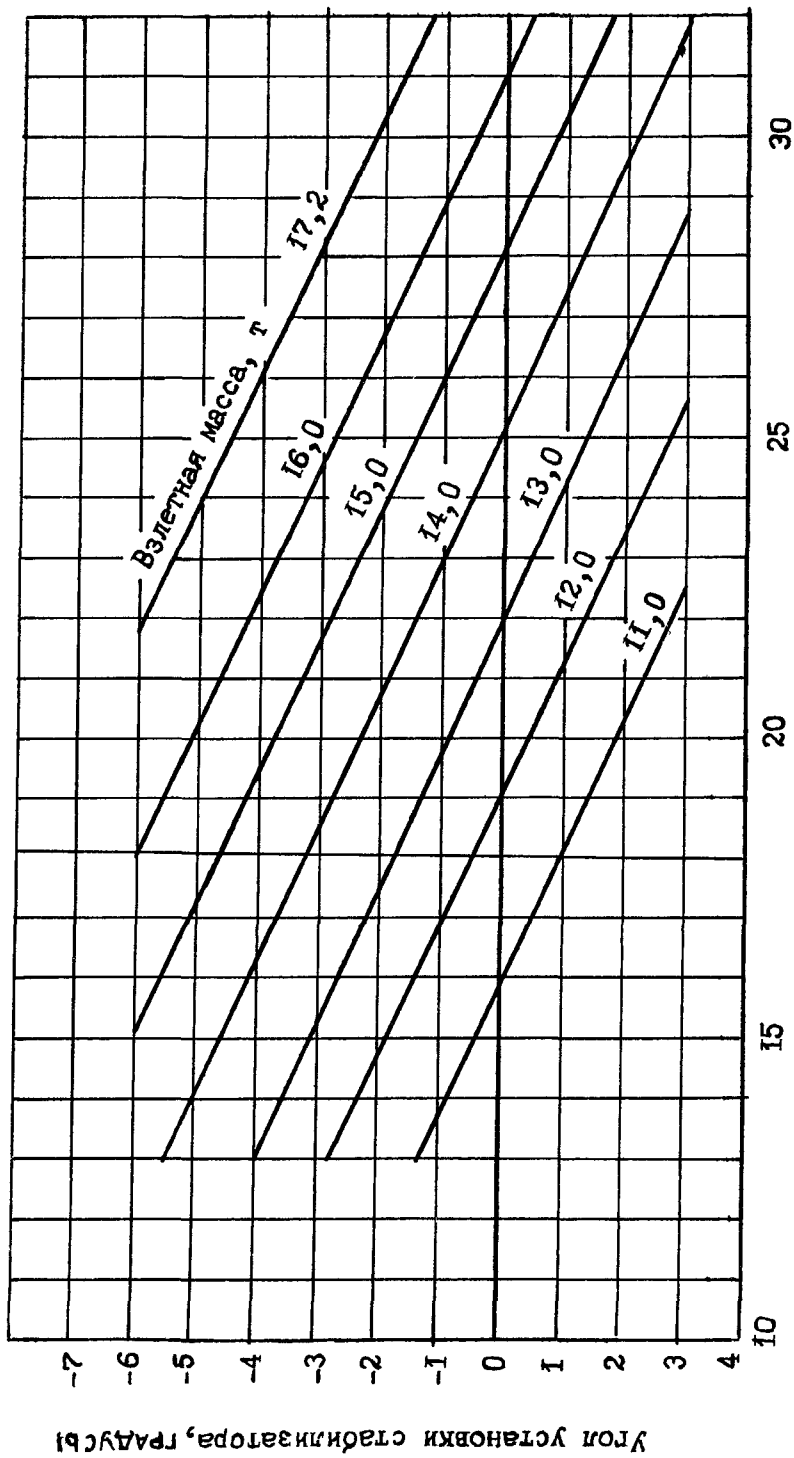


Рис. 4.1. Зависимость угла установки стабилизатора от центровки самолета (при взлете с ИВПП)

Руление.

10. Перед началом руления КВС дает команду бортмеханику о включении бустера, после чего увеличивает частоту вращения роторов двигателей настолько, чтобы самолет сдвинулся с места, и по прямой начинает руление. В процессе руления КВС опробывает работу основной и аварийной систем торможения. Скорость руления выбирает КВС в зависимости от конкретных условий, обеспечивающих безопасность руления.

11. На рулении по РД (или ВПП) с известным азимутом второму пилоту произвести выставку курса самолета курсовой системы ГМК-1Г:

— на пульте ПУ-47 установить режим «ГПК», переключатель «Осн. — Зап.» перевести в положение «Осн.»;

— на КППМС обоих пилотов переключателем «ЗК» установить значение магнитного азимута РД (или ВПП).

После выполнения операций курсовая система ГМК-1Г готова к взлету и выставки курса на исполнительном старте не требуется.

Примечание. Если условия руления по РД на исполнительный старт не позволяют выполнить выставку курса, то эта выставка выполняется на исполнительном старте.

При рулении убедиться, что показания курса изменяются соответственно с маневрированием самолета. Проверить «нуль» СП-50.

12. Развороты при рулении выполнять отклонением педалей, а при необходимости — торможением колес. Перед началом разворота нажать на штурвале управления самолетом гашетку «Разворот» («Рулежка»). На прямых участках РД, не нажимая на гашетки «Разворот» («Рулежка»), проверить управление поворотом колеса передней стойки в режиме «Взлет — Посадка». Отклоняя поочередно педали влево и вправо, убедиться, что самолет разворачивается в сторону отклонения педали. Проверить исправность работы ЭУП-53М-500.

13. Перед остановкой самолета переднее колесо установить вдоль продольной оси самолета.

14. Останавливать самолет плавно, так чтобы торможение не вызвало резкого опускания носа.

ВНИМАНИЕ! ПРИ РУЛЕНИИ НА ПОВЫШЕННОЙ СКОРОСТИ ИЗБЕГАТЬ РАЗВОРОТОВ САМОЛЕТА С ПРЕДЕЛЬНЫМ УГЛОМ ОТКЛОНЕНИЯ КОЛЕСА ПЕРЕДНЕЙ СТОЙКИ ШАССИ И НАЖАТОЙ ГАШЕТКОЙ «РАЗВОРОТ» («РУЛЕЖКА»).

В процессе руления выполнить операции раздела «На рулении» карты контрольной проверки (с учетом рекомендаций Примечания, п. 1 общих указаний к ККП). Перед взлетом в условиях обледенения или в снегопаде после снятия заглушек с приемников ППД перед началом руления включить обогрев ППД, ДУА-3М (на самолетах, на которых установлена система сигнализации срывного режима). Включение обогрева ППД и ДУА-3М производить за 1—2 мин до начала разбега, а при нулевых и отрицательных температурах — за 3 мин до начала разбега. При задержке взлета более 10 мин выключить обогрев ППД и ДУА-3М для охлаждения приемников и включить их за 3 мин до начала разбега.

На предварительном старте.

15. Проверить правильность показаний авиагоризонтов.

16. Выпустить закрылки на 20°. Проверить управление рулями и положение стабилизатора.

17. Второй пилот обязан сверить показания курсовых приборов КПП МС С показаниями КМ-8.

18. Убедиться, что крышка выключателя бустера передней стойки закрыта.

19. Выключить систему кондиционирования (при температуре воздуха 8° С и ниже и наличии облачности и тумана,, снегопада, дождя или мороси систему кондиционирования оставить включенной). Закрыть форточки.

20. Установить переключатель крана кольцевания топлива в положение «Открыт», при этом должен загореться светосигнализатор «Открыт кран кольцевания».

21. Включить РВ-3М (РВ-5М). Убедиться, что на высотомерах УВИД-30-15 и ВД-10К стрелки установлены на нуль и давление соответствует давлению аэродрома, а на футовых высотомерах ВЭМ-72ФГ и ВМФ-50К установлено давление аэродрома, приведенное к уровню моря, и стрелки показывают абсолютную высоту аэродрома.

22. Выполнить операции раздела «На предварительном старте» карты контрольной проверки.

23. Получить разрешение на выруливание на ВПП и вырулить на ВПП. После выруливания на ВПП, прорулив 15 – 20м не нажимая на гашетки кнопок "Разворот" ("Рулежка"), отклонением педалей проверить управление поворотом колеса передней стойки в режиме "Взлет-Посадка", после чего установить самолет по оси ВПП".

4.2. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПЕРЕД ВЗЛЕТОМ

На исполнительном старте

1 Установить гашетки кнопок «Разворот» («Рулежка») в верхнее фиксированное положение и оставить их в этом положении на все время полета. Убедиться в надежной фиксации гашеток в верхнем положении. При ненадежной фиксации хотя бы одной из гашеток взлет производить **ЗАПРЕЩАЕТСЯ.**
Установить переключатель режимов работы ответчика в положение «УВД» По команде диспетчера УВД нажать кнопку «Знак».

2 Проверить соответствие показаний курсовых приборов и указателей радиокомпасов направлению ВПП

3 Убедиться в правильности показаний всех пилотажно-навигационных приборов и приборов, контролирующих работу двигателей

4 Выключить стояночный тормоз, если он был включен

5 После выполнения всеми членами экипажа работы по подготовке к взлету КВС дает команду «Контроль по карте» По этой команде бортмеханик зачитывает «Готовность к взлету» и после ответа членами экипажа «Готов» зашторивает карту контрольной проверки

4.3. ВЗЛЕТ

4.3.1. ВЗЛЕТ С ТОРМОЗОВ

1. Получив доклад от бортмеханика: «Карта выполнена, все графы зашторены», КВС или второй пилот докладывает о готовности к взлету диспетчеру СДП.

После разрешения на взлет КВС дает команду: «Взлетаем, режим взлетный, рубеж... включить ПОС (в условиях возможного обледенения)», после чего устанавливает штурвальную колонку и педали в нейтральное положение и удерживает самолет на тормозах; бортмеханик плавным и синхронным движением РУД устанавливает взлетный режим и докладывает: «Двигатели на взлетном. В норме».

ВНИМАНИЕ! В СЛУЧАЕ СРАБАТЫВАНИЯ ЗВУКОВОЙ СИГНАЛИЗАЦИИ ПРОВЕРИТЬ ОТКЛОНЕНИЕ ЗАКРЫЛКОВ НА 20°.

2. КВС, убедившись по показаниям приборов в нормальной работе двигателей, плавным движением ног отпускает тормоза основных колес так, чтобы самолет начал движение по прямой.
Бортмеханик включает бортовые часы.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. РАЗРЕШАЕТСЯ ПРОИЗВОДИТЬ ВЗЛЕТ ПРИ ТЕМПЕРАТУРЕ МАСЛА НА ВХОДЕ В ДВИГАТЕЛИ НЕ НИЖЕ МИНУС 5°С И ПО ИСТЕЧЕНИИ НЕ МЕНЕЕ 1,5 МИН ПОСЛЕ ПРОГРЕВА ДВИГАТЕЛЕЙ НЕЗАВИСИМО ОТ ТЕМПЕРАТУРЫ ВОЗДУХА.
2. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПРОИЗВОДИТЬ ОТБОР ВОЗДУХА ОТ ДВИГАТЕЛЕЙ НА СИСТЕМУ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ВЗЛЕТНОМ РЕЖИМЕ, ЗА ИСКЛЮЧЕНИЕМ ВЗЛЕТА В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ.
3 ПРИ ВЗЛЕТЕ С ЗАДНЕЙ ЦЕНТРОВКОЙ НЕСКОЛЬКО СНИЖАЕТСЯ ЭФФЕКТИВНОСТЬ УПРАВЛЕНИЯ ПЕРЕДНИМ КОЛЕСОМ.

3. Направление на разбеге выдерживается отклонением колеса передней стойки и руля направления. Подтормаживания, как правило, не требуется.

4. По докладу второго пилота «Подъем» КВС отклонением штурвальной колонки на себя начинает подъем переднего колеса, не превышая угол тангажа 7-8°.
Отрыв самолета происходит на скорости на 5—10 км/ч больше скорости Vп.ст.

5. После отрыва самолета необходимо зафиксировать угол тангажа 8—10° и обеспечить к моменту уборки шасси достижение безопасной скорости V_2 (разд. 7, рис. 7.4).
При резком взятии штурвала на себя возможно срабатывание сигнализации срывного режима. В этом .случае необходимо уменьшить угол тангажа плавной отдачей штурвала от себя до прекращения работы сигнализации.
Если работа сигнализации не прекращается, проконтролировать скорость полета, режим работы двигателей, угол тангажа и, если указанные параметры находятся в норме, отключить систему сигнализации срывного режима.

6. На высоте 5—10 м по команде КВС бортмеханик убирает шасси. В процессе уборки шасси продолжать разгон самолета до скорости полета $V_{ПР}$+30 км/ч, но не менее 230 км/ч.

7. На высоте не ниже 120 м при скорости Vпр=250—270 км/ч дать команду бортмеханику убрать закрылки, продолжая набор высоты с разгоном самолета до скорости по прибору при взлетной массе до 15 000 кг — 310 км/ч, при взлетной массе 15 000 кг и более — 320 км/ч. Кабрирующий момент, возникающий при уборке закрылков, парировать отклонением руля высоты, усилия на штурвале снимать перекладкой стабилизатора.

Примечание. 1 При температуре воздуха минус 10° С и ниже высота начала уборки закрылков по барометрическому высотомеру должна быть не ниже 140 м.

2. В случае срабатывания сигнализации РВ-3М (РВ-5М) «Опасная высота» уборку закрылков необходимо прекратить и продолжить ее после набора установленной высоты.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1 ЕСЛИ НА САМОЛЕТАХ С НЕПОДКЛЮЧЕННОЙ СПР-1 В ПРОЦЕССЕ УБОРКИ ЗАКРЫЛКОВ НАРУШАЕТСЯ БОКОВОЕ РАВНОВЕСИЕ САМОЛЕТА И ВОЗНИКАЮТ ЗНАЧИТЕЛЬНЫЕ УСИЛИЯ НА ШТУРВАЛЕ ОТ ЭЛЕРОНОВ, НЕМЕДЛЕННО ПРЕКРАТИТЬ УБОРКУ ЗАКРЫЛКОВ. УСТАНОВИВ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ «ЗАКРЫЛКИ УБОРКА — ВЫПУСК» ИЗ ПОЛОЖЕНИЯ «УБОРКА» В НЕЙТРАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ. ЗАТЕМ, ВЫПУСКАЯ ЗАКРЫЛКИ ИМПУЛЬСАМИ, ВОССТАНОВИТЬ РАВНОВЕСИЕ САМОЛЕТА И НЕ ИЗМЕНЯТЬ ИХ ПОЛОЖЕНИЯ ДО ПОСАДКИ.

2. ЕСЛИ НА САМОЛЕТАХ С ПОДКЛЮЧЕННОЙ СПР-1 В ПРОЦЕССЕ УБОРКИ ЗАКРЫЛКОВ ЗАГОРИТСЯ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОР «ЗАКРЫЛКИ НЕИСПР.» И НА ШКАЛЕ УКАЗАТЕЛЯ СТРЕЛКА ПЕРЕСТАНЕТ ДВИГАТЬСЯ, ТО НЕМЕДЛЕННО ПРЕКРАТИТЬ УБОРКУ ЗАКРЫЛКОВ. УСТАНОВИВ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ «ЗАКРЫЛКИ УБОРКА—ВЫПУСК» ИЗ ПОЛОЖЕНИЯ «УБОРКА» В НЕЙТРАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ И СОХРАНЯТЬ ЭТО ПОЛОЖЕНИЕ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЯ ДО ПОСАДКИ.

3. В СЛУЧАЕ НЕУБОРКИ ИЛИ НЕПОЛНОЙ УБОРКИ ЗАКРЫЛКОВ ЗАХОД НА ПОСАДКУ И ПОСАДКУ ПРОИЗВОДИТЬ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ПОЛОЖЕНИЯ ЗАКРЫЛКОВ НА АЭРОДРОМЕ ВЗЛЕТА ИЛИ НА ЗАПАСНОМ АЭРОДРОМЕ.

Второй пилот помогает КВС выполнять взлет. Начиная со скорости Vпр=120 км/ч, второй пилот докладывает об увеличении скорости на разбеге. 120, 150, при достижении скорости принятия решения V_1 докладывает «Рубеж», а при скорости $V_{п.ст.}$ — «Подъем».

Бортмеханик при разбеге самолета следит за частотой вращения роторов двигателей, давлением топлива, температурой и давлением масла, температурой газа за турбиной и в случае отклонений показаний от нормальных немедленно докладывает об этом КВС.

На скорости, меньшей расчетной скорости принятия решения на 20 км/ч, докладывает «Стабилизатор — норма», при отклонении стабилизатора от взлетного положения на ± 2° докладывает «Отказ стабилизатора». По команде КВС убирает шасси, устанавливает РУД в положение, соответствующее номинальному режиму, и устанавливает предохранительную планку РУД на фиксатор. При выполнении полетов ночью — на высоте 50 м — выключает и убирает посадочно-рулежные фары (АПРФ). По команде КВС убирает закрылки и следит за синхронностью их уборки.

8. На высоте 200 м, после уборки закрылков, перевести двигатели на номинальный режим и, убедившись в их нормальной работе, закрыть кран кольцевания топлива. При выполнении полетов по кругу кран кольцевания топлива не закрывать. Включить систему кондиционирования.

ВНИМАНИЕ ПРИ КОЛИЧЕСТВЕ ТОПЛИВА БОЛЕЕ 4400 КГ ВОЗМОЖНО ПОЯВЛЕНИЕ КРЕНЕНИЯ САМОЛЕТА, КОТОРОЕ УСТРАНЯЕТСЯ РУЧНЫМ УПРАВЛЕНИЕМ РЕЖИМАМИ РАБОТЫ ПОДКАЧИВАЮЩИХ ТОПЛИВНЫХ НАСОСОВ И ОТКЛОНЕННИЕМ ТРИММЕРА ЭЛЕРОНА.

Ввиду того, что при количестве топлива более 4400 кг автомат АЦТ5-1 Т (АЦТ5-1БТ) не работает, до выработки топлива из дополнительных кессонов необходимо уделять повышенное внимание поперечной балансировке самолета.

В случае появления кренения самолета убедиться в том, что его причиной является неравномерная выработка топлива из дополнительных кессонов (см. подразд. 6.2), и при отклонении штурвала для парирования крена более ¼ хода перевести соответствующий топливный насос на ослабленный режим работы, не дожидаясь загорания сигнального табло «Включи осл. реж. лев. насос» («Включи осл. реж. прав. насос.»). После устранения кренения самолета перевести этот насос на номинальный режим работы.

9. На самолетах, оборудованных блоком БСПК-1, после взлета на высоте 200 м установить переключатель «Маршрут — Посадка» в положение «Маршрут».

10. Доложить органу УВД о взлете самолета и получить условия выхода из зоны аэродрома.

11. Длина разбега по ИВПП в условиях СА составляет, м:

при взлетной массе 14850 кг	630
при взлетной массе 16100 кг	755
при взлетной массе 16800 кг	800
при взлетной массе 17200 кг	920

Длина разбега по ГВПП в условиях СА составляет, м:

при взлетной массе 14850 кг 850;
при взлетной массе 16100 кг .....960.

При повышении температуры воздуха на каждые 5°С выше стандартной длина разбега увеличивается на 40 м.

4.3.2. ВЗЛЕТ С КРАТКОВРЕМЕННОЙ ОСТАНОВКОЙ НА ВПП

1. Принципиальным отличием взлета с кратковременной остановкой на ВПП от взлета с тормозом является начало разбега до выхода двигателей на взлетный режим и достижение взлетной тяги на начальном этапе разбега.

2. Использование взлета с кратковременной остановкой на ВПП разрешается при условии, что взлетная масса самолета меньше максимально допустимой, рассчитанной согласно указаниям 7.2.4.

3. Об использовании взлета с кратковременной остановкой ВПП КВС обязан проинформировать экипаж до выхода самолета на предварительный старт.

4. На предварительном старте экипажу выполнить все операции в соответствии с указаниями 4.1 «На предварительном старте». Запросить у диспетчера УВД разрешение вырулить на исполнительный старт.

5. Получив разрешение на выруливание, дать команду: «Выруливаем. Контроль по карте».

В процессе руления на исполнительный старт:

— бортмеханику проверить включение обогрева РИО, ППД и ДУА;
— КВС переключить ответчик СО-69 (СД-72М) в режим «УВД».

6. После вывода самолета на ось ВПП КВС и второму пилоту установить на штурвалах гашетки кнопок «Разворот» («Рулежка») в верхнее фиксированное положение, остановить самолет и удерживать его тормозами.

Второму пилоту согласовать курсовую систему (если она ранее не была согласована на РД), установить режим ГПК. Экипажу закончить контроль по карте контрольной проверки.

7. Получив доклад от бортмеханика «Карта выполнена, все графы зашторены», КВС или второй пилот докладывает о готовности к взлету диспетчеру СДП. Получив разрешение на взлет, дает команду «Взлетаем, режим взлетный, рубеж..., включить ПОС (в условиях возможного обледенения)» и отпускает тормоза.

8. Бортмеханик по команде «Взлетаем» включает бортовые часы и плавно, синхронно переводит за 2—3 с РУД двигателей по взлетное положение.

9. В процессе разбега самолета:

— бортмеханику контролировать параметры работы двигателей и в момент достижения ими взлетного режима доложить: «Двигатели на взлетном. В норме»;
— второму пилоту контролировать скорость и по достижении 140 км/ч доложить: «Контрольная».

10. Если к моменту доклада «Контрольная» не поступил доклад бортмеханика «Двигатели на взлетном. В норме», КВС обязан немедленно прекратить взлет, действуя в соответствии с указаниями 5.1.2 "Отказ двигателя на взлете", п.3.

ВНИМАНИЕ! ПРИ ВСТРЕЧНОЙ СОСТАВЛЯЮЩЕЙ СКОРОСТИ ВЕТРА БОЛЕЕ 15 М/С ВОЗМОЖЕН ВЫХОД ДВИГАТЕЛЕЙ НА ВЗЛЕТНЫЙ РЕЖИМ ПОСЛЕ ДОСТИЖЕНИЯ КОНТРОЛЬНОЙ СКОРОСТИ 140 КМ/Ч.

11. Дальнейшие действия экипажа — в соответствии с указаниями 4.3.1. «Взлет с тормозов», начиная с п.3.

4.3.3. ВЗЛЕТ ПРИ БОКОВОМ ВЕТРЕ

1. Предельно допустимая скорость ветра — см. 2.4.

2. Стремление самолета на разбеге к развороту против ветра парировать отклонением педалей.

Кренение самолета парировать отклонением элеронов против ветра. По мере увеличения скорости угол отклонения штурвала по элеронам следует уменьшать с таким расчетом, чтобы отрыв самолета произошел без крена.

При боковом ветре более 10 м/с кренение самолета на разбеге рекомендуется парировать с начала разбега, отклонив штурвал не менее чем на половину его хода по элеронам против ветра.

3. При взлете с боковым ветром более 5 м/с подъем передней стойки шасси производить на скорости на 10 км/ч больше скорости, рекомендуемой при взлете в штиль.

4. Направление полета после отрыва и набора высоты выдерживать углом упреждения против ветра.

4.3.4. ВЗЛЕТ ПРИ ПОПУТНОМ ВЕТРЕ

Методика и техника выполнения взлета с попутным ветром аналогичны методике и технике выполнения взлета при встречном ветре. Однако необходимо помнить, что длина разбега и взлетная дистанция увеличиваются в зависимости от скорости ветра.

При взлете с попутным ветром длина разбега увеличивается на 20 м, а длина взлетной дистанции — на 40 м на каждые 1 м/с скорости ветра по линии взлета.

4.4 НАБОР ВЫСОТЫ

1 Для набора высоты, в зависимости от условий полета, применяются следующие режимы

- скоростной, выполняемый на постоянной скорости $V_{ПР}$= 390 км/ч до достижения скорости $V_{ИСТ}$ =500 км/ч (по тонкой стрелке прибора), а затем сохраняя скорость постоянной до занятия заданного эшелона (Скоростной режим может применяться с целью уменьшения времени полета, когда взлетная масса самолета не превышает 16 1 т,
- максимальной скороподъемности, выполняемый на постоянной скорости $V_{ПР}$= 320 км/ч до высоты 3000 м, далее приборная скорость полета должна уменьшаться на 10 км/ч на каждые 1000м высоты, а затем, сохраняя скорость Упр"280 км/ч, - до занятия заданного эшелона Этот режим применяется, когда взлетная масса самолета превышает 16 1т, при наборе эшелона в горной местности, наборе эшелона до подхода к зоне болтанки, наборе практического потолка и в других случаях, когда необходимо набрать высоту в минимальное время,
- минимального расхода топлива, выполняемый на постоянной скорости $V_{ПР}$ 350 км/ч до занятия заданного эшелона Этот режим является основным и применяется с целью экономии топлива для полетов в нормальной эксплуатации, когда взлетная масса самолета не превышает 16 1 т и для полетов на запасной аэродром

Примечание При значениях температуры воздуха, превышающих на 5° С температуру по СА, набор высоты на скоростном режиме и режиме минимального расхода топлива следует выполнять на постоянной скорости $V_{ПР}$ 340 км/ч до достижения скорости $V_{ИСТ}$ = 400 км/ч, а затем, сохраняя скорость $V_{ИСТ}$ = 400 км/ч • до занятия заданного эшелона

2 Набор высоты во всех случаях выполняется на номинальном режиме работы двигателей

3 Время, пройденное расстояние и расход топлива при наборе высоты определять по номограммам рис 7 27 - 7 35 для полетной массы 16 1 т увеличив их

- для взлетной массы 16 8 т - на 10%
- для взлетной массы 17 2 т - на 15%

Режимы скоростного набора (рис 7 27 - 7 32) минимального расхода топлива (табл 7 8) применять при взлетной массе не более 16,1т.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ Ь ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА-НОМИНАЛЬНОМ РЕЖИМЕ ДОПУСКАЕТСЯ РАЗНИЦА МЕЖДУ ЧАСТОТОЙ ВРАЩЕНИЯ РОТОРОВ КВД ТРЕХ ДВИГАТЕЛЕЙ В ПРЕДЕЛАХ ±1 %

2 ВКЛЮЧЕНИЕ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ НА РЕЖИМ «ПОЛН » ПРОИЗВОДИТСЯ ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА НОМИНАЛЬНОМ ±1 % (ПО ЧАСТОТЕ ВРАЩЕНИЯ РОТОРА КВД) РЕЖИМЕ И НИЖЕ ПРИ УСТАНОВКЕ РЕЖИМОВ ВЫШЕ УКАЗАННЫХ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКИ ПЕРЕКЛЮЧАЕТСЯ С РЕЖИМА « ПОЛН » НА РЕЖИМ «ПРЕДВАР »

4 В наборе высоты до 4000 м КВС и второму пилоту следует проверить открытие вентилей баллонов кислородной системы После набора высоты 4000 м кислородные маски всех членов экипажа должны быть готовы к немедленному применению

5 В наборе высоты КВС ведет радиосвязь, осуществляет контроль пути с помощью самолетных и наземных радиотехнических средств навигации, наблюдает за показаниями приборов контролирующих работу двигателей за светосигнализацией и в зависимости от условий полетов отдает необходимые распоряжения второму пилоту и бортмеханику по управлению системами

ВНИМАНИЕ ПРИ КОЛИЧЕСТВЕ ТОПЛИВА БОЛЕЕ 4400 КГ ВОЗМОЖНО ПОЯВЛЕНИЕ КРЕНЕНИЯ САМОЛЕТА КОТОРОЕ УСТРАНЯЕТСЯ РУЧНЫМ УПРАВЛЕНИЕМ РЕЖИМАМИ РАБОТЫ ПОДКАЧИВАЮЩИХ ТОПЛИВНЫХ НАСООСВ И ОТКЛОНЕННИЕМ ТРИММЕРА ЭЛЕРОНА

В случае появления кренения самолета по причине неравномерной выработки топлива из дополнительных кессонов руководствоваться рекомендациями изложенными в пункте 4 3 1

6. Второй пилот помогает КВС пилотировать и вести радиосвязь, сообщает курс полета и расчетное время пролета контрольных ориентиров, переключает частоты УКВ-радиостанции, перестраивает АРК, включает и применяет радиолокатор, определяет навигационные элементы полета, по разрешению КВС включает противообледенительные системы самолета и двигателей.

На самолетах, выполняющих международные полеты, устанавливает на пульте управления ответчика СО-72М режим, указанный органом УВД. При нахождении в зоне действия радиомаяка VOR настраивает аппаратуру «Курс МП-70» на соответствующий канал.

7. Бортмеханик по команде КВС устанавливает заданный режим работы двигателей, осуществляет контроль за расходом топлива, показаниями приборов, контролирующих работы двигателей и систем, и за световой сигнализацией. Управляет отбором воздуха, регулирует температуру воздуха в кабине экипажа и пассажирском салоне, включает в зависимости от условий полета противообледенительные системы самолета и двигателей.

САМОЛЕТОВОЖДЕНИЕ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

После перехода в режим набора высоты:

— включить высокое напряжение радиолокатора, установив режим «Земля» или «Метео»; установить масштаб в соответствии с метеорологической и аэронавигационной обстановкой на этапе набора высоты;

— набрав высоту, равную установленной высоте пблета по кругу (высота перехода), установить на высотомерах УВИД-30-15 и ВД-10К давление 760 мм рт. ст., а на ВЭМ-72ФГ и [illegible] сравнить между собой показания высотомеров (используя таблицу перевода метров в футы);

— выполнив маневр отхода от аэродрома, указанный диспетчером службы движения, установить расчетный курс на первый промежуточный пункт маршрута (ППМ);

— контролируя путь по направлению и дальности с помощью радиотехнических средств или визуально, внести поправки в курс для следования по линии заданного пути и уточнить расчетное время прибытия к первому ППМ;

— обеспечить точный выход на первый ППМ, используя наиболее подходящие технические средства при взаимном их дублировании.

4.5. ПОЛЕТ ПО МАРШРУТУ

4.5.1. ОБЯЗАННОСТИ ЧЛЕНОВ ЭКИПАЖА В ПОЛЕТЕ ПО МАРШРУТУ

1.КВС обязан:

— пилотировать самолет и выдерживать высоту, курс, скорость и время полета по расписанию, устанавливая режимы работы двигателей, обеспечивающие расчетную путевую скорость. При полетах по внутрисоюзным трассам заданный эшелон занимать и выдерживать по УВИД-30-15, на международных трассах — по ВЭМ-72ФГ, имеющим выход в самолетный ответчик. При этом другие барометрические высотомеры должны использоваться для контроля основного канала высоты При занятии эшелона для выполнения вторичной поправки в качестве контрольных высотомеров используются для внутрисоюзных трасс — ВД-10К, для международных трасс — ВМФ-50К.

Выдерживая установленный режим полета по высоте и скорости, произвести осреднение показаний обоих высотомеров в соответствии с «Единой методикой ввода поправок при измерении высоты на самолетах и вертолетах авиации всех министерств и ведомств»

В нормальном горизонтальном полете режим работы двигателей не должен быть выше 0,85 номинального.

В случае необходимости (обход грозовой деятельности, обледенение, отказ двигателей и т.д.) разрешается применять в полете по маршруту номинальный режим работы двигателей без его ограничения по времени в течение одного рейса (наработка двигателей на режимах выше 0,85 номинального за ресурс ограничивается и строго учитывается);

— вести командную радиосвязь, знать метеорологическую обстановку на всем маршруте и информировать о ней второго пилота,

— осуществлять контроль пути с помощью самолетных и наземных РТС навигации;

— наблюдать за показаниями приборов, контролирующих работу двигателей, самолетных систем, и световой сигнализацией,

— осуществлять контроль за расходом топлива по указателю топливомера;

— принимать решение при усложнившейся обстановке и в зависимости от условий полета отдавать необходимые распоряжения второму пилоту по управлению системами;

— отдавать распоряжения второму пилоту о ведении радиосвязи и расчете элементов полета и занесении необходимых записей в полетную документацию;

— прослушивать позывные приводных радиостанций (радиомаяков VOR/DME), на которые настроены АРК (аппаратура «Курс МП-70», самолетный дальномер СД-75), и вести наблюдение за воздушным пространством

2. Второй пилот обязан:

— пилотировать самолет по команде КВС,

— наблюдать за воздушным пространством, обеспечивая обзор правой полусферы;

— перестраивать АРК (аппаратуру «Курс МП-70», самолетный дальномер СД-75) на соответствующие приводные радиостанции (радиомаяки VOR/DME), и прослушивать их позывные;

— осуществлять радиосвязь — визуальную и радиоориентировку;

— сообщать КВС о местонахождении самолета и на какие радиостанции настроены радиосредства;

— докладывать КВС курс следования, путевую скорость и время пролета контрольных ориентиров;

— осуществлять контроль за показаниями приборов, контролирующих работу двигателей и самолетных систем, и за световой сигнализацией.

ВНИМАНИЕ: ПРИ КОЛИЧЕСТВЕ ТОПЛИВА БОЛЕЕ 4400 КГ ВОЗМОЖНО ПОЯВЛЕНИЕ КРЕНЕНИЯ САМОЛЕТА, КОТОРОЕ УСТРАНЯЕТСЯ РУЧНЫМ УПРАВЛЕНИЕМ РЕЖИМАМИ РАБОТЫ ПОДКАЧИВАЮЩИХ ТОПЛИВНЫХ НАСОСОВ И ОТКЛОНЕННИЕМ ТРИММЕРА ЭЛЕРОНА.

В случае появления кренения самолета по причине неравномерной выработки топлива из дополнительных кессонов руководствоваться рекомендациями, изложенными в пункте 4.3.1.

3. Бортмеханик обязан:

— наблюдать за показаниями приборов, контролирующих работу двигателей;

— контролировать работу генераторов, аккумуляторов и преобразователей, которые в полете должны быть всегда включены;

— отрегулировать после взлета параллельную работу генераторов выносными сопротивлениями; разность токов нагрузки генераторов при напряжении в бортсети 28—28,5 В не должна превышать 30 А.

В полете периодически контролировать распределение нагрузки между генераторами. Не реже одного раза за полет, а при длительных полетах не реже чем через 1 ч полета контролировать зарядный ток аккумуляторных батарей. Для этого необходимо:

— кратковременно отключить от бортсети левую аккумуляторную батарею, измерить по бортовому амперметру зарядный ток правой аккумуляторной батареи и вновь включить левую аккумуляторную батарею;

— если величина зарядного тока менее 25А, провести аналогичную проверку левой аккумуляторной батареи, кратковременно отключив от бортсети правую аккумуляторную батарею;

— если величина зарядного тока равна или более 25А, немедленно отключить от бортсети неисправную аккумуляторную батарею и не включать ее до окончания полета.

В случае отказа трех генераторов необходимо подключить к бортсети ранее отключенную аккумуляторную батарею и выполнить полет в соответствии с рекомендациями 5.9.1.

После окончания полета неисправную аккумуляторную батарею необходимо снять с самолета.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЭКСПЛУАТАЦИЯ БАТАРЕЙ 20 НКБН-25-УЗ ПРИ НАПРЯЖЕНИИ БОРТОВОЙ СЕТИ БОЛЕЕ 30 В ПРИВОДИТ К ИНТЕНСИВНОМУ РАЗОГРЕВУ БАТАРЕЙ ВЫШЕ ДОПУСТИМЫХ ТЕМПЕРАТУР И МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ПОЛНОМУ ВЫХОДУ БАТАРЕИ ИЗ СТРОЯ, ВПЛОТЬ ДО ЕЕ ВОЗГОРАНИЯ, В РЕЗУЛЬТАТЕ ВОЗНИКНОВЕНИЯ И РАЗВИТИЯ ПРОЦЕССА «ТЕПЛОВОГО РАЗГОНА»;

— поддерживать на любых режимах работы двигателей одну и ту же частоту вращения на трех двигателях в пределах 1% для обеспечения отбора одинакового количества воздуха от каждого двигателя на самолетные нужды;

— управлять отбором воздуха и регулировать температуру в кабине экипажа и пассажирском салоне;

— в зависимости от условий полета лично или по команде КВС включать противообледенительные системы самолета и двигателей и докладывать об исполнении;

— контролировать расход топлива по указателю топливомера — стрелка показывает фактическое количество топлива в килограммах, суммарное и раздельное в каждом баке-кессоне в зависимости от положения переключателя «Лев. Кессон — Сумма — Прав. Кессон»;

— при полете на высотах от 4000 до 8100 м контролировать текущую виброскорость двигателей и записывать ее значение в «Карту регистрации параметров работы двигателей».

В течение всего полета осуществлять тщательный контроль за всеми системами самолета, параметрами работы двигателей и в случае, если один из параметров не будет соответствовать инструкции по эксплуатации, доложить об этом КВС и выполнять его команды.

4.5.2. ВЫБОР РЕЖИМА ПОЛЕТА

При выполнении полетов на любые расстояния в целях экономии топлива в крейсерском полете выдерживать скорости полета, соответствующие режиму наибольшей дальности полета 1,01 q_{min}, в соответствии с табл. 4.1.

Набор высоты со взлетной массой не более 16.1 т, крейсерский полет и снижение, с целью экономии топлива, выполнять на режиме минимального расхода топлива (см. Таблицы 4.1, 7.8 и 7.10).

При полетах со встречным (попутным) ветром увеличивать (уменьшать) приборную скорость полета на 10 км/ч на каждые 70 км/ч встречной (попутной) составляющей ветра.

Таблица 4.1

Высота эшелона, м	Приборная скорость $V_{пр}$, км/ч, при полетной массе, т							
	17	16,5	16,0	15,5	15,0	14,5	14,0	13,5
8100	340	339	338	336	332	330	325	321
7800	353	350	348	344	342	340	334	330
7500	353	350	348	347	344	342	339	333
7200	356	353	350	347	345	343	340	333
6900	356	353	350	347	345	343	342	340
6600	356	353	350	347	345	343	342	340
6300	358	355	352	348	347	345	345	342
6000	358	355	352	348	347	345	345	342
5700	362	358	352	350	352	345	345	342
5400	365	363	360	358	356	353	350	346
5100	366	364	360	358	357	354	353	350
4800	367	365	360	358	357	355	354	352
4500	368	366	360	359	357	356	354	352
4200	370	368	360	359	357	356	354	352
3900	372	370	366	366	364	363	361	359
3600	374	372	369	368	367	365	364	363
3300	381	379	377	376	374	372	370	368
3000	385	383	381	376	375	377	375	373

4.5.3. РЕЖИМЫ КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЕТА

1. Режим работы двигателей в горизонтальном полете, устанавливаемый для получения выбранной приборной скорости полета, не должен превышать 0,85 номинального.

2. Частоту вращения ротора КВД для заданных условий полета контролировать с помощью специальной линейки. На режиме малого газа частота вращения ротора КВД при давлении 750 - 780 мм рт. ст. и температурах воздуха 15° С и ниже должна быть (53±1,5)%. При увеличении высоты полета или повышении температуры воздуха частота вращения ротора КВД на режиме малого газа либо остается постоянной и равной (53±1,5)%, либо увеличивается.

На высоте 6000 м частота вращения ротора КВД на режиме полетного малого газа должна быть не менее 77%.

3. При установке двигателям крейсерского режима работы с целью устранения различия в тяге боковых двигателей и дополнительного расхода топлива рекомендуется устанавливать одинаковые частоты вращения КВД.

4. Для изменения режима работы двигателя РУД передвигать плавно без рывков.

На высоте полета более 6000 м передвигать РУД в диапазоне режимов от полетного малого газа до номинального не менее чем за 6 с.

5. Минимальной скоростью $V_{пр}$ в горизонтальном полете является скорость набора высоты в режиме максимальной скороподъемности (см. табл. разд. 7). Уменьшать скорость менее скорости набора данной высоты полета запрещается.

4.5.4. ПОЛЕТ В УСЛОВИЯХ ГРОЗОВОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

1. При полетах в сложных метеоусловиях экипаж самолета обязан систематически уточнять метеорологическую обстановку, запрашивая диспетчерские пункты (ДП), расположенные по трассе полета, а так же осуществлять контроль за выполнением полета согласно расчетам, производимым на борту.

2. Экипаж самолета при пролете контрольных наземных пунктов должен сообщать диспетчеру УВД об условиях полета на пройденном участке маршрута, а также отвечать на дополнительные вопросы диспетчера по уточнению фактической погоды.

3. При наличии на высоте полета мощной кучевой облачности запросите у диспетчера разрешение на изменение высоты или маршрута полета чтобы обеспечить ее обход.

4. Категорически запрещается входить в мощную кучевую и кучево-дождевую облачность или обходить ее снизу в горной местности.

5. При полете в облачности с большими помехами в радиосвязи и неустойчивыми показаниями АРК, свидетельствующими о наличии электрической активности, не обнаруживаемой наземными и самолетными радиолокаторами, КВС необходимо по согласованию с диспетчером УВД принять решение о выводе самолета из опасной зоны. В случаях невозможности обхода этих облаков следует запросить разрешение на полет по правилам визуального полета (ПВП).

6. При наличии грозового положения, характеризуемого развитием мощной кучевой облачности, запрещается пробивание такой облачности при взлете или заходе на посадку. Снижение следует производить по согласованию с диспетчером УВД в районе, где отсутствует такая облачность.

7. При полетах в облачности при исправном бортовом радиолокаторе или при непрерывном радиолокационном контроле с земли разрешается:
   - -обход стороной грозового фронта на высоте эшелона с удалением от ближайшей границы засветки не менее 15 км;
   - пересечение грозового фронта на высоте эшелона с проходом между границами засветок на расстоянии не менее 50 км;
   - мощные кучевые и кучево-дождевые облака, примыкающие к грозовым очагам, разрешается обходить визуально на удалении не менее 10 км;
   - пересечение грозового фронта на допустимой высоте полета с превышением не менее 500 м над верхней границей облаков.

Визуальный полет под облачностью разрешается выполнять без захода в облачность и зоны осадков на высотах, безопасных для полета в данной местности, по согласованию с диспетчером.

8. **Запрещается** выполнять полеты по воздушным трассам, расположенным над горными районами:
— по ПВП и СПВП при наличии фронтальных облачных систем с грозовыми и ливневыми очагами (мощно-кучевыми и кучево-дождевыми облаками);
— ниже 500 м над наивысшей точкой трассы, если скорость ветра, направленного перпендикулярно горному хребту, более 15 м/с.

9. Для выхода из зоны атмосферной турбулентности, обусловленной струйными течениями, иногда достаточно изменить высоту полета на 300—500 м или временно отклониться от маршрута полета.

4.5.5. ПОЛЕТ НА МАКСИМАЛЬНЫХ СКОРОСТЯХ

В длительном полете на высотах до 6000 м скорость $V_{пр}$ не должна превышать 450 км/ч, выше 6000 м — 600 км/ч (по тонкой стрелке прибора). При загорании светосигнализатора «Убавь скорость» и звучании сигнала сирены уменьшить скорость.

Усилия на штурвале от руля высоты в процессе разгона самолета легко снимаются отклонением стабилизатора.

Пилотирование самолета на максимальных скоростях полета (выполнение разворотов, виражей) не затруднено. Нагрузки на органах управления сохраняются прямые и легко снимаются с элеронов и руля направления соответствующими триммерами, а с руля высоты — перекладкой стабилизатора. При пилотировании самолета на максимальных скоростях полета избегайте резких движений элеронами, рулями управления и создания перегрузок.

4.5.6. ПОВЕДЕНИЕ САМОЛЕТА НА МИНИМАЛЬНЫХ СКОРОСТЯХ

На всех этапах и высотах полета, за исключением взлета и посадки, при любых полетных массах самолета допускать скорости по прибору менее указанных в разд. 2 **запрещается.**

Техника пилотирования при выполнении маневров на скоростях, близких к минимальным, требует от пилотов повышенного внимания. Развороты, перевод самолета из одного режима в другой необходимо выполнять с минимальными перегрузками.

Скорости сваливания V_S в зависимости от полетной массы самолета и угла отклонения закрылков при полете на режиме малого газа с перегрузкой n_y=1 приведены в разд. 7.

При полете с перегрузкой n_y более 1,0 (криволинейный полет) скорости сваливания увеличиваются пропорционально $\sqrt{n_y}$.

Например, при n_y=1,4 скорость сваливания с закрылками, отклоненными на 20° (35°), и при полетной массе 14,8 т будет не 150 км/ч (при n_y=1), а $150\sqrt{1,4}$ =177 км/ч.

Для предупреждения экипажа о приближении к срыву, на самолете установлены светосигнализатор «Срыв», звуковая (прерывистые сигналы) и тактильная (тряска штурвала) сигнализации.

Система сигнализации срывного режима предупреждает о приближении к критическим углам атаки как при уменьшении скорости при перегрузке n_y=1,0 ед. (при торможении), так и приближении к критическим углам атаки вследствие создания перегрузки n_y более 1,0 ед. при всех положениях самолета в полете.

При срабатывании сигнализации (световой, звуковой, тактильной) необходимо отклонить штурвал от себя и вывести самолет в нормальный режим полета.

Если работа сигнализации не прекращается, проконтролировать скорость полета, режим работы двигателей, угол тангажа и если указанные параметры находятся в норме, отключить систему сигнализации срывного режима.



Если самолет выйдет на режим сваливания (непроизвольное кренение самолета) из-за потери скорости или увеличения перегрузки, необходимо плавно отклонить штурвал от себя и после прекращения тряски устранить крен элеронами и рулем направления, а затем на скорости не менее 200 км/ч по прибору с плавным нарастанием перегрузки вывести самолет в горизонтальный полет.

При сваливании в полете самолет медленно опускает нос, вращаясь со скоростью 10—15 град/с вокруг продольной оси (как правило, влево) с потерей высоты до 200—300 м.

4.5.7. ПОЛЕТ В ТУРБУЛЕНТНОЙ АТМОСФЕРЕ

КВС и второй пилот обязаны помнить, что вход самолета в мощную кучевую облачность и зону грозовой деятельности категорически запрещается.

1. При подходе к зоне возможной болтанки КВС обязан:
   - — не покидать свое рабочее место и быть надежно пристегнутым ремнями;
   - — включить светосигнальное табло «Пристегните ремни»;
   - — дать команду пассажирам пристегнуться ремнями;
   - — выключить автопилот, если он был включен;
   - — установить скорость полета $V_{пр}$=350—400 км/ч и сбалансировать самолет;
   - — выполнять вход в облака только на установившемся режиме.

2. Набор высоты в зоне сильной болтанки производить только в случае необходимости.

Набор высоты для полета над облачностью следует выполнять заблаговременно (до попадания в зону сильной болтанки).

При попадании самолета в зону сильной болтанки необходимо изменить направление или уменьшить угол набора высоты полета по согласованию с диспетчерским пунктом по пути следования.

3. При пилотировании в условиях болтанки не следует реагировать рулями на каждое движение самолета, так как самолет обладает достаточной устойчивостью и сам, без помощи пилота, стремится сохранить исходное балансировочное положение. Полет выполнять с полузажатым управлением, пилотировать самолет по средним показаниям авиагоризонта, не допуская резких движений штурвалом, кренов и кабрирования. Развороты выполнять на исходной скорости с креном не более 15^{o}. При правильных и своевременных действиях экипажа при попадании в мощный воздушный порыв непроизвольное сваливание самолета исключается.

4. При резком броске и увеличении высоты полета, вызванных мощным восходящим потоком, не допускать уменьшения скорости полета и уменьшения режима работы двигателей. При интенсивном подъеме самолета с одновременным переходом на пикирование, вызванном восходящим потоком большой протяженности, удерживать самолет в исходном режиме, не препятствовать подъему самолета и не переводить его в режим еще большего пикирования. Необходимо внимательно следить за показаниями указателя скорости, не допуская увеличения скорости $V_{пр}$ более 450 км/ч до высоты 6000 м, а на высотах более 6000 м — скорости $V_{ист}$ не более 600 км/ч.

При интенсивном снижении самолета, вызванном мощным нисходящим потоком, удерживать его в исходном положении, не препятствовать снижению путем перевода самолета на кабрирование, следить за скоростью, не допускать больших отклонений от исходного режима.

5. При выполнении захода на посадку в условиях сильной болтанки рекомендуется выдерживать те же скорости полета по кругу, что и в нормальных условиях; после выпуска закрылков в посадочное положение установить скорость планирования на 10 км/ч больше скорости, рекомендуемой для нормальных условий.

При попадании самолета на планировании в интенсивный нисходящий поток, приводящий к увеличению вертикальной скорости снижения по вариометру более 5 м/с, установить двигателям взлетный режим и выполнить уход на второй круг.

4.5.8. ОСОБЕННОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ПОЛЕТА В УСЛОВИЯХ ПОВЫШЕННОЙ ЭЛЕКТРИЗАЦИИ

1. При выполнении предполетной подготовки КВС обязан убедиться в отсутствии в пунктах вылета и посадки зон осадков, обусловленных активными грозовыми фронтами.

2. В целях предупреждения случаев поражения самолета атмосферным электричеством в полете КВС обязан действовать согласно рекомендациям, указанным в НПП.

3. В случае поражения самолета атмосферным электричеством необходимо:

— проверить работоспособность и показания радиоэлектронного и пилотажно-навигационного оборудования:

— обратить внимание на возможное изменение режима работы двигателей. При этом контролировать параметры работы двигателей;

— при обнаружении каких-либо неисправностей и отказов действовать согласно соответствующим разделам РЛЭ;

— одному из членов экипажа провести доступный визуальный осмотр (из кабины и салона) с целью обнаружения повреждений конструкции;

— КВС обязан доложить диспетчеру УВД о факте поражения воздушного судна молнией.

4.6 СНИЖЕНИЕ С ЭШЕЛОНА (ВЫСОТЫ)

1. Перед входом в район аэродрома посадки второй пилот обязан рассчитать точку начала снижения для подхода к аэродрому на заданной высоте в соответствии с указанием диспетчера и доложить КВС расчетное время начала снижения.

В целях экономии топлива снижение с эшелона выполнять на режиме минимального километрового расхода топлива, для чего перед началом снижения установить режим работы двигателей 0,4 номинального и, не изменяя высоты полета, уменьшить истинную скорость до 420 км/ч (по тонкой стрелке прибора), после чего производить снижение выдерживая эту скорость.
Время, пройденное расстояние и расход топлива при снижении приведены в табл. 7.10. За 5-10 мин до начала снижения экипаж проводит предпосадочную подготовку, КВС и второй пилот просматривают схему снижения и захода на посадку, расположения препятствий в районе аэродрома, уточняют посадочный курс, минимум аэродрома .

Второй пилот рассчитывает и сообщает КВС посадочную массу, центровку, расчет элементов захода на посадку (скорость снижения и посадочную дистанцию).

КВС проверяет правильность расчетов, подготовленных вторым пилотом, и сличает показания авиагоризонтов.

2. Перед началом снижения:

- установить задатчик <<Начало герметизации>> на давление аэродрома посадки. На аэродромах, расположенных выше 2400 м, установку задатчика производить за 5-10 мин до начала снижения;
- проверить и убедиться, что курсовая система работает в режиме ГПК, СП-50 включена, установлен канал ...;
- на самолетах, выполняющих международные полеты, включить аппаратуру <<Курс МП-70>> , на пульте управления установить частоту посадочного радио маяка и прослушать его позывные, на селекторах курса установить значение курса посадки, на селекторе режимов установить переключатель <<Маршрут - Посадка>> в положение <<Посадка>>, переключатель <<ILS-СП-50>> - в положение, соответствующее типу посадочной системы;
- включить радиовысотомер и установить на указателе индекс заданной высоты на значение высоты круга;
- проверить и убедиться в том, что давление в гидросистеме нормальное.

Если высота круга выше максимальной высоты, на которую может быть установлен задатчик, установить сигнализатор высоты на максимально возможное значение.
Предпосадочная подготовка заканчивается проверкой выполненных операций по разделу Карты контрольных проверок <<Перед снижением с эшелона>>.

3. Снижение самолета с эшелона экипаж выполняет по разрешению диспетчера УВД с обязательным докладом ему о времени начала снижения. Снижение до высоты 6000 м выполнять на истинной скорости полета не более 600 км/ч, ниже 6000 м - на скорости не более $V_{пр}$= 450 км/ч. Снижение до высоты 4000 м выполнять на режимах работы двигателей не ниже полетного малого газа (ПМГ). При этом средняя вертикальная скорость снижения должна быть не больше величин, указанных на графике рис. 6.10 (по кабинному вариометру вертикальная скорость снижения не более 3 м/с).

4. На эшелоне перехода установить шкалы барометрического давления высотомеров УВИД-30-15 и ВД-10К на давление Аэродрома посадки, а высотомеров ВЭМ-72ФГ и ВМФ-50К - на давление, приведенное к уровню моря. Доложить диспетчеру УВД: <<Эшелон перехода, давление... установлено. Высота ... м>>. Установить АРК-9 (АРК-15М):первый на ДПРМ, второй на БПРМ. Выполнить Карту контрольных проверок, раздел <<После перехода на давление аэродрома>>. Снижение с эшелона перехода до высоты круга выполнять с плавным уменьшением скорости до $V_{пр}$= 300 км/ч и вертикальной скорости до нуля. Вертикальные скорости выдерживать путем подбора частоты вращения роторов двигателей.

При выполнении международных полетов снижения с эшелона перехода до высоты круга выполнять по высотомеру ВЭМ-72ФГ с обязательным контролем по высотомерам УВИД-30-15, ВД-10К и ВМФ-50К.

При перелетах на запасной аэродром и в случаях полета с ограниченным запасом топлива снижение рекомендуется производить на режиме минимального километрового расхода топлива, для чего перед началом снижения установить режим работы двигателей 0,4 номинального и, не изменяя высоты полета, уменьшить истинную скорость до 420 км/ч (по тонкой стрелке прибора), после чего дальнейшее снижение производить, выдерживая эту скорость.

5. Во всех случаях снижение, в том числе при маневрировании в районе аэродрома, выполнять на режимах в пределах ограничений, приведенных в разд. 2.2. «Ограничения».

При маневрировании учитывать следующие данные:

а) Величина просадки при выводе самолета в горизонтальный полет

Вертикальная скорость снижения, V_y	Перегрузка, n_y	Просадка самолета, м
15	1,2	60
	1,4	25
	1,6	20
20	1,2	100
	1,4	45
	1,6	35
25	1,2	155
	1,4	80
	1,6	55

б) Дистанция для уменьшения скорости полета на 100 км/ч в горизонтальном полете уборкой РУД в положение МГ (с Н=3000 м и до Н круга) с начальной скоростью 600 км/ч — 6 км, с начальной скоростью 500 км/ч — 5 км.

Примечание. Разница частоты вращения у трех двигателей на режиме малого газа не должна превышать: 10 % при работе в зоне «Б», 3 % при работе в зоне «А» (рис. 6.1).

При загорании одного или нескольких желтых светосигнализаторов предельного перепада давления в топливных фильтрах КВС (второй пилот) не должен допустить снижения самолета с углом тангажа более 20°. Угол снижения следует контролировать по авиагоризонту.

6. Во время снижения избегать резкого изменения режима работы двигателей, так как при этом происходит резкое изменение давления в пассажирском салоне и кабине экипажа, что вызывает болезненное ощущение у пассажиров и членов экипажа.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ПОЛЕТАХ С НУЛЕВЫМИ ИЛИ ОТРИЦАТЕЛЬНЫМИ ПЕРЕГРУЗКАМИ ДОПУСКАЕТСЯ ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ МАСЛА ДО НУЛЯ НА ВРЕМЯ ДЕЙСТВИЯ ПЕРЕГРУЗОК, ЕСЛИ ПРИ ВЫВОДЕ САМОЛЕТА ИЗ ПЕРЕГРУЗКИ ДАВЛЕНИЕ МАСЛА В ДВИГАТЕЛЕ НЕ ВОССТАНАВЛИВАЕТСЯ, ДВИГАТЕЛЬ ВЫКЛЮЧИТЬ.

7. Если в процессе снижения по барометрическому высотомеру до высоты круга сработала сигнализация радиовысотомера (РВ), сличить показания барометрического высотомера с РВ, учитывая рельеф местности. Если показания барометрического высотомера соответствуют показаниям РВ (с учетом рельефа местности), продолжать снижение с занятием высоты круга.

Если показания барометрического высотомера отличаются от показаний РВ (с учетом рельефа местности) более чем на 100 м, прекратить снижение и уточнить у диспетчера давление на аэродроме и место самолета.

8. Если в процессе снижения сигнализация РВ не сработала, после занятия высоты круга сверить показания барометрического высотомера и РВ (с учетом рельефа местности). После сличения показаний высотомеров установить задатчик РВ на значение высоты в соответствии с п. 9 данного раздела.

9. Сигнализатор заданной высоты устанавливать на ВПР, если ее численное значение не более 60 м, и на высоту 60 м, если значение ВПР более 60 м.

10. Если до установления надежного визуального контакта с огнями светооборудования аэродрома или другими ориентирами по курсу посадки сработала сигнализация радиовысотомера, немедленно начать уход на второй круг.

4.7. ЗАХОД НА ПОСАДКУ И ПОСАДКА

1. После установления связи с аэродромом посадки и получения разрешения на посадку произвести снижение и построить маневр для захода и расчета на посадку с использованием радиотехнических средств.

2. В зависимости от угла подхода к оси ВПП самолет может «вписываться» в типовую схему захода на посадку в различных точках на высоте круга, обеспечивающих сокращение до минимума времени захода на посадку.

Точку начала снижения необходимо выбирать на пути подхода к аэродрому с учетом того, что к моменту разворота для выхода на ось ВПП самолет имел установленные скорости и высоту полета.

3. После снижения до высоты круга установить скорость $V_{пр}$=300—280 км/ч, включить кран кольцевания топлива, установив переключатель в положение «Открыто», при этом должен загореться светосигнализатор открытия крана кольцевания топлива. Проверить включение бустера переднего колеса. Проверить «нуль» приборами системы СП-50.

4. Выполнить операции по Карте контрольной проверки, раздел «Перед 3-м разворотом или на удалении 14—16 км». Третий разворот при убранном шасси и закрылках выполнять на $V_{пр}$=300-280 км/ч. В простых метеоусловиях днем третий и четвертый развороты выполнять с креном не более 30°, а в сложных метеоусловиях и ночью — не более 25°.

5. Для обеспечения экономии топлива заход на посадку выполнять по следующей методике:

а) При заходе на посадку с прямой или в случае, если выход из четвертого разворота предполагается на удалении не менее 5—6 км до точки входа в глиссаду (ТВГ) независимо от ширины маршрута:

— четвертый разворот выполнять с убранным шасси и закрылками на $V_{пр}$=300—280 км/ч с креном не более 25°;

— на прямой за 5 км до ТВГ дать команду выпустить шасси;

— за 3-4 км до ТВГ начинать выпуск закрылков на 20° с одновременным уменьшением скорости до $V_{пр}$=270—250 км/ч;

— за 1—2 км до ТВГ начинать довыпуск закрылков на 35° с одновременным уменьшением скорости до $V_{пр}$=210—200 км/ч;

б) При заходе на посадку в случае, если выход из четвертого разворота предполагается на удалении не более 3 км до ТВГ при ширине прямоугольного маршрута 12 и 7 км;

— между третьим и четвертым разворотами (за 2—3 км до начала четвертого разворота) последовательно выпустить шасси и закрылки на 20° с одновременным уменьшением скорости до $V_{пр}$=270-250 км/ч;

— четвертый разворот выполнять на скорости $V_{пр}$=270—250 км/ч с углом крена не более 25°;

— после выхода из четвертого разворота начинать довыпуск закрылков на 35° с одновременным уменьшением скорости до $V_{пр}$=210—200 км/ч;

в) При ширине прямоугольного маршрута 4 км в случае, если выход из четвертого разворота предполагается на удалении не более 3 км до ТВГ;

— перед третьим разворотом (за 2-3 км до третьего разворота) последовательно выпустить шасси и закрылки на 20° с одновременным уменьшением скорости до $V_{пр}$=270—250 км/ч;

— выполнить третий и четвертый развороты на $V_{пр}$=270—250 км/ч с креном не более 25°;

— после выхода из четвертого разворота на $V_{пр}$=250—230 км/ч довыпустить закрылки на 35° с одновременным уменьшением скорости до $V_{пр}$=210—200 км/ч.

ВНИМАНИЕ! ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ТРЕТЬЕГО РАЗВОРОТА С ЗАКРЫЛКАМИ, ОТКЛОНЕННЫМИ НА 20°, А ТАКЖЕ ЧЕТВЕРТОГО РАЗВОРОТА — ДО ВЫПОЛНЕНИЯ ДОРАБОТОК БСПК-1 — ВОЗМОЖНО ЗАГОРАНИЕ СВЕТОСИГНАЛЬНЫХ ТАБЛО «КРЕН ЛЕВ. ПРЕД.», «КРЕН ПРАВ. ПРЕД.». В ЭТОМ СЛУЧАЕ ПРОВЕРИТЬ ПО АВИАГОРИЗОНТАМ ПРАВИЛЬНОСТЬ СРАБАТЫВАНИЯ СИГНАЛИЗАЦИИ И ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ ВЫВЕСТИ САМОЛЕТ ИЗ ПРЕДЕЛЬНОГО КРЕНА ДО ПОГАСАНИЯ СООТВЕТСТВУЮЩЕГО СВЕТОСИГНАЛЬНОГО ТАБЛО.

6. После выпуска шасси проверить давление по манометру. При заходе на посадку проверить давление в аварийной тормозной системе по световой сигнализации, и если красный светосигнализатор «Заряди авар. тормозн. сист.» загорелся, установить переключатель «Насосная станция вкл. — Выкл. - Автом.» из положения «Автом.» в положение «Вкл.». После того как красный светосигнализатор погаснет и давление по манометру повысится до (165±7) кгс/см^2, установить переключатель в положение «Автом.». Нажать на тормозные педали и по шкале манометра тормозной системы убедиться, что основная тормозная система исправна, после чего отпустить педали.

При обнаружении неисправности в основной тормозной системе необходимо:

— переключатель«Насосная станция» установить в положение «Вкл.»;

— проверить работу тормозов от системы аварийного торможения, нажимая на рукоятки аварийного торможения.

При нормальной работе тормозов от аварийной гидросистемы на посадке использовать реверсивно-тормозное устройство (РТУ), торможение производить от аварийной системы.

Если один из тормозов не работает от основной и аварийной гидросистем, то на посадке использовать РТУ и тормозить исправным тормозом, выдерживая направление на пробеге, парируя отклонение самолета от оси ВПП рулем направления и поворотом передней стойки шасси.

7. Перед входом в глиссаду выпустить фары. Выполнить операции раздела "Перед входом в глиссаду" Карты контрольной проверки. По команде КВС включить свет фар на высоте не менее 100 м.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ЕСЛИ НА САМОЛЕТАХ С НЕПОДКЛЮЧЕННОЙ СПР-1 В ПРОЦЕССЕ ВЫПУСКА ЗАКРЫЛКОВ НАРУШАЕТСЯ БОКОВОЕ РАВНОВЕСИЕ САМОЛЕТА И ВОЗНИКАЮТ ЗНАЧИТЕЛЬНЫЕ УСИЛИЯ НА ШТУРВАЛЕ ОТ ЭЛЕРОНОВ, НЕМЕДЛЕННО ПРЕКРАТИТЬ ВЫПУСК ЗАКРЫЛКОВ, УСТАНОВИВ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ «ЗАКРЫЛКИ УБОРКА — ВЫПУСК» ИЗ ПОЛОЖЕНИЯ «ВЫПУСК» В НЕЙТРАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ ЗАТЕМ, УБИРАЯ ЗАКРЫЛКИ ИМПУЛЬСАМИ, ВОССТАНОВИТЬ РАВНОВЕСИЕ САМОЛЕТА И НЕ ИЗМЕНЯТЬ ИХ ПОЛОЖЕНИЯ ДО ПОСАДКИ. СНИЖЕНИЕ ВЫПОЛНЯТЬ НА СКОРОСТИ НА 10—15 КМ/Ч БОЛЬШЕ НОРМАЛЬНОЙ.

2. ЕСЛИ НА САМОЛЕТАХ С ПОДКЛЮЧЕННОЙ СПР-1 В ПРОЦЕССЕ ВЫПУСКА ЗАКРЫЛКОВ ЗАГОРИТСЯ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОР «ЗАКРЫЛКИ НЕИСПР.» И ПО УКАЗАТЕЛЮ ПРЕКРАТИТСЯ ИХ ВЫПУСК, ТО НЕМЕДЛЕННО УСТАНОВИТЬ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ«ЗАКРЫЛКИ УБОРКА — ВЫПУСК» ИЗ ПОЛОЖЕНИЯ "ВЫПУСК" В НЕЙТРАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ, СОХРАНЯЯ ЭТО ПОЛОЖЕНИЕ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЯ ДО ПОСАДКИ. НА СНИЖЕНИИ С УБРАННЫМИ ЗАКРЫЛКАМИ ВЫДЕРЖИВАТЬ СКОРОСТЬ $V_{пр}$=220—250 КМ/Ч В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ПОСАДОЧНОЙ МАССЫ 13—15,5 Т.

8. После выпуска закрылков в посадочное положение установить скорость снижения 200—210 км/ч (для посадочных масс 13—15,5 т — см. разд. 7).

Сбалансировать самолет на скорости планирования, установив требуемое положение РУД и сняв усилия на штурвальной колонке соответствующим положением стабилизатора.

В случае наличия на штурвале остаточных тянущих усилий при полностью отклоненном стабилизаторе $\varphi = -6^{\circ}$ разрешается отклонить закрылки до 30° с сохранением скорости захода на посадку.

На самолетах, выполняющих международные полеты, проконтролировать захват глиссады по загоранию сигнальных ламп «К1», «Г1», «К2», «Г2» на селекторе режимов аппаратуры «Курс МП-70».

Второй пилот при полете по глиссаде снижения докладывает КВС об отклонениях самолета от глиссады и изменении скорости.

До высоты 4—6 м выполнять полет по продолженной глиссаде с пролетом торца ВПП на высоте 15—10 м.

При заходе на посадку в условиях болтанки, в сложных метеоусловиях и при порывистом ветре рекомендованные выше скорости следует увеличить на 10—15 км/ч.

При заходе на посадку в условиях болтанки и при порывистом ветре возможно срабатывание сигнализации срывного режима (световой, звуковой и тактильной).

В этом случае необходимо проверить скорость полета, угол тангажа, режим работы двигателей.

Если указанные параметры находятся в норме, а сигнализация продолжает работать, необходимо отключить систему сигнализации срывного режима.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЕСЛИ В ПРОЦЕССЕ ПРЕДПОСАДОЧНОГО СНИЖЕНИЯ ДО УСТАНОВЛЕНИЯ НАДЕЖНОГО ВИЗУАЛЬНОГО КОНТАКТА С ЗЕМНЫМИ ОРИЕНТИРАМИ (ОГНЯМИ СВЕТООБОРУДОВАНИЯ) ПО КУРСУ ПОСАДКИ СРАБАТЫВАЕТ СИГНАЛИЗАЦИЯ РАДИОВЫСОТОМЕРА «ЗАДАННАЯ ВЫСОТА», НЕМЕДЛЕННО НАЧАТЬ УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ.

9. При подходе к ДПРМ выключить систему кондиционирования, если нет условий для обледенения.

Примечание. На самолетах, оборудованных блоком БСПК-1, в момент входа в глиссаду установить переключатель «Маршрут—Посадка» в положение «Посадка».

Если фактическая посадочная масса самолета равна или менее максимальной посадочной массы, определенной по номограмме (разд. 7, рис. 7.24) для фактических условий посадки, то разрешается выполнение посадки без включения реверсивного устройства тяги двигателя. Необходимость его включения определяется КВС.

10. Пролет ДПРМ и БПРМ определять по срабатыванию светосигнальных табло «Маркер дальн.» и «Маркер ближн.» и по повороту на 180° стрелок на РМИ-2.

Пролет ДПРМ и БПРМ производить на высотах, установленных схемой для данного аэродрома. Доворо-ты для уточнения выхода на ВПП выполнять с креном не более 15°.

При выполнении перекладок самолета из крена в крен другого знака только элеронами в посадочной конфигурации происходит уменьшение угловой скорости в процессе кренения при углах крена, близких к нулевым, что легко компенсируется небольшим дополнительным отклонением штурвала по крену.

Бортмеханик с высоты 70 м и до приземления докладывает КВС скорость и высоту полета самолета через каждые 10 м; на высоте ВПР+30 м докладывает: «Оценка». КВС принимает решение и дает команду экипажу: «Садимся» или «Уходим! Взлетный!».

В момент достижения ВПР по барометрическому высотомеру бортмеханик докладывает: «ВПР», если КВС не сообщил о принятом решении.

11. На высоте 6—4 м уменьшить режим работающих двигателей до малого газа и начать выравнивание самолета.

Приземление производить без длительного выдерживания над полосой на скорости на 10-20 км/ч меньше скорости пересечения порога ВПП с вертикальной скоростью 0,5—1,0 м/с.

Примечание. Высота выравнивания самолета определяется КВС визуально. В целях информации бортмеханик, начиная с высоты 20 м, ведет отсчет высоты по РВ через 5 м.

12. Через 2—3 с после приземления самолета на основные колеса плавно опустить колесо передней стойки шасси после чего приступить к эффективному торможению, плавно нажимая на тормозные педали.

Для получения минимальной длины пробега торможение производить до полной остановки самолета, контролируя давление в системе торможения по манометрам. Давление должно быть (100±10) кгс/см^2.

Если самолет коснулся ВПП не на осевой линии и движется параллельно осевой линии ВПП, но не близко к БПБ, продолжать выдерживать начальное направление пробега. Если самолет коснулся ВПП не на осевой линии, приближаясь к краю полосы, то после приземления приступить к плавному выведению самолета к оси ВПП.

13. В случае отказа основной системы торможения применить аварийное торможение. При аварийном (ручном) торможении не допускать резкого нажатия на тормозные рычаги и следить за синхронностью торможения левого и правого колес.

14. Рекомендуется (по усмотрению КВС) выключать боковые двигатели на пробеге с последующим рулением на одном среднем двигателе. При рулении свыше 5 мин во избежание перегрева тормозов выключение боковых двигателей обязательно.

При выключении левого двигателя проконтролировать время до загорания светосигнализатора «Отказ гидр.лев.» (см. подразд. 4.10.).

15. После окончания пробега опустить гашетки кнопок «Разворот» («Рулежка») в нижнее положение, освободить ВПП, дать команду бортмеханику: «Убрать закрылки», выключить фары (днем), ответчик СО-69 (СО-72М), обогрев ППД, РИО-1, ДУА-3 и ПОС, если нет условий для обледенения, зарулить на стоянку, выключить фары (ночью). Откинуть предохранительную планку РУД и остановить двигатели. Проконтролировать время до загорания светосигнализаторов «Отказ гидр.лев.» и «Отказ гидр.сред.» (см. подразд. 4.10.). После останова двигателей выключить МСРП-12-96.

16. При тренировочных полетах самолета с использованием реверсивного устройства на посадке и без его использования допускается выполнение:

— неограниченного количества последовательных посадок при отрицательных температурах воздуха у земли;

— десяти последовательных посадок при температуре воздуха не выше 30° С;

— пяти последовательных посадок при температуре воздуха выше 30° С.

Полеты по кругу выполняются с посадочной массой не более 14500 кг с выпущенным шасси и продолжительностью не менее 10 мин. После выполнения указанного количества последовательных посадок при положительных температурах наружного воздуха сразу же производится полное охлаждение тормозных колес водой.

Допускается уборка шасси после взлета с последующим выпуском его после первого разворота.

4.7.1. ЗАХОД НА ПОСАДКУ И ПОСАДКА ПРИ БОКОВОМ ВЕТРЕ

1. Предельно допустимая скорость бокового ветра при посадке указана в 2.4. Определение максимальной посадочной массы самолета при посадке с боковым ветром производить, как указано в 7.4.

2. При заходе на посадку с боковым ветром возникающий снос самолета следует парировать углом упреждения. Скорости пересечения входной кромки ВПП и приземления при боковом ветре более 5 м/с должны быть на 10 км/ч больше соответствующих скоростей, рекомендуемых для посадки в штиль (разд. 7).

3. В момент приземления на основные колеса шасси дачей руля направления убрать угол упреждения и установить продольную ось самолета параллельно оси ВПП, поставить педали в нейтральное положение и плавно опустить колесо передней стойки шасси.

4. При выполнении посадки с боковым ветром на сухую или покрытую атмосферными осадками ВПП (см. 4.7.1 и 4.7.2) для сохранения прямолинейности пробега КВС должен:

— кренение самолета в подветренную сторону на пробеге парировать отклонение элеронов против ветра;

— направление выдерживать плавным отклонением руля направления, поворотом колеса передней стойки шасси на небольшие углы, а при необходимости, во второй половине пробега, несимметричным торможением колес (при использовании реверсивного устройства реверсивное устройство не выключать);

— в случае значительного отклонения самолета на пробеге от оси ВПП необходимо рулем направления и поворотом колеса передней стойки шасси восстановить направление пробега.

ВНИМАНИЕ! ЭФФЕКТИВНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ САМОЛЕТА НАЧИНАТЬ ТОЛЬКО ПРИ ОТСУТСТВИИ КРЕНА ОТ БОКОВОГО ВЕТРА И РАВНОМЕРНО ОБЖАТЫХ ОСНОВНЫХ СТОЙКАХ ШАССИ, ТАК КАК ВОЗМОЖНО МЕСТНОЕ СТИРАНИЕ ШИНЫ ИЗ-ЗА НЕСРАБАТЫВАНИЯ АВТОМАТА ЮЗА.

5. При выполнении посадки с боковым ветром необходимо плавно приземлить самолет, не допуская высокого выравнивания, которое может привести к грубому приземлению и сносу самолета на боковую полосу безопасности (БПБ).

6. Посадку на аэродроме с ограниченной длиной ВПП выполнять с применением реверсивного устройства.

4.7.2. ЗАХОД И ПОСАДКА САМОЛЕТА НА ВПП, ПОКРЫТУЮ АТМОСФЕРНЫМИ ОСАДКАМИ

При посадке на покрытую слоем воды или слякоти ИВПП, а также на обледеневшую ГВПП со снежным покровом не допускать резкого торможения колес в начальном периоде пробега.

Приступать к эффективному торможению на скорости не более 120 км/ч. При глиссировании самолета периодическим подтормаживанием колес и применением реверсивного устройства уменьшить скорость пробега до 120—100 км/ч с последующим эффективным торможением.

Переднюю стойку шасси опускать плавно сразу после посадки. Максимально допустимое значение боковой составляющей ветра при посадке см в 2.4.3.

Примечания: 1. Для сокращения длины пробега самолета посадку производить с использованием реверсивного устройства, а после приземления — выключать оба боковых двигателя.
2. При выполнении посадок с задними центровками несколько снижается эффективность управления передним колесом.

4.7.2.1. УСТРАНЕНИЕ БОКОВЫХ ОТКЛОНЕНИЙ ОТ ОСИ ВПП ПРИ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ

После установления надежного визуального контакта с наземными ориентирами до достижения ВПР КВС должен оценить величину бокового отклонения от оси ВПП.

Предельно допустимые боковые отклонения от оси ВПП составляют:

Высота начала маневра, м	180	100	80	60	50
Предельно допустимое боковое отклонение, м	200	100	70	40	30, но не более половины ширины ВПП

Оценка фактических величин боковых отклонений производится КВС визуально, с использованием посадочных огней и других ориентиров. Если фактическое боковое отклонение превышает предельно допустимое, КВС на высоте не ниже ВПР должен начать уход на второй круг. Если фактическое боковое отклонение находится в допустимых пределах, КВС, принимая решение о посадке, на высоте не ниже ВПР должен начать маневр по устранению бокового отклонения.

На высоте принятия решения (ВПР), равной 50 м, заход следует считать посадочным (также и при посадке с боковым ветром), если направление вектора путевой скорости не выходит за пределы ширины ВПП, т. е. самолет к моменту достижения ВПР находится в таком положении и движется таким образом, что не выйдет за пределы продолженных кромок ВПП.

Для устранения бокового отклонения выполнять разворот в сторону оси ВПП координированным отклонением органов управления. Боковой маневр имеет в плане вид буквы "S" и состоит из двух сопряженных разворотов. Первый разворот (в сторону оси ВПП) выполняется с креном 10-12°, а второй разворот (в обратную сторону) - с креном 6-8°. Максимальная величина угла крена не должна превышать 15° в начале маневра и 2-3° - к началу ВПП.

4.7.3. ПРИМЕНЕНИЕ РЕВЕРСИВНО-ТОРМОЗНОГО УСТРОЙСТВА (РТУ) НА ПОСАДКЕ

Посадку самолета с использованием РТУ следует выполнять на аэродромы с ограниченной длиной ВПП, на мокрые, заснеженные и обледеневшие полосы и в особых случаях посадки (см. 5.6).

Примечания: 1. При выполнении посадки с использованием РТУ на аэродромах, расположенных с превышением над уровнем моря более 1000 м, рекомендуется устанавливать боковым двигателям режим 80% по КВД.

2. При заходе на посадку в условиях обледенения с закрылками, отклоненными на 20°, применение РТУ осуществляется без предварительной установки среднего двигателя на номинальный режим, т. е. на высоте полета не более 15 м вначале включается РТУ (открываются створки), а затем средний двигатель выводится на номинальный режим.

1. После выпуска закрылков в посадочное положение установить скорость планирования 200—210 км/ч (для посадочных масс соответственно 13—15,5 т), сбалансировать самолет по продольному каналу, установив требуемое положение РУД и сняв усилия на колонке штурвала соответствующим положением стабилизатора.

После пролета ДПРМ установить среднему двигателю «Номинал», уточнив режим работы боковых двигателей для сохранения балансировки самолета и поддержания скорости планирования и глиссады снижения.

До высоты 6—4 м выполнить полет по продолженной глиссаде с пролетом торца ВПП на высоте 10—15 м.

2. На высоте 6—4 м уменьшить режим работающим боковым двигателям до малого газа и начинать выравнивание самолета, дав команду: «Реверс».

Контроль включения реверсивного устройства осуществляется по загоранию желтого светосигнального табло «Реверс вкл.» и появлению характерного шума.

После включения реверсивного устройства появляется незначительный кабрирующий момент, вследствие чего темп движения штурвала на себя при выравнивании должен быть несколько замедленным.

Непосредственно перед приземлением предупредить дальнейшее увеличение тангажа. Приземлить самолет.

Приземление самолета происходит на скорости на 10—20 км/ч меньше скорости пересечения порога ВПП с вертикальной скоростью 0,5—1,0 м/с. В остальном посадка самолета осуществляется так же, как и без использования реверсивного устройства. Скорость начала торможения не ограничивается.

3. Перед остановкой самолета, на скорости 10—20 км/ч, по команде КВС «Убрать реверс» бортмеханик уменьшает режим работы среднего двигателя до малого газа и выключает РТУ. После включения зеленого светосигнального табло «Откл.» бортмеханик устанавливает выключатель управления РТУ в нейтральное положение и закрывает предохранительную крышку.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ПОСЛЕ ВКЛЮЧЕНИЯ РТУ УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ НЕВОЗМОЖЕН.

2. ПРИ ВКЛЮЧЕНИИ РТУ ДОПУСКАЕТСЯ ПОВЫШЕНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗОВ ЗА ТУРБИНОЙ СРЕДНЕГО ДВИГАТЕЛЯ НЕ БОЛЕЕ ЧЕМ НА 60° С, УМЕНЬШЕНИЕ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ РОТОРОВ КНД И КВД НЕ БОЛЕЕ ЧЕМ НА 5 И 1,5% СООТВЕТСТВЕННО. ПРИ ДОСТИЖЕНИИ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗОВ 600°С НЕОБХОДИМО УМЕНЬШИТЬ РЕЖИМ РАБОТЫ СРЕДНЕГО ДВИГАТЕЛЯ.

3. УСТАНОВКУ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЯ «РЕВЕРС ВКЛ. — ОТКЛ.» В НЕЙТРАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ ПРОИЗВОДИТЬ НЕ РАНЕЕ ЧЕМ ЧЕРЕЗ 5 с ПОСЛЕ ЗАГОРАНИЯ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОРА «РЕВЕРС ОТКЛ.».

4.8. УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ

Уход на второй круг с выпущенным шасси и закрылками, отклоненными в посадочное положение, разрешается выполнять независимо от полетной массы самолета с любой высоты, вплоть до высоты начала выравнивания для аэродромов, расположенных с превышением над уровнем моря до 800 м.

На аэродроме, расположенном с превышением над уровнем моря от 800 до 1500 м, уход на второй круг следует выполнять с высоты не менее 20 м, на аэродромах от 1500 до 2200 м - с высоты не менее 30 м.

ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ

1. Приняв решение об уходе на второй круг, КВС обязан:
   — предупредить экипаж об уходе на второй круг;
   — сохраняя скорость полета, перевести двигатели на взлетный режим;
   — по достижении скорости 200—220 км/ч перевести самолет в набор высоты, следя за выдерживанием скорости и посадочного курса самолета;
   — после перевода самолета в набор высоты подать команду: «Убрать шасси» и на высоте не менее 50 м при скорости $V_{пр}$=220—230 км/ч начать уборку закрылков;
   — продолжать разгон самолета до скорости $V_{пр}$=300 км/ч с одновременным набором высоты;
   — на высоте 200 м и скорости $V_{пр}$=300 км/ч установить номинальный режим работы двигателей и получить указания диспетчера службы движения о дальнейших действиях.

2. При уходе на второй круг второй пилот помогает КВС в пилотировании самолета, не допуская кренов и ухода с посадочного курса.

3. Бортмеханик по команде КВС убирает шасси и закрылки, на высоте 200 м переводит двигатели на номинальный режим и включает систему кондиционирования.

4.9. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ ПРИ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ

4.9.1. ВЫХОД НА АЭРОДРОМ И ВЫПОЛНЕНИЕ МАНЕВРА ДЛЯ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

Маневрирование выполнять в соответствии с указаниями диспетчера пункта круга (ДПК) или диспетчера УВД по установленным для данного аэродрома схемам захода на посадку.

Заключительную часть маневрирования, т. е. собственно заход на посадку, выполнять с помощью самолетных радиотехнических средств или по командам диспетчера посадочно-диспетчерского пункта (ПДП) или диспетчерского пункта системы посадки (ДПСП).

4.9.2. ПИЛОТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА ПО СИСТЕМАМ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

ЗАХОД НА ПОСАДКУ ПО КУРСО-ГЛИССАДНОЙ СИСТЕМЕ СП-50

Перед заходом на посадку необходимо:

— проверить правильность установки задатчика радиовысотомера. Задатчик должен быть установлен на высоту ВПР, если ее численное значение не более 60 м, и на высоту 60 м, если значение ВПР более 60 м;

— включить электропитание радиоприемников посадочной системы;

— установить переключатель на щитке управления соответственно каналу частот радиомаяков аэродрома посадки;

— после закрытия окошек бленкеров приборов КППМС, что говорит об исправности действия радиомаяков, произвести электрическую балансировку курсового радиоприемника, для чего нажав кнопку «Баланс — Контроль нуля» на щитке управления СП-50 и вращая ее, установить вертикальные стрелки на перекрестие шкал;

— отпустив кнопку «Баланс — контроль нуля», убедиться в исправности действия системы по отклонению вертикальных и горизонтальных стрелок.

При заходе на посадку по прямоугольному маршруту необходимо:

— начинать четвертый разворот в момент, когда радиокомпас, настроенный на ДПРМ, покажет КУР=285° (75°);

— в других случаях разворот для выхода на предпосадочную прямую начинать, при отклонении вертикальной стрелки КППМС от упора, по радиолокационным ориентирам или по команде диспетчера УВД;

— если по окончании разворота вертикальная стрелка оказалась далеко от центра шкал, довернуть самолет в направлении, указываемом стрелкой, при отклонении стрелки до упора установить магнитный курс подхода к предпосадочной прямой на 15-20° больше или меньше посадочного магнитного путевого угла, при небольших отклонениях угол подхода не должен превышать 10°;

— когда вертикальная стрелка начнет медленно смещаться к центру шкал, плавно установить самолет на магнитный посадочный курс (МПК посадки) с учетом угла сноса;

— в процессе подбора курса доворотами по 3—5° добиться, чтобы вертикальная стрелка, находясь на одном из ближних к центру шкал делений, не имела тенденции смещаться к упору; в дальнейшем, по мере подхода к ближней приводной радиостанции (БПРМ), стрелка медленно подойдет к центру в пределах белого или даже черного кружка, означая точное движение самолета по заданному курсу;

— после выхода на предпосадочную прямую передать управление самолетом второму пилоту и после его доклада «Держу по приборам» до высоты выше ВПР на 30 м контролировать качество пилотирования самолета относительно заданной траектории;
— выполнять горизонтальный полет до входа в глиссаду. При подходе горизонтальной стрелки КППМС к центральному кружку прибора перевести самолет на снижение с расчетной вертикальной скоростью;
— незначительно уменьшая вертикальную скорость, если глиссадная стрелка замедляет движение к центру шкал или вновь начинает подниматься, и наоборот, увеличивая скорость, если стрелка ускоряет движение к центру или опускается ниже центра шкал, добиться, чтобы стрелка находилась в пределах:
второй точки шкалы при пролете ДПРМ;
первой точки шкалы при полете БПРМ.

Моменты пролета ДПРМ и БПРМ определять по вспышкам светосигнального табло и звуковым сигналам маркерного радиоприемника.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЕСЛИ В ПРОЦЕССЕ ПРЕДПОСАДОЧНОГО СНИЖЕНИЯ ДО УСТАНОВЛЕНИЯ НАДЕЖНОГО ВИЗУАЛЬНОГО КОНТАКТА С ЗЕМНЫМИ ОРИЕНТИРАМИ (ОГНЯМИ СВЕТООБОРУДОВАНИЯ) ПО КУРСУ ПОСАДКИ СРАБАТЫВАЕТ СИГНАЛИЗАЦИЯ РАДИОВЫСОТОМЕРА «ЗАДАННАЯ ВЫСОТА», НЕМЕДЛЕННО НАЧАТЬ УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ;

— правильность выдерживания направления и глиссады снижения контролировать с помощью курсовой системы, радиокомпасов, барометрического высотомера, вариометра;
— на высоте, выше ВПР на 30 м по докладу бортмеханика «Оценка» КВС начинает устанавливать визуальный контакт с наземными ориентирами и оценивать положение воздушного судна;
— если до ВПР КВС оценил возможность выполнения безопасной посадки, то он дает команду экипажу: «Садимся», не дожидаясь сигнала ВПР. Команда «Садимся» означает, что КВС берет управление самолетом на себя, после чего он продолжает снижение с расчетной вертикальной скоростью, обеспечивающей пролет порога на высоте 10—15 м;
— если до ВПР КВС оценил, что положение воздушного судна относительно посадочной траектории не обеспечивает безопасной посадки, то он дает команду «Уходим! Взлетный!» и выполняет уход на второй круг согласно 4.8;
— если к моменту достижения ВПР, после доклада бортмеханика "ВПР", КВС не дал команду «Садимся» или «Уходим! Взлетный!», то второй пилот, пилотируя по приборам, дает команду: «Уходим! Взлетный!» и выполняет уход на второй круг согласно 4.8 до команды КВС «Взял управление»;
— если на высоте ниже ВПР вплоть до минимальной высоты ухода на второй круг КВС внезапно потерял видимость наземных ориентиров, то он выполняет уход на второй круг, информируя об этом экипаж.

ЗАХОД НА ПОСАДКУ ПО СИСТЕМЕ ОСП

При подходе к аэродрому посадки необходимо:
— проверить правильность установки задатчика радиовысотомера. Задатчик должен быть установлен на высоту ВПР, если ее численное значение не более 60 м, и на высоту 60 м, если значение ВПР более 60 м;
— настроить радиокомпасы на дальнюю и ближнюю приводные радиостанции системы ОСП;

— при заходе на посадку по прямоугольному маршруту четвертый разворот начинать в момент, когда радиокомпас, настроенный на ДПРМ, покажет КУР=285° (75°); в других случаях разворот на предпосадочную прямую начинать по предвычисленному курсовому углу, радиолокационным ориентирам или по команде диспетчера службы движения;
— разворот продолжать до тех пор, пока стрелка указателя радиокомпаса не установится на нуль; определить значение магнитного курса (МК), при этом самолет будет находиться: на предпосадочной прямой, если МК равен ПМПУ;
— левее предпосадочной прямой, если МК больше ПМПУ;
— правее предпосадочной прямой, если МК меньше ПМПУ.
Если разница между МК и ПМПУ достигает 10° или более, самолет следует развернуть в сторону предпосадочной прямой, взяв магнитный курс на 15—20° больше или меньше значения ПМПУ; самолет выйдет на предпосадочную прямую, когда курсовой угол ДПРМ достигнет значения 345—340° (при довороте вправо) или 15—20° (при довороте влево);
— при незначительных уклонениях самолет довернуть к предпосадочной прямой под углом не более 10°; курсовые углы ДПРМ, при которых самолет будет выходить на предпосадочную прямую, будут соответственно меньше;
— выйдя на предпосадочную прямую, установить самолет на курс, чтобы КУР был равен нулю при отсутствии сноса; при сносе установить самолет на курс, при котором КУР равен углу сноса (при правом сносе) или его дополнению до 360° (при левом сносе);
— в дальнейшем выдерживать такой курс, чтобы КУР не изменял установленного значения;
— передать управление самолетом второму пилоту и после его доклада «Держу по приборам» до высоты выше ВПР на 30 м контролировать качество пилотирования самолета относительно заданной траектории;
— при незначительных изменениях курса, что указывает на неточность его подбора, поправку в курс следует изменять так чтобы КУР соответственно увеличивался или уменьшался на 2—3°;
— после начала смещения стрелки указателя радиокомпаса (за несколько секунд, до пролета ДПРМ), не меняя курса, переходить на пилотирование по показаниям второго радиокомпаса, настроенного на БПРМ; момент пролета ДПРМ определять по сигналам радиомаркера, а также по переходу стрелки указателя первого радиокомпаса на отсчеты, близкие к 180°;
— направление полета по второму радиокомпасу выдерживать в таком же порядке, как указано выше;
— для обеспечения заданного профиля полета, до момента выхода на предпосадочную прямую, выдерживать высоту не менее установленной высоты полета по кругу;
— в точке входа в глиссаду перевести самолет в снижение с вертикальной скоростью, превышающей расчетную на 1 м/с. Снижение с указанной вертикальной скоростью продолжать до высоты на 30—20 м более установленной для пролета ДПРМ. Перевести самолет в горизонтальный полет, установив двигателям соответствующий режим работы;
— на высоте пролета ДПРМ выполнить горизонтальную площадку до момента пролета ДПРМ;
— при пролете ДПРМ перевести самолет в снижение с расчетной вертикальной скоростью. Снижение выполнять до высоты принятия решения;
— на высоте выше ВПР на 30 м по докладу бортмеханика «Оценка» КВС начинает устанавливать визуальный контакт с наземными ориентирами и оценивать положение воздушного судна;
— если до ВПР КВС оценил возможность выполнения безопасной посадки, то он дает команду экипажу: «Садимся», не дожидаясь сигнала ВПР. Команда «Садимся» озна-

чает, что КВС берет управление самолетом на себя, после чего он продолжает снижение с расчетной вертикальной скоростью, обеспечивающей пролет порога на высоте 10—15 м;

— если до ВПР КВС оценил, что положение воздушного судна относительно посадочной траектории не обеспечивает безопасной посадки, то он дает команду: «Уходим! Взлетный!» и выполняет уход на второй круг согласно 4.8;

— если к моменту достижения ВПР, после доклада бортмеханика "ВПР", КВС не дал команду «Садимся» или «Уходим! Взлетный!», то второй пилот, пилотируя по приборам, дает команду: «Уходим! Взлетный!" и выполняет уход на второй круг согласно 4.8 до команды КВС "Взял управление»;

— если на высоте ниже ВПР вплоть до минимальной высоты ухода на второй круг КВС внезапно потерял видимость наземных ориентиров, то он выполняет уход на второй круг, информируя об этом экипаж.

БПРМ необходимо пролетать на высоте, установленной по схеме. Правильность выдерживания направления и профиль полета контролировать с помощью курсовой системы, барометрического высотомера, вариометра; соответствие профиля полета установленным истинным безопасным высотам контролировать по радиовысотомеру.

ЗАХОД НА ПОСАДКУ ПО НАЗЕМНОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СИСТЕМЕ РСП

При подходе к аэродрому и заходе на посадку необходимо:

— маневрирование выполнять в соответствии с установленной для данного аэродрома схемой по командам диспетчера ПДП (ДПСП);

— точно выполнять команды диспетчеров по выдерживанию направления и высоты полета;

— если до высоты принятия решения не установлен надежный визуальный контакт с землей (огнями), немедленно уйти на второй круг.

ЗАХОД НА ПОСАДКУ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АППАРАТУРЫ «КУРС МП-70»

Перед заходом на посадку необходимо:

— на обоих пультах управления установить значение частоты, на которой работает курсовой радиомаяк;

— на селекторе режимов переключатель «ILS-СП-50» установить в положение, соответствующее типу посадочной системы, переключатель «Маршрут—Посадка» — в положение «Посадка»;

— на селекторах курса установить значение курса посадки.

Пилотировать самолет, удерживая курсовую и глиссадную стрелки на приборах КППМС в центре шкал.

Примечание. Курсовая и глиссадная стрелки на приборах КППМС указывают положение равносигнальных зон курса и глиссады относительно самолета.

4.10. ЗАРУЛИВАНИЕ НА СТОЯНКУ И ВЫКЛЮЧЕНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ

1. Перед заруливанием на стоянку КВС обязан убедиться в нормальной работе тормозов и наличии давления в основной ($150\pm\frac{15}{5}$) кгс/см^2 и аварийной (165 ± 7) кгс/см^2 гидросистемах.

2. Если руление к месту стоянки затруднено, то необходимо за 50 м до стоянки остановить самолет и выключить двигатели. В этом случае на место стоянки самолет буксируется тягачом.

3. Второй пилот в процессе заруливания обязан вести наблюдение и о всех замеченных препятствиях, мешающих рулению, немедленно докладывать КВС.

4. После заруливания и остановки самолета на стоянке КВС обязан:

— поставить самолет на стояночный тормоз (на самолетах с 22-й серии стояночный тормоз включает бортмеханик по команде КВС). Установить стабилизатор в нулевое положение;

— дать команду второму пилоту и бортмеханику о выключении ненужных потребителей электроэнергии;

— убедившись, что двигатели охлаждены (заруливание выполнить на режимах не более 0,4 номинального), дать команду бортмеханику выключить двигатели.

Если при рулении применялся режим выше 0,4 номинального, необходимо после заруливания охладить двигатели на режиме малого газа в течение 2 мин, а затем выключить их.

5. После заруливания и остановки самолета на стоянке второй пилот обязан:

— наблюдать за установкой колодок под колеса и после их установки доложить об этом КВС для выключения стояночного тормоза;

— по команде КВС выключить ненужные потребители электроэнергии, застопорить рули и элероны и проверить их стопорение по светосигнализаторам (должен загореться красный светосигнализатор «Стопорение РП, РВ и элер.»), а также по отсутствию движения штурвалов, штурвальных колонок и педалей.

6. Бортмеханик обязан:

— по команде КВС «Выключить двигатели!» установить РУД двигателей в положение «Стоп», предварительно откинув планку РУД.

Примечание. Выключение двигателей производить поочередно. При выключении среднего и левого двигателей после установки каждого РУД в положение «Стоп» необходимо проконтролировать время до загорания соответствующих сигнализаторов «Отказ гидр. сред.» и «Отказ гидр. лев.», которое должно быть не менее 5 с. В случае, если время до загорания светосигнализатора составит менее 5 с, необходимо после полета сделать запись об этом в бортжурнале.

Очередность выключения среднего и левого двигателей рекомендуется фиксировать в бортжурнале и по возможности чередовать.

— выключить все потребители электроэнергии и обесточить бортовую электросеть, установив переключатель «Борт. акк. — Выкл. — Аэр. пит.» в положение «Выкл.»;

— по команде КВС открыть входную дверь, выпустить трап и, убедившись, что опорный валик трапа плотно лежит на земле, обеспечить выход пассажиров из самолета;

— открыть дренажные отверстия нижних рельсов форточек; у левой форточки вынуть резиновую пробку, а у правой — установить кран слива в положение «Открыто».

4.10.1. ПОСЛЕПОЛЕТНЫЙ ОСМОТР САМОЛЕТА

После заруливания самолета на стоянку выполнить внешний осмотр самолета:

— бортмеханик обязан осмотреть визуально с земли планер самолета и убедиться в отсутствии внешних повреждений;

— второй пилот обязан осмотреть состояние антенных устройств самолета и обтекателя радиолокатора и убедиться в отсутствии внешних повреждений;

— КВС обязан осмотреть колеса шасси и убедиться в отсутствии внешних повреждений, получить доклад от членов экипажа об осмотре самолета.

4.11. ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТАМ И ОСОБЕННОСТИ ПОЛЕТОВ НОЧЬЮ

1. При подготовке к ночным полетам необходимо дополнительно к объему работ, указанному в 4.2, выполнить следующее:

— включить авиационные кабинные светильники (АКС) белого цвета в кабине экипажа и проверить их исправность;
— установить переключатель режимов работы сигнальных табло «День — Ночь» в положение «Ночь«;
— поворотом колпачков светофильтров вправо до отказа затемнить светосигнализаторы;
— включить аэронавигационные огни и проверить их исправность;
— включить авиационные проблесковые светосигнальные маяки (АПСМ) и проверить их работу;
— проверить исправность посадочно-рулежных фар, для чего выпустить их и включить поочередно рулежный и посадочный свет;
— включить освещение красным светом, выключить АКС белого света и реостатами отрегулировать яркость красного освещения на приборных досках, щитках и панелях.

2. После получения разрешения на выруливание выпустить посадочно-рулежные фары и включить рулежный свет. При необходимости для просмотра полосы руления разрешается кратковременное включение посадочного света (время непрерывного включения посадочного света фар не должно превышать 5 мин).

3. На линии предварительного старта убедитесь в достаточном освещении пилотажных приборов.

Взлет, как правило, выполнять с включенным посадочным светом АПРФ. Взлет ночью выполнять так же, как и в дневных условиях.

Направление при разбеге выдерживать по относительному смещению линии посадочных огней ВПП.

После отрыва самолета от земли пилотировать самолет, ориентируясь по огням ВПП, авиагоризонту, указателю скорости, вариометру и высотомеру. Перед проходом пограничных огней ВПП полностью перейти на пилотирование по приборам. Особое внимание обратить на сохранение скорости и угла тангажа, на вертикальную скорость набора, отсутствие крена и выдерживание направления взлета. На высоте не ниже 50 м или после преодоления препятствий выключить и убрать посадочно-рулежные фары.

4. При выполнении ночных полетов, а также днем при метеорологической видимости менее 2 км аэронавигационные огни должны быть включены, начиная с момента выруливания и вплоть до заруливания самолета на стоянку.

Примечание. Проблесковые авиационные светосигнальные маяки должны быть включены от момента запуска двигателей до выключения двигателей независимо от времени суток и метеорологических условий.

5. Полет по кругу выполнять по тому же маршруту и на тех же скоростях и высотах, что и днем. Полет, как правило, выполнять только по приборам. Места начала разворотов определяются по АРК.

Заход на посадку производить так же, как и днем, не допуская снижения самолета ниже глиссады.

6. Посадочно-рулежные фары выпускаются после четвертого разворота. Включение фар производится на высоте 150—100 м. Начало выравнивания определяется визуально в зависимости от видимости освещенной поверхности земли.

7. При заходе на посадку в условиях ограниченной видимости (туман, дымка, осадки) фары включаются по усмотрению КВС.

Включение света посадочных фар производить после установления контакта с землей. В случае, если при включении света посадочных фар создается мешающий световой экран, фары должны быть выключены.

Посадку производить так же, как и днем. По окончании пробега переключатель света посадочно-рулежных фар «Посадка — Рулежка» установить в положении «Рулежка» (малый свет).



4.12. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА НА ГРУНТОВЫХ АЭРОДРОМАХ

4.12.1. Место стоянки самолета должно иметь условную прочность грунта не менее 10 кгс/см^2.

4.12.2. Руление по грунту выполнять на скорости 10—20 км/ч без остановки самолета.

4.12.3. Максимально допустимую взлетную массу определять в соответствии с разд. 7 (рис. 7.7), учитывая фактическую прочность грунта.

4.12.4. Угол установки стабилизатора при взлете, определенный по рис. 4.1, увеличить на 0,7 на кабрирование.

4.12.5. На исполнительном старте не допускать работу двигателей на взлетном режиме более 2 мин, так как длительная работа двигателей на взлетном режиме увеличивает глубину колеи от колес вдвое, что затрудняет страгивание самолета с места.

4.12.6. В процессе разбега держать штурвал в нейтральном положении, по достижении скорости V_I начинать энергичную разгрузку переднего колеса с таким расчетом, чтобы отрыв переднего колеса от полосы произвести на скорости $V_{п.ст.}$

Примечание. При взлете с ГВПП с неровной и неравномерной поверхностью во второй половине разбега возможно появление продольной раскачки самолета с возрастающей амплитудой вплоть до полного обжатия штока амортизатора стойки шасси по мере увеличения скорости разбега. В этом случае следует как можно раньше разгрузить переднюю стойку шасси. Полеты самолета на такой полосе в дальнейшем не производить до проведения соответствующих работ по повышению равнопрочности и ровности ГВПП.

4.12.7. При отказе двигателя на взлете руководствоваться указаниями, приведенными в 5.1.2. разд. 5.

4.12.8. Посадка на ГВПП не отличается от посадки на ИВПП. При посадке на полосу, имеющую дерновый покров, торможение производить во второй половине пробега во избежание разрушения дернового покрова.

4.12.9. При посадке на грунт с неровной поверхностью не допускать преждевременного опускания передней стойки шасси.

4.12.10. В зависимости от состояния грунта развороты рекомендуется выполнять с радиусом не менее 10 м, на скорости не более 10 км/ч.

4.13. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА НА ГРУНТОВЫХ АЭРОДРОМАХ СО СНЕЖНЫМ ПОКРОВОМ

4.13.1. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Минимальная прочность снежного покрова для регулярных полетов самолетов, кгс/см^2:
при полетной массе 14850 кг и менее 7
при полетной массе 16100 кг и менее 8.5

Минимальная прочность снежного покрова для разовых полетов самолета, кгс/см^2:
при полетной массе 14850 кг и менее 4
при полетной массе 16100 кг и менее 5.5

Предельно передняя центровка для взлета:
при прочности снежного покрова
от 10 кгс/см^2 и более ..... 17 % САХ;
при прочности снежного покрова
менее 10 кгс/см^2 ..... 19 % САХ.

Примечание. Указанные значения предельно передних центровок для взлета соответствуют взлетной массе 16100 кг. При взлетных массах менее 16100 кг предельно передняя центровка для взлета может быть уменьшена (сдвигаться вперед) на 0,3% САХ на каждые 100 кг взлетной массы. Во всех случаях предельно передняя центровка должна быть не менее 13% САХ.

Предельно задняя центровка при посадке ..... 32 % САХ.

Предельно допустимая скорость бокового ветра при взлете и посадке (боковая составляющая ветра под углом 90° к направлению взлета или посадки), м/с:
при прочности снежного покрова
менее 10 кгс/см^2 10
при прочности снежного покрова
более 10 кгс/см^2 8
при выполнении полетов на обледеневших ВПП 5

4.13.2. ВЫПОЛНЕНИЕ РУЛЕНИЯ НА АЭРОДРОМАХ СО СНЕЖНЫМ ПОКРОВОМ

1. Руление самолета по аэродрому со снежным покровом следует выполнять на скорости не более 10-15 км/ч. При неравномерной плотности снега руление производить на повышенной частоте вращения роторов двигателей, не допуская остановки самолета.

Примечание. При прочности снега 10 кгс/см^2 и более при температуре воздуха выше минус 5°С рекомендуется руление выполнять с отключенной системой автомата юза.

2. При рулении по ВПП, имеющей минимальную прочность снежного покрова для разовых полетов, не рекомендуется остановка самолета, так как образующаяся колея затрудняет последующее страгивание с места.

3. Минимальный радиус разворота при рулении по уплотненному снегу прочностью 5-6 кгс/см^2 на скорости 5—10 км/ч равен 15—17 м.

4.13.3. ВЫПОЛНЕНИЕ ВЗЛЕТА НА АЭРОДРОМАХ СО СНЕЖНЫМ ПОКРОВОМ

1. При взлете с ВПП, имеющей условную прочность снежного покрова менее 10 кгс/см^2, максимально допустимую взлетную массу, определенную по графику рис. 7.7 и табл. 7.1, уменьшить на 400 кг, при этом поправку на отклонение температуры воздуха от СА не учитывать.

При взлете со снежной ВПП, имеющей условную прочность снежного покрова 10 кгс/см^2 и более, максимально допустимую взлетную массу определять по графику (см. рис. 7.7) и табл 7.1, при этом поправку на отклонение температуры воздуха от СА не учитывать.

2. Угол установки стабилизатора при взлете определяется так же, как при эксплуатации самолета с ГВПП.

3. Перед взлетом прорулить по оси ВПП 5—10 м с включенным управлением передним колесом во взлетно-посадочное положение. Включить систему автоматического торможения, если она была выключена на рулении.

4. На исполнительном старте вывести двигатели на номинальный режим при заторможенных колесах шасси. Плавно отпустить тормоза; увеличение режима до взлетного производить в начале разбега самолета.

5. В процессе разбега при достижении скорости V_I следует начать энергичную разгрузку переднего колеса с таким расчетом, чтобы отрыв переднего колеса от полосы произвести на скорости $V_{п.ст.}$ Длина разбега самолета составляет 650—900 м в зависимости от прочности снежного покрова и взлетной массы.

Примечание. При взлете с ВПП с неровным и неравнопрочным снежным покровом во втором половине разбега возможно появление продольной раскачки самолета с возрастающей амплитудой вплоть до полного обжатия штока амортизатора стойки шасси по мере увеличения скорости разбега. В этом случае следует как можно раньше разгрузить переднюю стойку шасси. Полеты самолета на такой ВПП в дальнейшем не производить до проведения работ по повышению прочности и ровности снежного покрова.

6. При отказе двигателя на взлете следует руководствоваться указаниями, приведенными в разд. 5. При прерванном взлете применение реверсивного устройства обязательно.

4.13.4. ВЫПОЛНЕНИЕ ПОСАДКИ НА АЭРОДРОМАХ СО СНЕЖНЫМ ПОКРОВОМ

1. При выполнении маневра захода на посадку, после выхода на визуальный полет над снежной равниной, высоту полета определять по приборам, так как визуальное определение высоты полета затруднено.

2. Посадку выполнять с использованием реверсивного устройства. При посадке на ВПП, имеющую прочность снежного покрова менее 10 кгс/см^2, торможение производить по усмотрению КВС во второй половине пробега во избежание разрушения снежного покрова.

3. При выполнении посадки на ВПП со снежным покровом потребная посадочная дистанция определяется по графикам (рис. 7.23 и 7.24), при этом фактическую посадочную дистанцию следует увеличить на 300 м для посадки с РТУ и на 600 м для посадки без РТУ.

При определении потребной посадочной дистанции на ВПП со снежным покровом независимо от фактической температуры воздуха вести отсчет по температуре 15°С с учетом фактического давления на аэродроме посадки.

4. Длина пробега самолета с посадочной массой 15500—16000 кг на уплотненной снежной ВПП, имеющей условную прочность снежного покрова менее 10 кгс/см^2 на скорости касания $V_{прив}$=180 км/ч составляет, м:

$\delta_з$=35^o с использованием РТУ ..... 500—650
$\delta_з$=35^o без использования РТУ ..... 1000—1200
$\delta_з$=0^o с использованием РТУ ..... 700—920

4.14. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

4.14.1. ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЕЙ И РУЛЕНИЕ

1. Перед запуском двигателей переключатели противообледенительной системы, расположенные на правом пульте, должны быть выключены.

2. При температуре воздуха у земли 8°С и ниже, наличии облачности, тумана, снегопада, дождя или мороси, после запуска каждого двигателя включить соответствующий переключатель «Обогрев двигателей на земле», при этом должен загореться светосигнализатор того двигателя, обогрев которого включен.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ПРИ НАЛИЧИИ НА ЗЕМЛЕ УСЛОВИЙ ОБЛЕДЕНЕНИЯ РАБОТА ДВИГАТЕЛЕЙ БЕЗ ВКЛЮЧЕНИЯ СИСТЕМЫ ОБОГРЕВА ДВИГАТЕЛЕЙ НА ЗЕМЛЕ **ЗАПРЕЩАЕТСЯ.**

2. ВКЛЮЧАТЬ НА ЗЕМЛЕ ОБОГРЕВ НЕРАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ **ЗАПРЕЩАЕТСЯ.**

3. ПРИ ВКЛЮЧЕННОМ ОБОГРЕВЕ ДВИГАТЕЛЯ НА ЗЕМЛЕ РАБОТА ЕГО НА РЕЖИМЕ ВЫШЕ НОМИНАЛЬНОГО ДОПУСКАЕТСЯ НЕ БОЛЕЕ ЧЕМ 1 МИН ИЗ-ЗА ОПАСНОСТИ ПЕРЕГРЕВА КОНСТРУКЦИИ ВОЗДУХОЗАБОРНИКА.

3. После запуска среднего двигателя для обеспечения обогрева канала воздухозаборника этого двигателя необходимо включить систему кондиционирования переключателем «Включение сист. норм.» При этом должен погаснуть светосигнализатор «Сист. выкл.».

Расход воздуха, поступающего в систему кондиционирования, контролировать по УРВК-18К, показания которого должны быть в пределах 5-8 ед. (при работе системы кондиционирования на 1-м режиме).

В целях предупреждения повышенного отбора воздуха от среднего двигателя систему кондиционирования следует включать, как минимум, при двух работающих двигателях, т.е. средний двигатель в условиях обледенения запускать последним.

4. На стоянке, перед выруливанием на исполнительный старт независимо от метеоусловий, на все время полета:

— включить АЗС сигнализатора обледенения РИО-3 «Сигнал. обледен. двиг. лев., прав.» (на самолетах с 36-й серии — АЗС «Сигнал. облед.»);

— установить переключатель «Авар. обогрев РИО—Работа—Контроль—Лев., Прав.» (на самолетах 36-й серии — переключатель «Работа — Контроль») в положение «Работа»;

— установить выключатель обогрева стекол «I ступень» — «II ступень» («Слабо» — «Сильно») в положение «I ступень» («Слабо»);

— включить АЗС «Обогрев стекол — Лев., прав.».

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. АЗС «ОБОГРЕВ СТЕКОЛ — ЛЕВ., ПРАВ.» РАЗРЕШАЕТСЯ ВКЛЮЧАТЬ В ТОМ СЛУЧАЕ, ЕСЛИ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ «I СТУПЕНЬ» — «II СТУПЕНЬ« («СЛАБО» — «СИЛЬНО») НАХОДИТСЯ В ПОЛОЖЕНИИ «I СТУПЕНЬ» («СЛАБО»).

2. РАБОТА ДВИГАТЕЛЕЙ НА ЗЕМЛЕ НА РЕЖИМАХ НИЖЕ 0,4 НОМИНАЛЬНОГО В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ РАЗРЕШАЕТСЯ В ТЕЧЕНИЕ НЕ БОЛЕЕ 5 МИН С ПОСЛЕДУЮЩИМ УВЕЛИЧЕНИЕМ РЕЖИМА ДО 0,6 НОМИНАЛЬНОГО, НА КОТОРОМ НЕОБХОДИМО ПРОРАБОТАТЬ НЕ МЕНЕЕ 1 МИН.

5. Перед взлетом, на исполнительном старте, независимо от метеоусловий, включить обогрев приемников полного давления и датчика ДУА-3М на все время полета.

6. Перед взлетом при температуре воздуха у земли 8^0С и ниже и наличии в районе аэродрома облачности, тумана, снегопада, дождя или мороси на исполнительном старте после получения разрешения на взлет:

- на режиме работы двигателей не ниже 0,6 номинального включить противообледенительную систему на <<Предварительный режим>>, при этом должны гореть светосигнализаторы <<Обогрев двигателей включен>> и дополнительно загореться светосигнализатор "Предвар." Выключить переключатели "Обогрев двигателей на земле";
- установить переключатель обогрева стекол в режим <<II ступень>> (<<Сильно>>).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ВО ИЗБЕЖАНИЕ ПЕРЕГРЕВА КОНСТРУКЦИИ ВРЕМЯ РАБОТЫ НА ПРЕДВАРИТЕЛЬНОМ РЕЖИМЕ СИСТЕМЫ ПРОТИВООБЛЕДИНЕНИЯ НА ЗЕМЛЕ НЕ ДОЛЖНО ПРЕВЫШАТЬ 5 с ПОСЛЕ УСТАНОВКИ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЯ В ПОЛОЖЕНИЕ <<ПРЕДВ.>>.

2. **ЗАПРЕЩАЕТСЯ** ВКЛЮЧАТЬ НА ЗЕМЛЕ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНУЮ СИСТЕМУ ПЛАНЕРА НА ПОЛНЫЙ РЕЖИМ ВВИДУ ОПАСНОСТИ ПЕРЕГРЕВА КОНСТРУКЦИИ.

3. ЭЛЕКТРООБОГРЕВ СТЕКОЛ НАЧИНАЕТ ЭФФЕКТИВНО РАБОТАТЬ ЧЕРЕЗ 4-5 МИН ПОСЛЕ ПЕРЕКЛЮЧЕНИЯ С РЕЖИМА <<I СТУПЕНЬ>> (<<СЛАБО>>) НА РЕЖИМ <<II СТУПЕНЬ>> (<<СИЛЬНО>>).

4.14.2. ВЗЛЕТ И НАБОР ВЫСОТЫ

1. **Запрещается** производить взлет, если на поверхности самолета имеются какие либо отложения льда, снега или инея.

2. На взлете и в наборе высоты при температуре воздуха 8^0С и ниже и наличии облачности, тумана, снегопада, дождя или мороси сразу после перевода двигателей на номинальный режим:

- включить противообледенительную систему на режим <<Полн.>> и убедиться в том, что загорелся светосигнализатор <<Полн.>> и продолжают гореть светосигнализаторы <<Обогрев двигателей включен>>;
- переключить обогрев стекол на режим <<II ступень>> (<<Сильно>>).

3. На всех этапах полета следует контролировать работу противообледенительной системы по загоранию светосигнализаторов, расположенных на правом пульте кабины пилотов, "Полн." и "Обогрев двигателей включен".

Контроль за попаданием самолета в зону обледенения производится по загоранию красных светосигнальных табло на приборной доске "Облед. Лев." и "Облед. прав." (на самолетах с 36-й серии светосигнальное табло "Обледенение") или визуально по отложению льда на стеклах, крыле и стеклоочистителях.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ПЕРЕКЛЮЧЕНИЕ РЕЖИМА ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ СБЛОКИРОВАННО С ПОЛОЖЕНИЕМ РУД СРЕДНЕГО И ПРАВОГО ДВИГАТЕЛЕЙ. ВКЛЮЧЕНИЕ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ НА РЕЖИМ <<ПОЛН.>> ПРОИЗВОДИТСЯ ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА РЕЖИМЕ <<НОМИНАЛЬНЫЙ>> И НИЖЕ. ПРИ УСТАНОВКЕ РЕЖИМОВ ДВИГАТЕЛЕЙ ВЫШЕ НОМИНАЛЬНОГО, СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКИ ПЕРЕКЛЮЧАЕТСЯ С ПОЛНОГО РЕЖИМА НА ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ.

2. В СВЯЗИ С НЕУСТОЙЧИВОЙ РАБОТОЙ СИГНАЛИЗАТОРА ОБЛЕДИНЕНИЯ РИО-3 УСТАНОВКА ВЫКЛЮЧАТЕЛЯ АВТОМАТИЧЕСКОГО ВКЛЮЧЕНИЯ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ В ПОЛОЖЕНИЕ <<АВТОМ.>>**ЗАПРЕЩАЕТСЯ.**

3. НА ВСЕХ ЭТАПАХ ПОЛЕТА ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ОБОГРЕВА КАНАЛА СРЕДНЕГО ДВИГАТЕЛЯ ДОЛЖНА БЫТЬ ВКЛЮЧЕНА СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ.

4. Набор высоты с включенной противообледенительной системой выполнять на скоростях, соответствующих максимальной скороподъемности (рис.7.30—7.34).

Время набора высоты 6000 м с включенной противообледенительной системой увеличивается на 3 мин.

5. После выхода самолета из зоны обледенения при полной уверенности в отсутствии льда на защищаемых поверхностях выключить противообледенительную систему самолета и двигателей, а выключатель обогрева стекол установите в положение «I ступень».

4.14.3. ПОЛЕТ НА ЭШЕЛОНЕ

1. При полете на эшелоне противообледенительную систему включать на режим «ПОЛН.», а обогрев стекол переключать на режим «II ступень» («Сильно») перед входом в облачность, туман, снегопад, дождь или морось при температуре воздуха 8° С и ниже.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВКЛЮЧЕНИЕ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ НА РЕЖИМ «ПОЛН.» В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ НА ВСЕХ ВЫСОТАХ ПРИ СОХРАНЕНИИ РЕЖИМА РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ ВЕДЕТ К УМЕНЬШЕНИЮ СКОРОСТИ $V_{пр.}$ НА 20—30 КМ/Ч И УВЕЛИЧЕНИЮ КИЛОМЕТРОВЫХ РАСХОДОВ ТОПЛИВА НА 10—12%.

2. В полете в условиях обледенения при уменьшении дальности радиосвязи по УКВ-2 вести связь с УВД по УКВ-1.

4.14.4. СНИЖЕНИЕ, ЗАХОД НА ПОСАДКУ И ПОСАДКА

1. Перед входом в облачность, туман, снегопад, дождь или морось при температуре воздуха 8°С и ниже снижение, заход на посадку и посадку выполнять с включенной противообледенительной системой в режиме "Полн." и обогревом стекол в режиме «II ступень» («Сильно»). Для повышения эффективности работы противообледенительной системы режим работы двигателей должен быть не ниже 0,4 номинального.

При заходе на посадку в условиях обледенения применение РТУ осуществлять без предварительной установки среднего двигателя на номинальный режим, т. е. на высоте полета не более 15 м вначале включается РТУ, а затем средний двигатель выводится на номинальный режим.

2. Выключение противообледенительной системы при посадке в условиях возможного обледенения производить в следующем порядке.

В конце пробега:

— выключить противообледенительную систему самолета и включить «Обогрев двигателей на земле»;
— переключить обогрев стекол с режима «II ступень» («Сильно») на режим «I ступень» («Слабо»);
— выключить обогрев ППД и датчика ДУА-3М.

После заруливания на стоянку перед выключением двигателей выключить:

— обогрев двигателей на земле;
— обогрев стекол;
— сигнализаторы обледенения РИО-3.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: 1. РУЛЕНИЕ В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ ПРОИЗВОДИТЬ НА РЕЖИМЕ РАБОТЫ СРЕДНЕГО ДВИГАТЕЛЯ НЕ НИЖЕ 0,4 НОМИНАЛЬНОГО.
2. ВО ИЗБЕЖАНИЕ ОБЛЕДЕНЕНИЯ КАНАЛА СРЕДНЕГО ДВИГАТЕЛЯ СИСТЕМУ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ОТКЛЮЧАТЬ ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ СРЕДНЕГО ДВИГАТЕЛЯ.

4.14.5. УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ

1. При уходе на второй круг в условиях обледенения противообледенительную систему не выключать.

2. Уход на второй круг с тремя работающими двигателями при включенной противообледенительной системе с выпущенным шасси и закрылками, отклоненными на угол 35°, разрешается выполнять независимо от полетной массы самолета с высоты не менее 50 м над уровнем аэродрома. (Действия экипажа при уходе самолета на второй круг см. 4.8).

4.14.6. ОСОБЫЕ СЛУЧАИ ПРИ ПОЛЕТЕ В ЗОНЕ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

1. При отказе двух двигателей противообледенительная система автоматически отключается. В этом случае необходимо включить обогрев работающего двигателя, установив переключатель «Обогрев двигателей на земле» в положение «Включено», доложить о возникшей аварийной ситуации диспетчеру УВД и принять все меры к немедленному выводу самолета из зоны обледенения.

2. На самолетах до 36-й серии в случае отказа одного из боковых двигателей (при снижении частоты вращения ротора КВД до 41%) отключается сигнализатор обледенения РИО-3 этого двигателя. При отказе сигнализатора обледенения РИО-3 включить аварийный обогрев отказавшего датчика (штыря), установив соответствующий переключатель «Авар. обогрев РИО — Работа — Контроль» в положение «Авар. обогрев».

3. Все этапы полета самолета в условиях обледенения при температуре воздуха до минус 15° С включительно выполняются без ограничений в соответствии с данным Руководством по летной эксплуатации.

В полете в условиях обледенения при уменьшении дальности радиосвязи по УКВ-2 вести связь с УВД по УКВ-1.

4. В случае непреднамеренного попадания в условия обледенения с температурой воздуха ниже минус 15° С КВС необходимо доложить об этом диспетчеру УВД и принять срочные меры к выводу самолета из зоны обледенения.

5. При полете в условиях обледенения возможно изменение уровня вибрации и появление характерного гула двигателей, поэтому в течение всего времени полета в этих условиях необходимо контролировать уровень вибрации по визуальному индикатору ИВ-300.

При возникновении в полете вибрации у двигателей, превышающих допустимый уровень 50 мм/с, или при загорании светосигнального табло «Опасная вибрация» необходимо установить РУД в сторону увеличения или уменьшения режима работы двигателя до получения наименьшего уровня вибрации. Если после изменения положения РУД уровень вибраций не снизился ниже 50 мм/с, необходимо принять меры к немедленному выводу самолета из зоны обледенения; в этом случае разрешается работа двигателя с повышенным до 70 мм/с уровнем вибраций в течение не более 10 мин. При повышении уровня вибраций двигателя более 70 мм/с или при достижении 10-минутной продолжительности работы двигателя с вибрациями 70 мм/с выключить двигатель и продолжить полет в соответствии с указаниями разд. 5 «Особые случаи полета». После окончания полета в условиях обледенения с повышенным 50—70 мм/с с уровнем вибраций записать в бортжурнал самолета и формуляр двигателя время работы двигателя с повышенными вибрациями и наибольшую величину вибрации в полете. Такой двигатель допускается к дальнейшей эксплуатации только после выполнения контрольных работ в объеме, предусмотренном регламентом технического обслуживания самолета.

6. Запоздалое включение ПОС силовой установки приводит к сбросу образовавшегося льда в газо-воздушный тракт двигателя, что может вызвать нарушения в его работе (помпаж, рост температуры газов и вибраций, падение частоты вращения и т. д.) и привести к повреждениям двигателя.

7. В случае отказа ПОС силовой установки (не загорелся сигнализатор «Обогрев двигателя включен» или отклонения в работе двигателя — хлопки, характерный гул, рост температуры газов и вибраций и т. д.) необходимо:

— убедиться в исправности светосигнальных ламп;

— произвести двукратное выключение — включение выключателя «Обогрев двигателей на земле»;

— при полете в зоне аэродрома снизить режим работы двигателя с отказавшей ПОС до минимально возможного по условиям полета, но не ниже полетного малого газа, и произвести немедленную посадку;

— при полете по маршруту снизить режим работы двигателя с отказавшей ПОС до минимально возможного, но не ниже полетного малого газа, и принять срочные меры для вывода самолета из зоны обледенения. Если после снижения режима до полетного малого газа нормальная работа двигателя не восстановилась, необходимо руководствоваться указаниями п. 4.14.6.5. настоящего подраздела и указаниями разд. 5. В случае восстановления нормальной работы двигателя с отказавшей ПОС (после снижения режима) разрешается, при необходимости, после вывода самолета из зоны обледенения, но не ранее чем через 10—15 мин, плавно увеличивать режим работы двигателя, внимательно контролируя при этом параметры работы.

Посадку произвести, по возможности, на аэродроме, где отсутствуют условия обледенения.

8. При появлении трещин на внешнем стекле или искрения в нагревательном элементе необходимо выключить электрообогрев стекла и принять меры к выходу самолета из зоны обледенения.

9. При заходе на посадку с отказавшей противообледенительной системой крыла или стабилизатора в условиях обледенения, а также в случае неуверенности в отсутствии на них льда заход на посадку и посадку произвести следующим образом:

— в полете выдерживать перегрузки, по возможности близкие к n_y=1,0 ед., не допуская резких движений штурвалом и перегрузок менее n_y=0,7 и более 1,3 ед.;

— полет по кругу, выпуск шасси, третий разворот и выпуск закрылков на 20° между третьим и четвертым разворотами выполнять на скорости $V_{пр}$=300 км/ч независимо от полетной массы самолета;

— четвертый разворот с закрылками, отклоненными на 20°, выполнять на скорости $V_{пр}$=280 км/ч с креном не более 15°;

— снижение до начала выравнивания с закрылками, отклоненными на 20°, выполнять на скорости $V_{пр}$=240—250 км/ч в зависимости от посадочной массы самолета;

— угол отклонения стабилизатора на кабрирование не должен превышать 3° при закрылках, отклоненных на 20°;

— скорость посадки $V_{пос}$=200—210 км/ч.

Посадочная дистанция с применением реверсивного устройства составляет 1500 м, длина пробега 850 м при коэффициенте сцепления не менее 0,5.

10. Действия экипажа при срыве потока на обледеневшем стабилизаторе самолета.

Отложение льда на передней кромке стабилизатора ухудшает аэродинамику самолета и представляет большую опасность из-за уменьшения запаса между полетным и критическим углами атаки стабилизатора.

В Руководстве приведены рекомендации по использованию противообледенительной системы и пилотированию самолета в условиях обледенения.

Несоблюдение этих рекомендаций, особенно при заходе на посадку, может привести к отложению льда на несущих поверхностях самолета, что не обеспечит необходимого запаса по углу атаки и приведет к срыву потока на горизонтальном оперении, приводящему к «клевку» самолета.

Условия, способствующие возникновению срыва потока на стабилизаторе:

— отложение льда на передней кромке стабилизатора;
— отклонение закрылков на угол более 20°;
— установка стабилизатора на кабрирование на угол более 3°;
— создание перегрузки меньше 1,0 ед.

Признаки срыва потока на стабилизаторе:

— заметное уменьшение усилий на штурвале от руля высоты;
— появление тянущих усилий вплоть до значительных, вызывающих перемещение штурвала вперед и затягивание самолета в пикирование («клевок»).

Вывод самолета в нормальный режим полета:

— удерживать штурвал от перемещения вперед, а в случае «клевка» энергичным движением штурвала на себя вывести самолет из пикирования;
— при заходе на посадку с $\delta_З=35^{\circ}$ немедленно, для восстановления продольной управляемости самолета, уменьшить угол отклонения закрылков до 20° с последующей полной уборкой их при увеличении скорости $V_{пр}$ до 300 км/ч;
— уменьшить установочный угол стабилизатора на кабрирование до 3° и менее в зависимости от балансировки самолета;
— включить противообледенительную систему на режим «ПОЛН.», если она не была включена.

4.15. ПЕРЕГОНКА САМОЛЕТА С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

1. Перегонка самолета с одним неработающим двигателем производится без пассажиров и груза (за исключением центровочного груза).

2. Максимальная взлетная масса самолета при перегонке с одним неработающим двигателем - 13500 кг.

3. Предельно допустимая скорость бокового ветра под углом 90° к ВПП для взлета:
— со стороны неработающего бокового двигателя — 3 м/с;
— со стороны работающего бокового двигателя — 5 м/с;
— при неработающем среднем двигателе — 10 м/с;
— при неработающем среднем двигателе в зависимости от коэффициента сцепления ИВПП (см. рис. 2.3).

4. Взлет самолета с одним неработающим двигателем **запрещается:**
— при наличии обледенения в зоне аэродрома вылета и посадки;
— с ГВПП или ИВПП со снежным покровом с условной прочностью менее 10 кгс/см^2;
— при наличии на ВПП слоя воды или слякоти;
— при попутном ветре;
— при температуре воздуха выше 28° С (на аэродроме вылета).

4.15.1. ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ

Подготовку к полету и полет с одним неработающим двигателем производите в соответствии с указаниями разд. 3 и 4 и с учетом дополнительных рекомендаций, изложенных далее.

4.15.2. РАСЧЕТ МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМОЙ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ

В условиях стандартной атмосферы в штиль максимально допустимая взлетная масса определяется по графику (рис. 4.2) в зависимости от фактических длин ВПП (из условия обеспечения разбега) и ВПП+КПБ (из условия обеспечения прерванного взлета).

Если коэффициент сцепления ВПП менее 0,6, то фактическую длину ВПП+КПБ уменьшите по графику (рис. 7.8) для фактического коэффициента сцепления ВПП и полученную величину используйте для расчета максимально допустимой взлетной массы.

При встречном ветре, а также если метеоусловия на аэродроме вылета отличаются от условий СА, расчет максимально допустимой взлетной массы самолета производится с помощью графика (см. рис. 4.2) и табл. 4.2.

Таблица 4.2

Отклонения от условий стандартной атмосферы	Поправка	
	на массу Δm, кг	на длину ВПП ΔL, м
На 1 мм рт. ст. давления	10	—
На 1°С температуры воздуха	30	—
На 1 м/с скорости встречного ветра	—	50

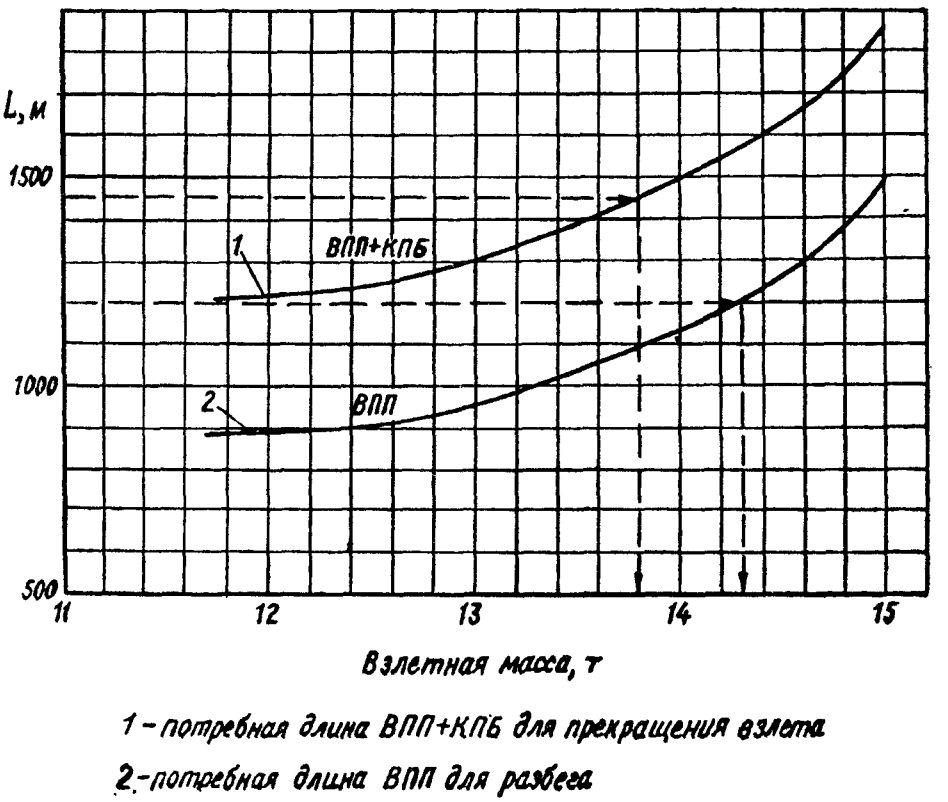


Рис 4.2. Определение максимальной массы самолета с одним неработающим двигателем

Поправки вводятся следующим образом:

— если фактическое атмосферное давление ниже (выше) 760 мм рт. ст., то допустимая взлетная масса самолета должна быть уменьшена (увеличена) на величину произведения, полученного от умножения разности давления на указанную в таблице величину поправки;

— если фактическая температура воздуха выше (ниже) 15°С, то максимально допустимая взлетная масса должна быть уменьшена (увеличена) на величину произведения, полученного от умножения разности температуры на указанную в таблице поправку;

— при встречном ветре фактические длины ВПП и ВПП+КПБ условно увеличиваются на величину произведения, полученного от умножения скорости ветра на указанную в таблице величину поправки, и для этих условно увеличенных длин с помощью графика (см. рис. 4.2.) определяется максимально допустимая взлетная масса в условиях СА.

Пример.

Условия старта:

— давление на аэродроме 740 мм рт. ст.;

— температура воздуха 23°С;

— ветер встречный 3 м/с;

— длина ВПП+КПБ в направлении взлета (1050+250) м.

Порядок расчета

1. За счет встречного ветра 3 м/с располагаемые длины ВПП и ВПП+КПБ условно увеличиваются по таблице поправок на 3х50=150 м и будут соответственно равны 1050+150=1200 и 1300+150=1450 м.

Затем по графику (см. рис. 4.2), начиная отсчет от ординаты L (м), определяем максимально допустимую взлетную массу в условиях стандартной атмосферы для условно увеличенной длины ВПП=1200 м:

$m_{доп}$=14300 кг.

По этому же графику определяем максимально допустимую взлетную массу в условиях стандартной атмосферы для условно увеличенной длины ВПП+КПБ=1450 м:

$m_{доп}$=13800 кг.

В расчет принимается меньшая из полученных максимально допустимых взлетных масс, т. е. 13800 кг.

2. По табл. 4.1 находим поправки к полученной для условий СА максимально допустимой взлетной массе 13800 кг в соответствии с фактическими условиями старта.

За счет более низкого атмосферного давления взлетная масса должна быть уменьшена на величину (760—740 мм рт. ст.)· 10=200 кг.

За счет более высокой температуры воздуха взлетная масса должна быть уменьшена на величину (23—-15°) 30=240 кг.

Произведя расчет, в итоге получаем максимально допустимую взлетную массу при данных условиях старта:

$m_{вал}$=13800–200–240=13360 кг.

Если длина ВПП, фактическая или условно увеличенная за счет встречного ветра, более 1500 м и при этом длина ВПП+КПБ, фактическая или условно увеличенная за счет встречного ветра, более 1850 м, то в этом случае поправки по давлению и температуре воздуха вводятся для взлетной массы 15000 кг.

4.15.3. В З Л Е Т

Не работает средний двигатель.
Взлет самолета с неработающим средним двигателем следует производить в соответствии с указаниями, приведенными в разд. 4.3 для взлета с тремя работающими двигателями.

Не работает боковой двигатель.
1. На предварительном старте после установки закрылков во взлетное положение (20°) отклонить триммер руля направления в сторону работающего бокового двигателя, нажав на 3 с переключатель управления триммером.

2. В начале разбега отклонить элероны на 1/3 хода штурвала в сторону работающего бокового двигателя.

Во второй половине разбега, по мере нарастания скорости, уменьшить отклонение элеронов с таким расчетом, чтобы отрыв самолета от земли произошел с креном не более 2—5° в сторону работающего бокового двигателя.

3. Подъем колеса передней стойки шасси произвести на скорости, меньшей скорости отрыва самолета на 10 км/ч (см. рис. 7.4).

4. После отрыва самолета от земли пилотирование выполнять в соответствии с указаниями, приведенными в 5.1.2 «Отказ двигателя на взлете».

4.15.4. НАБОР ВЫСОТЫ, ПОЛЕТ ПО МАРШРУТУ, СНИЖЕНИЕ И ПОСАДКА

1. Набор высоты с одним неработающим двигателем следует выполнять на номинальном режиме работающих двигателей на скорости $V_{пр}$=280 км/ч до высоты 1000 м по СА с дальнейшим уменьшением скорости набора на 5 км/ч на каждые 1000 м высоты, но не менее скорости $V_{пр}$=260 км/ч.

2. При наборе высоты выдерживать крен самолета 0—2° в сторону работающего бокового двигателя.

Развороты самолета в любую сторону выполнять с креном не более 15° на скорости полета не менее 250 км/ч по прибору.

3. Горизонтальный полет по маршруту выполнять без крена на режиме работы двигателей 0,85—0,9 номинального.

4. Снижение с одним неработающим двигателем и посадку выполнять так же, как и с тремя работающими двигателями.

4.15.5. ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ НА ВЗЛЕТЕ ПРИ ПЕРЕГОНКЕ САМОЛЕТА С НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

Если при взлете самолета с неработающим двигателем появятся признаки отказа еще одного двигателя:

— при обнаружении указанных признаков на разбеге до достижения скорости отрыва прекратить взлет, действуя в соответствии с 5.1.2. «Отказ двигателя на взлете».

Примечание. При прекращении взлета с одним работающим правым двигателем применять аварийное торможение колес:

— при обнаружении признаков отказа двигателя после отрыва самолета с закрылками, отклоненными во взлетное положение, действовать в соответствии с 5.1.2.1 «Отказ двигателя на продолженном взлете с одним неработающим двигателем»;

— при отказе двигателя после уборки закрылков установить скорость $V_{пр}$=230—240 км/ч, на которой продолжить набор высоты круга, используя взлетный режим работающего двигателя. Скороподъемность самолета на указанной выше скорости полета — около 1 м/с.

Дальнейший полет и посадку выполняйте в соответствии с указаниями, приведенными в 5.1.7 “Посадка с двумя отказавшими двигателями”.



4.16. ЗАХОД НА ПОСАДКУ И ПОСАДКА С ЗАКРЫЛКАМИ, ОТКЛОНЕННЫМИ НА 20°

1. Заход на посадку и посадка самолета с закрылками, отклоненными на 20°, производится в следующих случаях:

— при отказе противообледенительной системы крыла или стабилизатора в условиях обледенения, а также при неуверенности в отсутствии льда на крыле и стабилизаторе (см. 4.14.6., п. 9);
— при заходе на посадку с одним неработающим двигателем и включенной противообледенительной системой (см. 5.1.8);
— при вынужденной посадке на воду (см. 5.6.6);
— при самопроизвольном уводе стабилизатора (см. 5.7.3);
— при посадке с одним отказавшим двигателем (см. 5.1.4);
— при посадке с двумя отказавшими двигателями (см. 5.1.7).

Заход на посадку и посадка в указанных выше условиях выполняются согласно рекомендациям, изложенным в соответствующем подразделе по конкретному случаю.

2. При одном из следующих условий (или их сочетании) рекомендуется по усмотрению КВС выполнять заход на посадку и посадку с закрылками, отклоненными на 20°;

— в простых метеоусловиях;
— при температуре воздуха у земли выше 30°С;
— при сильной болтанке;
— при встречном ветре более 15 м/с;
— на аэродромах, расположенных на высоте 2000 м и более над уровнем моря.

2.1. После выполнения четвертого разворота установить скорость полета по глиссаде согласно рис. 7.21 и выдерживать эту скорость постоянной до начала выравнивания на высоте 6—4 м. Скорость приземления такая же, как и при посадке с закрылками, отклоненными на 35°.

Располагаемую длину ВПП и максимально допустимую посадочную массу определять в соответствии с 7.4.4, рис. 7.23 и 7.24.

При заходе на посадку и посадке в условиях болтанки, в сложных метеоусловиях и при порывистом ветре рекомендованные на рис. 7.21 скорости захода следует увеличить на 10—15 км/ч.

В остальном методика захода на посадку и посадки, в том числе и с использованием РТУ, такая же, как и с закрылками, отклоненными на 35°.

2.2. По усмотрению КВС довыпуск закрылков на 35° разрешается производить непосредственно после пролета БПРМ при полной уверенности в посадке.

При выполнении посадки с применением РТУ довыпуск закрылков в посадочное положение не производить.

4.17. ОСОБЕННОСТИ ВЗЛЕТА И ЗАХОДА НА ПОСАДКУ В УСЛОВИЯХ СДВИГА ВЕТРА

Сдвиг ветра — изменение скорости и (или) направления ветра в пространстве, включая восходящие потоки. Сдвиг ветра может вызвать быстрое изменение приборной скорости полета.

Уменьшение встречной составляющей скорости ветра или появление и увеличение ее попутной составляющей (сдвиг ветра попутного направления) приводят к уменьшению приборной скорости и появлению тенденции к «проваливанию» самолета, траектория при этом искривляется вниз.

Уменьшение попутной составляющей скорости ветра или появление и увеличение ее встречной составляющей (сдвиг ветра встречного направления) приводят к увеличению приборной скорости и искривлению траектории вверх.

Указанные явления могут усиливаться или ослабляться дополнительным воздействием восходящих или нисходящих потоков.

4.17.1. ВЗЛЕТ В УСЛОВИЯХ СДВИГА ВЕТРА

Основные признаки попадания в условия сдвига ветра на взлете:

— изменение, по сравнению с обычным, темпа роста скорости на разбеге;

— изменение, по сравнению с обычным, темпа роста приборной скорости набора высоты на воздушном участке взлета.

А. Взлет при наличии информации о сдвиге ветра.

При наличии прогноза о сдвиге ветра на взлете оценить его интенсивность и направление, принять решение о взлете.

ВНИМАНИЕ! ВЗЛЕТ ПРИ СИЛЬНОМ И ОЧЕНЬ СИЛЬНОМ СДВИГЕ ВЕТРА **ЗАПРЕЩАЕТСЯ.**

Взлет производить при полной взлетной тяге двигателей. Использовать для взлета полную длину ВПП или наиболее длинную ВПП. На разбеге внимательно следить за ростом приборной скорости и в случае неприемлемого замедления или прекращения ее роста до достижения скорости V_1 взлет прекратить.

Подъем носового колеса и первоначальный набор высоты производить на скорости, на 10-15 км/ч более расчетной.

После отрыва самолета от ВПП выдерживать такое положение самолета по тангажу, которое требуется в обычных условиях при начальном наборе высоты со всеми работающими двигателями. Для поддержания положительной скороподъемности пилотировать самолет на скорости не менее V_2.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. УМЕНЬШЕНИЕ УГЛА ТАНГАЖА С ЦЕЛЬЮ УВЕЛИЧЕНИЯ ПРИБОРНОЙ СКОРОСТИ, НЕ ПОЗВОЛЯЕТ ПОЛНОСТЬЮ ИСПОЛЬЗОВАТЬ МАКСИМАЛЬНУЮ СКОРОПОДЪЕМНОСТЬ. ПОЭТОМУ УВЕЛИЧЕНИЕ ПРИБОРНОЙ СКОРОСТИ ПУТЕМ ПЛАВНОГО УМЕНЬШЕНИЯ УГЛА ТАНГАЖА ПРОИЗВОДИТЬ ПОСЛЕ НАБОРА ВЫСОТЫ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩЕЙ ПРОЛЕТ ПРЕПЯТСТВИЙ.

Уборку механизации крыла производить только после выхода из зоны сдвига ветра на скорости, рекомендованной РЛЭ.

Б. Взлет при отсутствии информации о сдвиге ветра.

На разбеге внимательно следить за ростом приборной скорости и в случае неприемлемого замедления или прекращения роста до достижения скорости V_1 взлет прекратить.

При обнаружении сдвига ветра после достижения скорости V_1 подъем носового колеса производить на скорости, на 10—15 км/ч более расчетной, используя при необходимости всю располагаемую длину ВПП. При воздействии сдвига ветра после отрыва пилотирование производить в соответствии с указаниями п. А.

4.17.2. ЗАХОД НА ПОСАДКУ В УСЛОВИЯХ СДВИГА ВЕТРА

1. Усложнение захода на посадку в условиях существенного сдвига ветра в основном обусловливается резким (более 5 м/с на 100 м высоты) уменьшением встречной составляющей скорости ветра и (или) попаданием в нисходящий поток при снижении самолета по глиссаде; при этом для компенсации потери приборной скорости требуется своевременное увеличение режима работы двигателей.

2. Если встречная составляющая скорости ветра у земли меньше чем на высоте 100 м, на величину 5 м/с и более, выдерживать скорость полета на глиссаде на 10—15 км/ч более чем в обычных условиях.

3. При отсутствии информации о скорости и направлении ветра на высоте 100 м признаком существенного сдвига ветра является уменьшение скорости полета. Для сохранения приборной скорости на глиссаде необходим ряд последовательных увеличений режима работы двигателей. В этом случае рекомендуется увеличить скорость полета на 15—20 км/ч по сравнению с требуемой для нормальных условий и выдерживать ее до начала выравнивания.

4. Если скорость полета по глиссаде необходимо увеличить по условиям сдвига ветра, то дополнительного увеличения скорости захода по условиям турбулентности, обледенения или бокового ветра не требуется.

5. Если при снижении по глиссаде до высоты принятия решения для выдерживания необходимой скорости полета потребуется увеличение режима работы двигателей до номинального, немедленно установить двигателям взлетный режим и уйти на второй круг.

6. Если после пролета ДПРМ установленная вертикальная скорость снижения увеличится более чем на 3 м/с (вследствие попадания самолета в нисходящий поток), немедленно установить двигателям взлетный режим и уйти на второй круг.

7. Если попутная составляющая скорости ветра на высоте 100 м или на высоте дополнительного уровня измерения больше чем у земли, выдерживать приборную скорость захода, рекомендованную для обычных условий, стараясь не допускать ее увеличения. Если несмотря на принятые меры к моменту достижения ВПР приборная скорость превысит на 15 км/ч и более скорость, рекомендованную для данной полетной массы и конфигурации, установить двигателям взлетный режим и уйти на второй круг.

ВНИМАНИЕ! ЗАХОД НА ПОСАДКУ В УСЛОВИЯХ СИЛЬНОГО И ОЧЕНЬ СИЛЬНОГО СДВИГА ВЕТРА **ЗАПРЕЩАЕТСЯ.**

4.17.3. Особенности пилотирования при визуальном заходе на посадку

Визуальный заход на посадку - продолжение захода на посадку по приборам, когда часть схемы или вся схема захода на посадку по приборам не завершена и заход на посадку выполняется при визуальном контакте с ВПП и/или ее ориентирами.

Как правило, жесткая схема визуального захода на посадку не устанавливается. В общем случае она представляет собой выполнение кругового маневра на высоте не ниже минимальной высоты снижения конкретного аэродрома (рис. 4.3.).

При выполнении визуального захода на посадку самолет пилотирует командир воздушного судна. Второй пилот в это время контролирует полет по приборам, обращая особое внимание на выдерживание установленной для данного аэродрома минимальной высоты снижения ($H_{мс}$), скорости захода на посадку и величины угла крена. О достижении угла крена 30° он должен немедленно доложить КВС.

Вход в зону (район) аэродрома производить по установленным схемам (STAR) или по траекториям, задаваемым службой УВД. Снижение и выход на аэродром по приборам выполнять с использованием радиотехнических средств посадки и навигации (РМС, РСП, ОСП, ОПРС, VOR, VOR/DME) до установленной высоты начала визуального захода на посадку ($H_{нвзп}$).

При этом до выхода в точку начала визуального захода на посадку (ТНВЗП) выпустить шасси и механизацию крыла в положение $\delta_з = 20°$.

После достижения установленной высоты начала визуального захода на посадку, если визуальный контакт с ВПП и/или ее ориентирами не установлен, перевести самолет в горизонтальный полет до момента установления надежного визуального контакта с ВПП и/или ее ориентирами или до установленной точки ухода на второй круг.

После установления надежного визуального контакта с ВП|П и/или ее ориентирами доложить диспетчеру; "Полосу вижу", и получить разрешение (подтверждение) на выполнение визуального захода на посадку, после чего выполнить снижение до минимальной высоты, установленной для данного аэродрома, но не менее 150 м.

В процессе выполнения визуального захода на посадку необходимо иметь постоянный визуальный контакт с ВПП и/или ее ориентирами. Если при выходе на аэродром по приборам до установленной точки ухода на второй круг визуальный контакт с ВПП и/или ее ориентирами не установлен или в процессе визуального маневрирования потерян, выполнить уход на второй круг.

Для выхода на установленную для данного направления ВПП схему ухода на второй круг по приборам выполнить разворот в сторону ВПП с набором высоты до вывода самолета на курс ухода на второй круг. Дальнейший полет выполнять по схеме ухода на второй круг по приборам.

Маневрирование при выполнении визуального захода на посадку выполнять с креном не более 30°. При этом в процессе маневрирования на высотах 200 м и менее допускается срабатывание сигнализации "КРЕН- ЛЕВ. (ПРАВ.) ПРЕД.". В этом случае необходимо усилить контроль за величиной угла крена.

До начала разворота в направлении ВПП предполагаемой посадки на высоте не ниже минимальной высоты снижения необходимо:

— выпустить закрылки в положение $\delta_з = 35°$;
— подать команду зачитать Карту контрольной проверки "Перед входом в глиссаду" и проконтролировать выполнение всех необходимых операций.

Разворот на посадочный курс выполнять со снижением с вертикальной скоростью, не превышающей 5 м/с до высоты входа в глиссаду. Рекомендуемая величина крена при этом 20°, но не более 30°. Высота входа в глиссаду должна быть не менее 80 м. При довороте на посадочный курс (на предпосадочной прямой) доложить диспетчеру о готовности к посадке и получить разрешение на посадку.

После выхода на посадочный курс КВС оценить положение самолета относительно ВПП. Если положение самолета обеспечивает выполнение безопасной посадки, установить режим снижения по глиссаде (3-3,5 м/с).

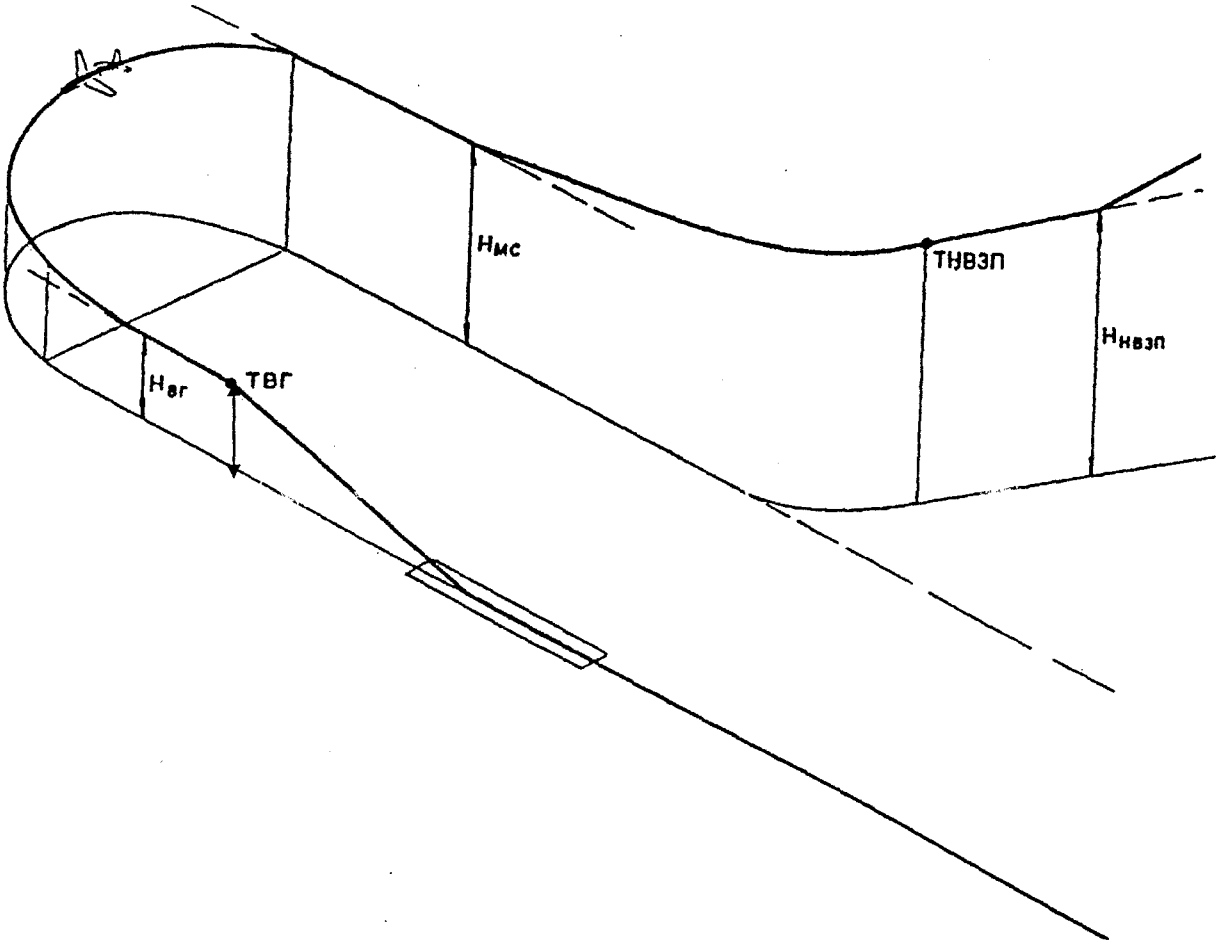


СХЕМА ВИЗУАЛЬНОГО ЗАХОДА НА ПОСАДКУ
Рис. 4.3

Раздел 5

ОСОБЫЕ СЛУЧАИ ПОЛЕТА



СОДЕРЖАНИЕ

5.1. Отказ двигателя 4

5.1.1. Основные признаки отказа двигателя 4
5.1.2. Отказ двигателя на взлете 4
5.1.3. Отказ двигателя в наборе высоты, полете по маршруту и на снижении 6
5.1.4. Посадка с одним отказавшим двигателем 7
5.1.5. Уход на второй круг с одним неработающим двигателем 7
5.1.6. Полет с двумя отказавшими двигателями 8
5.1.7. Посадка с двумя отказавшими двигателями 9
5.1.8. Полет с отказавшим двигателем в условиях обледенения 9
5.1.9. Запуск двигателя в полете 10
5.1.10. Действия экипажа при обнаружении отказов в работе двигателей 12
5.1.11. Самовыключение трех двигателей в полете 14

5.2. Тушение пожара на самолете 21

5.2.1. Пожар в мотогондоле двигателя АИ-25 21
5.2.2. Пожар внутри двигателя АИ-25 22
5.2.3. Пожар двигателя АИ-9 23
5.2.4. Появление дыма в кабине экипажа 23
5.2.5. Пожар в пассажирском салоне или багажном отсеке 25
5.2.6. Действия экипажа при пожаре на земле 25
5.2.7. Действия экипажа при ложном срабатывании системы сигнализации о пожаре 26

5.3. Разгерметизация кабины 27

5.4. Перенаддув кабины 29

5.5. Экстренное снижение 30

5.6. Особые случаи посадки 31

5.6.1. Посадка с невыпущенными закрылками 31
5.6.2. Посадка при неисправных системах выпуска шасси (поврежденном шасси) 32
5.6.3. Посадка на фюзеляж 33
5.6.4. Посадка с максимальной посадочной массой 35
5.6.5. Вынужденная посадка на сушу вне аэродрома 36
5.6.6. Вынужденная посадка на воду 38

5.7. Отказ основной гидросистемы 44

5.7.1. Неуборка или неполная уборка шасси 44
5.7.2. Отказ управления стабилизатором 45
5.7.3. Действия экипажа при отказе основной и аварийной систем управления стабилизатором 45
5.7.4. Низкий уровень гидросмеси в баке 46

5.8. Действия экипажа при самопроизвольном отклонении триммеров..... 47

5.9. Отказы в системе электроснабжения..... 48

5.9.1. Отказ генераторов постоянного тока..... 48
5.9.2. Отказ преобразователей..... 53

5.10. Неисправности топливной системы..... 56

5.10.1. Отказ автомата выравнивания топлива АЦТ5-1Т..... 56
5.10.2. Отказ подкачивающих топливных насосов..... 56
5.10.3. Отказ дискретного топливомера..... 57
5.10.4. Утечка топлива в полете..... 57

5.11. Отказы авиагоризонтов и действия экипажа при отказах..... 58

5.11.1. На самолетах с первым вариантом комплектации (без резервного авиагоризонта)..... 58
5.11.2. На самолетах со вторым вариантом комплектации (с резервным авиагоризонтом)..... 59

5.12. Отказ систем питания приборов полным и статическим давлениями и действия экипажа при отказах этих систем..... 61

5.12.1. Закупорка или обледенение приемников статического давления, питающих приборы командира воздушного судна..... 61
5.12.2. Закупорка или обледенение приемников статического давления, питающих приборы второго пилота..... 61
5.12.3. Разгерметизация системы статического давления командира воздушного судна..... 62
5.12.4. Разгерметизация системы статического давления второго пилота..... 62
5.12.5. Закупорка или обледенение приемника полного давления командира воздушного судна..... 63
5.12.6. Закупорка или обледенение приемника полного давления второго пилота..... 63
5.12.7. Разгерметизация системы полного давления командира воздушного судна..... 64
5.12.8. Разгерметизация системы полного давления второго пилота..... 64

5.13. Действия экипажа при отказе автопилота..... 65

5.14. Неисправности в системе регулирования давления воздуха (СРД)..... 66

5.15. Прекращение взлета по причинам, не связанным с отказом двигателя... 67

5.16. Действия экипажа при неисправности РТУ на посадке..... 68



5.1. Отказ двигателя

5.1.1. ОСНОВНЫЕ ПРИЗНАКИ ОТКАЗА ДВИГАТЕЛЯ

Основными признаками отказа двигателя при работе на установившемся режиме являются:

1. Пожар в двигателе или гондоле.
2. Помпаж — неустойчивая работа двигателя, характеризуется хлопками, ростом температуры газа за турбиной, колебаниями частоты вращения КНД и давления топлива.
3. Повышение вибрации до 50 мм/с и более и загорание светосигнализатора "Опасная вибрация", появление тряски двигателя.
4. Рост температуры газа за турбиной выше максимально допустимых значений, падение температуры газа за турбиной.
5. Загорание аварийного светосигнализатора "Перегрев АИ-25" по сигналу регулятора РТ-12-9.
6. Падение или рост частоты вращения КНД.
7. Падение или рост частоты вращения ротора КВД.
8. Падение давления масла ниже 2 кг/см^2.
9. Самопроизвольный останов двигателя.
10. Другие признаки — см. 5.1.10.

При отклонении показаний какого-либо прибора контроля работы двигателя от норм технических условий необходимо убедиться в исправности двигателя по другим приборам, визуально или путем изменения режима в сторону уменьшения, в соответствии с п. 5.1.10.

Отказ бокового двигателя на разбеге может сопровождаться стремлением самолета к развороту, а в полете - стремлением к развороту и крену в сторону отказавшего двигателя. Отказ среднего двигателя определяется по приборам и уменьшению ускорения на разбеге.

5.1.2. ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ НА ВЗЛЕТЕ

При обнаружении на любом этапе взлета признаков отказа двигателя бортмеханик немедленно докладывает КВС в зависимости от характера отказа:

— "Пожар в левом (среднем, правом) двигателе (гондоле)" — при обнаружении признаков пожара, указанных в 5.2.1. и 5.2.2.

По команде КВС "Стоп левому (среднему, правому)" или "Продолжаем взлет", которая в этом случае является исполнительной командой на НЕМЕДЛЕННЫЙ ОСТАНОВ соответствующего двигателя, бортмеханик переводит РУД этого двигателя в положение "Стоп", закрывает перекрывной (пожарный) кран топлива, выключает генератор и приводит в действие средства пожаротушения, руководствуясь указаниями пп. 5.2.1 и 5.2.2.

— "Двигатель левый (средний, правый) ... признак отказа" — в случаях отказа двигателя, не требующих немедленного его останова (см. 5.1.1, пп. 2—10), и по команде КВС осуществляет контроль и управление двигателями в соответствии с 5.1.10.

Останов отказавшего двигателя, при необходимости, бортмеханик производит по окончании пробега в случае прерванного взлета или после набора безопасной высоты при продолженном взлете.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПЕРЕД ОСТАНОВОМ ДВИГАТЕЛЯ УБЕДИТЬСЯ В ПРАВИЛЬНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОТКАЗАВШЕГО ДВИГАТЕЛЯ, ЧТОБЫ ОШИБОЧНО НЕ ОСТАНОВИТЬ ИСПРАВНЫЙ.

О выполненных действиях бортмеханик докладывает КВС. В зависимости от скорости, на которой обнаружен отказ (поступил доклад бортмеханика об отказе) одного из двигателей, КВС должен принять решение прекратить или продолжать взлет. Если отказ двигателя произошел на скорости, меньшей скорости принятия решения V_1 (до получения доклада "РУБЕЖ"), прекратить взлет. Если отказ двигателя произошел на скорости, большей, чем V_1 (после получения доклада "РУБЕЖ"), взлет продолжать.

Скорости принятия решения определять, как указано в подразд. 7.2, пп. 7.2.3.1 и 7.2.3.2.

Приняв решение о прекращении или продолжении взлета, КВС должен дать экипажу команду соответственно "Взлет прекращаем" или "Взлет продолжаем".

Для прекращения взлета:

— немедленно перевести рычаги управления двигателями в положение "Малый газ";
— применить энергичное торможение колес шасси;
— применить РТУ, если не отказал средний двигатель;
— остановить отказавший двигатель, установив РУД отказавшего двигателя в положение "Стоп", закрыть перекрывной (пожарный) кран топлива и выключить генератор.

В случае угрозы лобового столкновения с препятствиями необходимо остановить работающие двигатели и использовать управление поворотом колеса передней стойки шасси и раздельное торможение колес шасси для отворота от препятствий.

При продолженном взлете с одним отказавшим боковым двигателем стремление самолета развернуться в сторону отказавшего двигателя на разбеге следует удерживать отклонением руля направления.

После отрыва направление полета самолета выдерживать отклонением руля направления и элеронов.

По достижении высоты 5—10 м КВС дает команду бортмеханику убрать шасси и переводит самолет в плавный набор высоты, выдерживая скорость $V_{пр}$=190—200 км/ч при взлетной массе соответственно 13,5—15 т и $V_{пр}$=205—215 км/ч при взлетной массе 15,5—17,2 т. Угол крена для парирования разворота составляет 1—2° в сторону работающего бокового двигателя.

На высоте 120 м КВС переводит самолет в горизонтальный полет и по достижении скорости V_3 (см. рис. 7.5) дает команду бортмеханику убрать закрылки. В процессе уборки закрылков следует продолжать разгон самолета.

После уборки закрылков КВС должен:

— увеличить скорость полета до $V_{пр}$=260 км/ч и продолжать набор до высоты круга;
— в случаях, не связанных с пожаром в двигателе или в гондоле, дать команду бортмеханику выполнить действия, указанные в 5.1.10, и при необходимости остановить двигатель с последующим закрытием перекрывного (пожарного) крана топлива и выключением генератора;
— перевести работающие двигатели на номинальный режим;
— доложить диспетчеру УВД об отказе двигателя.

По достижении высоты круга следует произвести маневр для посадки на аэродроме или на ближайшем запасном аэродроме.

5.1.2.1. ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ НА ПРОДОЛЖЕННОМ ВЗЛЕТЕ С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

1. Если на продолженном взлете с одним отказавшим двигателем появятся признаки отказа еще одного двигателя, этот двигатель не выключать.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПОЛНЫЙ ОТКАЗ ИЛИ ОСТАНОВ ЕЩЕ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ ДО УБОРКИ ЗАКРЫЛКОВ ПРИВОДИТ К СНИЖЕНИЮ САМОЛЕТА С ВЕРТИКАЛЬНОЙ СКОРОСТЬЮ ДО 3 М/С.

2. Если неисправный двигатель создает положительную тягу, разрешается, по усмотрению КВС, использовать режимы этого двигателя без каких-либо ограничений для завершения полета. При этом необходимо учитывать, что если неисправность двигателя связана с пожаром, критическое состояние двигателя вследствие непотушенного пожара может возникнуть уже через одну минуту после его возникновения; в этом случае принять все меры к ликвидации пожара.

3. В зависимости от конкретно сложившейся обстановки, метеоусловий и фактических характеристик полета, по усмотрению КВС, разрешается продолжить полет на режимах, рекомендованных для продолженного взлета, и выполнить посадку на аэродроме с любым из доступных при этом курсов посадки и маршрутов захода либо выполнить в любой момент вынужденную посадку вне аэродрома. При отсутствии пожара и убранных шасси и закрылках рекомендуется аварийно слить топливо, прекратив в любом случае его слив перед посадкой.

4. В зависимости от фактических условий полета, по усмотрению КВС, заход на посадку и посадку выполнять в соответствии с указаниями п. 5.1.4 "Посадка с одним отказавшим двигателем" или п. 5.1.7 "Посадка с двумя отказавшими двигателями". Вынужденную посадку на суше вне аэродрома, в зависимости от условий, разрешается, по усмотрению КВС, выполнять как с убранным, так и с выпущенным шасси (последнее предпочтительнее, если позволяют условия и располагаемое время).

5.1.3. ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ В НАБОРЕ ВЫСОТЫ, ПОЛЕТЕ ПО МАРШРУТУ И НА СНИЖЕНИИ

1. При отказе одного двигателя до первого разворота экипаж самолета должен действовать так же, как и в случае продолженного взлета. При отказе двигателя на больших высотах в наборе высоты необходимо:

— в случае отказа одного из боковых двигателей удерживать самолет от разворота и кренения соответствующим отклонением руля поворота и элеронов;
— откинуть предохранительную планку РУД;
— выключить отказавший двигатель;
— закрыть перекрывной (пожарный) кран топлива;
— выключить генератор отказавшего двигателя;
— убедиться в открытии крана кольцевания топлива;
— доложить по радио диспетчеру УВД об отказе двигателя и принять решение о продолжении полета или о посадке на ближайшем аэродроме.

Наивыгоднейшая скорость полета с одним отказавшим двигателем при наборе высоты до 1000 м - $V_{пр}$ = 280 км/ч, с дальнейшим уменьшением скорости полета на 5 км/ч на каждую 1000 м высоты, но не менее скорости $V_{пр}$ = 260 км/ч.

Потолок самолета при полете с двумя работающими двигателями составляет:

— для взлетной массы 16,1 т — 7500 м;
— для взлетной массы 16,8 т — 6300 м;
— для взлетной массы 17,2 т — 5700 м.

Время, пройденное расстояние и расход топлива при наборе высоты определять по графикам (рис. 7.10—7.21).

Развороты выполнять координированно с креном не более 15^{0} в любую сторону на скорости $V_{пр}$ не менее 250 км/ч.

2. В случае отказа одного из двигателей в крейсерском полете по маршруту необходимо:

— при отказе одного из боковых двигателей удерживать самолет от разворота и кренения;
— перевести РУД работающих двигателей на номинальный режим;
— откинуть предохранительную планку РУД;
— выключить, установив РУД отказавшего двигателя в положение "Стоп", и закрыть перекрывной (пожарный) кран топлива;
— выключить генератор отказавшего двигателя;
— установить приборную скорость полета не менее 300 км/ч;
— убедиться в открытии крана кольцевания топлива;
— доложить диспетчеру УВД об отказе двигателя и следовать на свой или ближайший запасной аэродром для посадки. В полете осуществлять контроль за равномерной выработкой топлива из баков-кессонов.

3. При отказе двигателя в полете над высоким горным хребтом и при невозможности выполнения полета без потери высоты разрешается переводить работающие двигатели на взлетный режим без ограничения времени непрерывной работы, т. е. до появления возможности снизить режим работы двигателей до номинального или ниже.

Если в полете взлетный режим был применен до высоты 4000 м в течение более 5 мин или на высоте свыше 4000 м, то по окончании полета вопрос о дальнейшей эксплуатации двигателя решается с заводом-изготовителем.

4. Снижение с одним неработающим двигателем выполнять так же, как в обычном полете.

5.1.4. ПОСАДКА С ОДНИМ ОТКАЗАВШИМ ДВИГАТЕЛЕМ

1. Заход на посадку и посадка с одним неработающим боковым двигателем при сбалансированном положении триммера руля направления по технике пилотирования и действиям экипажа практически не отличаются от захода и посадки с тремя работающими двигателями в обычных условиях.

2. Развороты при заходе на посадку разрешается выполнять как в сторону работающего, так и в сторону отказавшего двигателя с креном не более 15°, координированно, на скорости не менее 250 км/ч по прибору.

Посадку с одним отказавшим до входа в глиссаду двигателем выполнять с закрылками, отклоненными на 20°. После выпуска закрылков на 20° выдерживать скорость снижения по глиссаде 200-210 км/ч (рис. 7.22).

Примечание. При сильной болтанке и ветре более 15 м/с и температуре воздуха выше 30°С выпуск шасси производить после четвертого разворота.

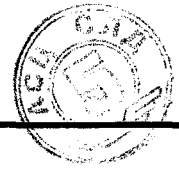
5.1.5. УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

1. Уход на второй круг с выпущенным шасси и закрылками, отклоненными на 20°, разрешается выполнять независимо от полетной массы самолета с высоты:

— не менее 30 м — для аэродромов, расположенных над уровнем моря на высоте до 800 м;
— не менее 50 м — для аэродромов, расположенных над уровнем моря на высоте более 800 м.

2. После принятия решения об уходе на второй круг:

— перевести работающие двигатели на взлетный режим и вывести самолет из снижения;
— не допускать уменьшения скорости полета менее V_2;
— после выхода двигателей на взлетный режим убрать шасси и перевести самолет в набор высоты;
— на высоте не менее 120 м и скорости V_3 убрать закрылки; в процессе уборки закрылков произвести разгон самолета до скорости $V_{пр} = 260$ км/ч и выполнять набор высоты на этой скорости.



3. На высоте круга принять решение о выполнении повторного захода на посадку.

5.1.5.1. УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ С ЗАКРЫЛКАМИ, ОТКЛОНЕННЫМИ НА 35О ПРИ ОТКАЗЕ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ГЛИССАДЕ.

1. После принятия решения об уходе на второй круг:
   — сохранять скорость $V_{вк_п}$, перевести работающие двигатели на взлетный режим, убрать шасси и прекратить снижение самолета;
   — перевести закрылки из положения 35^o в положение 20^o;
   — в процессе уборки закрылков не допускать уменьшения скорости менее V_2;
   — выключить отказавший двигатель, как указано в 3.11.2;
   — на скорости, равной V_2, перевести самолет в набор высоты;
   — на высоте не менее 120 м и скорости не менее V_3 убрать закрылки полностью; в процессе уборки закрылков произвести разгон самолета до скорости $V_{пр}$=260 км/ч и выполнять набор высоты на этой скорости;
   — на высоте круга принять решение о выполнении повторного захода на посадку.

2. Минимальные высоты ухода на второй круг при отказе двигателя на глиссаде составляют:
   — не менее 30 м — для аэродромов, расположенных над уровнем моря на высоте до 800 м;
   — не менее 50 м — для аэродромов, расположенных над уровнем моря на высоте более 800 м.

Примечание. При отказе двигателя на высотах, менее указанных в п. 2, произвести посадку самолета.

5.1.6. ПОЛЕТ С ДВУМЯ ОТКАЗАВШИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

При отказе второго двигателя в полете необходимо:
   — выключить второй отказавший двигатель;
   — закрыть перекрывной (пожарный) кран топлива отказавшего двигателя;
   — выключить генератор отказавшего двигателя;
   — убедиться в открытии крана кольцевания топлива;
   — выключить аварийно систему кондиционирования;
   — произвести экстренное снижение до безопасной высоты 4000 м (если отказ произошел на высоте более 4000 м);
   — произвести при необходимости аварийный слив топлива для уменьшения полетной массы до 14 700 кг и менее (на самолетах, оборудованных системой аварийного слива топлива), переключатели "Авар. слив. лев., Пр." установить в положение "Откр.", при этом загораются светосигнализаторы "Авар. слив. пр., Лев. откр.". Аварийный слив производить на $V_{пр}$=250 км/ч, закрылки и шасси должны находиться в убранном положении.

Контроль за аварийным сливом производить по топливомеру и светосигнализаторам.

По окончании аварийного слива переключатели "Авар. слив пр. лев." установить в положение "Закрыто". Светосигнализаторы должны погаснуть.

Примечание. При пожаре двигателей аварийный слив топлива **ЗАПРЕЩАЕТСЯ;**
   — отключить ненужные потребители электроэнергии;
   — доложить диспетчеру УВД об отказе двух двигателей и принятии решения о посадке на ближайшем аэродроме;
   — после снижения до безопасной высоты 4000 м перевести РУД работающего двигателя на номинальный режим;
   — снять триммерами нагрузки с рулей и элеронов;
   — на скорости $V_{пр}$=230—240 км/ч и с креном не более 15^o выполнить разворот в направле-

нии ближайшего аэродрома и, сохраняя скорость полета $V_{пр}$ = 230-240 км/ч, следовать на аэродром.

При скорости $V_{пр}$=230—240 км/ч самолет будет плавно снижаться до потолка полета (2350-1700 м) с одним работающим двигателем при полетных массах 13 и 14 т соответственно. После достижения потолка полета следовать на номинальном режиме работы двигателя до расчетной точки начала снижения для захода на посадку. В полете необходимо следить за равномерной выработкой топлива из баков-кессонов.

Для выдерживания скорости $V_{пр}$ не менее 230 км/ч и эшелона полета разрешается применять взлетный режим без ограничения времени непрерывной работы, т. е. до появления возможности снизить режим работы двигателя до номинального или ниже.

5.1.7. ПОСАДКА С ДВУМЯ ОТКАЗАВШИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

1. После снижения до высоты круга установить работающему двигателю номинальный режим.

Запросить диспетчера КДП об обязательном обеспечении посадки.

Выдерживать скорость полета $V_{пр}$ не менее 230 км/ч, при необходимости разрешается использовать взлетный режим работающего двигателя не более 5 мин непрерывно.

2. Перед входом в глиссаду (планка глиссады прибора КППМС на второй верхней точке) выпустить шасси.

3. После входа в глиссаду и начала снижения по глиссаде выпустить закрылки на угол 20^{o}.

Примечание. На горных аэродромах, расположенных на высоте над уровнем моря 2000 м, при температуре воздуха более 30^{o}С, встречном ветре более 15 м/с и сильной болтанке выпуск шасси производить после входа в глиссаду, закрылки при пролете ДПРМ выпускать на 20^{o}.

Полет по глиссаде выполнять на номинальном режиме работающего двигателя на скорости $V_{пр}$ не менее 220 км/ч.

При необходимости использовать взлетный режим работающего двигателя.

4. После пролета БПРМ уменьшить скорость полета до 200—210 км/ч; примерно за 300 м до начала ВПП при полной уверенности в правильности расчета на посадку отклонить закрылки на угол 35^{o} (при ограниченной длине ВПП).

5. При полете по глиссаде не допускать уменьшения скорости полета по прибору до величин, менее указанных в пп. 3 и 4, так как мощности одного работающего двигателя недостаточно для восстановления потерянной скорости.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ПРИ ОТКАЗЕ В ПОЛЕТЕ ЛЕВОГО И СРЕДНЕГО ДВИГАТЕЛЕЙ ВЫПУСК ШАССИ, ЗАКРЫЛКОВ, УПРАВЛЕНИЕ СТАБИЛИЗАТОРОМ И ТОРМОЖЕНИЕ КОЛЕС ОСНОВНЫХ СТОЕК ШАССИ ПРОИЗВОДИТЬ ОТ АВАРИЙНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ.
2. УБОРКА ШАССИ И ЗАКРЫЛКОВ ОТ АВАРИЙНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ НЕ ПРЕДУСМОТРЕНА.

Уход на второй круг с одним работающим двигателем с выпущенным шасси и закрылками не обеспечивается.

5.1.8. ПОЛЕТ С ОТКАЗАВШИМ ДВИГАТЕЛЕМ В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

1. При отказе одного двигателя обеспечивается нормальная эксплуатация противообледенительной системы на всех ее режимах.

2. Набор высоты с одним неработающим двигателем при включенной противообледенительной системе рекомендуется выполнять на скорости $V_{пр}$=260 км/ч. Практический потолок самолета на номинальном режиме работы двигателей будет составлять:

— для взлетной массы 16,1 т — 5100 м;
— для взлетной массы 16,8 т — 4300 м;
— для взлетной массы 17,2 т — 3800 м.

3. При отказе двигателя на эшелоне самолет с включенной противообледенительной системой на режим "Полн." может продолжать горизонтальный полет без снижения на высотах 6000 м и ниже на скоростях $V_{пр}$ = 260 км/ч.

Если отказ двигателя произошел в горных районах, над которыми не обеспечивается безопасная высота полета в зоне обледенения с включенной противообледенительной системой на режим "Полн.", необходимо по возможности принять меры к выводу самолета из зоны обледенения. Допускается использовать для этого взлетный режим работы двигателей.

4. Заход на посадку с одним неработающим двигателем при включенной противообледенительной системе и отсутствии льда на крыле выполнять с закрылками, отклоненными на угол 20°.

Снижение по глиссаде до ВПР производить на скорости $V_{пр}$=220 км/ч. После пролета ВПР уменьшать скорость с таким расчетом, чтобы к началу выравнивания $V_{пр}$=200 км/ч.

5. При заходе на посадку с одним неработающим боковым двигателем не допускать скольжения в сторону работающего двигателя, соответствующего отклонению шарика указателя скольжения на величину более одного диаметра.

6. Уход на второй круг с одним неработающим двигателем при включенной противообледенительной системе с выпущенным шасси и закрылками, отклоненными на угол 20°, разрешается выполнять с высоты не менее 65 м над уровнем аэродрома независимо от полетной массы самолета.

После принятия решения об уходе на второй круг:

— перевести работающие двигатели на взлетный режим и, выдерживая скорость начала ухода 220 км/ч, вывести самолет из снижения;
— после выхода двигателей на взлетный режим убрать шасси и перевести самолет в набор высоты;
— на высоте не менее 50 м при скорости $V_{пр}$=230—240 км/ч убрать закрылки.

Набор высоты выполнять на скорости $V_{пр}$=260 км/ч.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ С ВЫПУЩЕННЫМ ШАССИ И ЗАКРЫЛКАМИ, ОТКЛОНЕННЫМИ НА УГОЛ 35°, ПРИ ВКЛЮЧЕННОЙ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЕ НЕ ОБЕСПЕЧИВАЕТСЯ. ПРИ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ НЕ ДОПУСКАТЬ УМЕНЬШЕНИЯ СКОРОСТИ МЕНЕЕ 200 КМ/Ч.

5.1.9. ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ

Запуск двигателя в полете разрешается производить в испытательных и учебно-тренировочных полетах при условии, что перед выключением двигатель работал нормально, а также в тех случаях, когда двигатель был выключен ошибочно и экипаж уверен в его исправности.

Запрещается запускать двигатель в полете:

— при остановке его вследствие отказа или пожара;
— если роторы компрессоров не вращаются от набегающего потока воздуха;

- в условиях обледенения;
- более трех раз.

1 Запуск двигателя обеспечивается на высотах от 6000 м и ниже, на скорости $V_{пр}$ не менее 350 км/ч.

2. Перед запуском двигателя убедиться, что:
- РУД находится в положении "Стоп";
- перекрывной (пожарный) кран топлива открыт, зеленый светосигнализатор горит;
- авторотация роторов КВД и КНД не ниже 13,5 %;
- температура масла на входе в двигатель не ниже минус 20^{0}С;
- давление масла на входе в двигатель имеется;
- выключатель "Останов двигателя" находится в выключенном положении.

3. Для запуска двигателя необходимо:
- установить РУД работающих двигателей в положение "Номинал";
- для сокращения времени по увеличению частоты вращения ротора КВД запускаемого двигателя перевести самолет на снижение с вертикальной скоростью 8-10 м/с;
- при достижении частоты вращения авторотации по ротору КВД более 13% нажать кнопку "Запуск в полете";
- через 5-8 с перевести РУД из положения "Стоп" в положение малого газа;
- после воспламенения рабочего топлива отпустить кнопку "Запуск в полете".

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ТЕМПЕРАТУРА ГАЗА ЗА ТУРБИНОЙ В ПРОЦЕССЕ ЗАПУСКА НЕ ДОЛЖНА ПРЕВЫШАТЬ 600^{0}С,ДАВЛЕНИЕ МАСЛА НА ВХОДЕ В ДВИГАТЕЛЬ К МОМЕНТУ ВЫХОДА ДВИГАТЕЛЯ НА ЧАСТОТУ ВРАЩЕНИЯ МАЛОГО ГАЗА ДОЛЖНО БЫТЬ НЕ МЕНЕЕ 2 кгс/см^2.

На высоте более 4000 м перевести РУД в положение полетного малого газа.

4. Запуск двигателя следует прекратить:
- если при переводе РУД в положение малого газа не происходит воспламенения рабочего топлива (нет роста температуры газов и увеличения частоты вращения ротора двигателя),
- при повышении температуры газа за турбиной более 600^{0}С;
- если при увеличении частоты вращения ротора КВД не начался рост давления масла ;
- при прекращении увеличения или уменьшения частоты вращения ротора КВД или КНД;
- если двигатель в течение 50 с не вышел на частоту вращения малого газа.

Для прекращения запуска перевести РУД в положение "Стоп".

5. Повторный запуск производить не ранее чем через 30 с после установки РУД в положение "Стоп".

Если при второй попытке двигатель не запустился, увеличить частоту вращения авторотации двигателя за счет увеличения скорости или уменьшения высоты полета.

Примечание. На высотах менее 4000 м для достижения скорости по прибору 350 км/ч и частоты вращения авторотации более 13% по КВД разрешается выводить работающие двигатели на взлетный режим в течение не более 5 мин. непрерывно.

5.1.10. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ОБНАРУЖЕНИИ ОТКАЗОВ В РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЕЙ

1. Загорание светосигнального табло "Пожар" двигателя (см. 5.2).

2. При загорании светосигнального табло "Опасная вибрация" одного из двигателей убедиться, что отклонение стрелки прибора ИВ-300 достигло или превысило значение, отмеченное механическим индексом (при условии, что переключатель каналов прибора находится в положении "Автомат"). Затем поставить переключатель каналов прибора в положение, соответствующее обозначению того двигателя, светосигнальное табло которого загорелось. Если после этого светосигнальное табло "Опасная вибрация" данного двигателя продолжает выдавать светосигнал и показание прибора достигло или превышает значение отмеченное механическим индексом, проверить работу системы, нажав кнопку "Контроль". Если при нажатой кнопке "Контроль" стрелка прибора находится в пределах значений 70-100 мм/с и горит светосигнальное табло "Опасная вибрация" соответствующего двигателя, то необходимо уменьшить режим работы этого двигателя до 0,4 номинального. Если при этом значение виброскорости стало меньше 50 мм/с, можно продолжать полет не увеличивая режим работы данного двигателя, в противном случае - двигатель немедленно выключить.

Если в полете, когда переключатель каналов находится в положении "Автомат", значение виброскорости по прибору превысило значение отмеченное механическим индексом, а светосигнальное табло "Опасная вибрация" не загорелось, то, последовательным переключением на канал каждого двигателя выявить двигатель с повышенной виброскоростью и нажать кнопку "Контроль". Если в этом случае стрелка находится в пределах 70-100 мм/с, то выполнить ранее указанные операции.

Если в полете, при загорании светосигнального табло "Опасная вибрация" одного из двигателей отклонение стрелки прибора ИВ-300 (при условии, что переключатель каналов находится в положении "Автомат"), недостигло значения, отмеченного механическим индексом, следует перевести переключатель прибора в положение, соответствующее обозначению того двигателя светосигнальное табло которого загорелось, и нажать кнопку "Контроль". Если при этом стрелка прибора находится в пределах 70-100 мм/с и не наблюдается односторонних изменений других контролируемых параметров двигателя или выхода их значений за пределы указанные в подр. 2.6, то - продолжить полет, усилив контроль за показаниями приборов и сигнальных ламп данного двигателя. В случае одностороннего изменения параметров двигателя или выхода их значений за пределы указанные в подразделе 2.6, а так же при характерных внешних проявлениях повышенной вибрации двигателя (тряске, шуме), в условиях отсутствия обледенения, следует понизить режим работы двигателя до 0,4 номинала. Если после этого показания параметров стабилизировались в пределах значений, определенных в подразделе 2.6, а также исчезли внешние проявления вибрации двигателя (тряска, шум), то продолжить полет, в противном случае - двигатель выключить.

В полете на эшелоне 4000-8100 м, в условиях отсутствия обледенения, при одностороннем изменении значений текущей виброскорости двигателя на величину более 10 мм/с в течение одного полета и более 15 мм/с на протяжении пяти последних полетов, необходимо проверить исправность виброаппаратуры ИВ-300. При исправности виброаппаратуры руководствоваться следующим:

- если показания контрольных приборов двигателя и сигнальные лампы свидетельствуют о ненормальной работе двигателя или тенденции к одностороннему изменению его текущих параметров - двигатель выключить;
- если показания контрольных приборов и сигнальные лампы свидетельствуют о нормальной работе двигателя и изменение текущей виброскорости превышает значения, указанные выше, на величину не более 5 мм/с, то продолжить полет не останавливая двигатель, усилив контроль за параметрами работы двигателя (значениями частоты вращения роторов которые должны соответствовать величинам, определенным в подразделе 2.6 и не иметь односторонне направленных изменений при постоянном режиме работы двигателя;
- при превышении допустимых значений изменения виброскорости., определенных выше, на величину более 5 мм/сек - двигатель выключить.

Примечание. 1. Во всех случаях, когда при проверке виброаппаратуры, при нажатой кнопке "Контроль", была выявлена ее неисправность (стрелка прибора находится вне диапазона значений: 70-100 мм/с) и при этом не наблюдалось одностороннее изменение других контролируемых параметров двигателя или превышение ими пределов, указанных в подр. 2.6, следует полет продолжить, усилив контроль за показаниями приборов и сигнальных ламп силовых установок.

2.При загорании светосигнальных табло «Опасная вибрация» или при превышении указанных в подразделе 2.6 допустимых значений виброскорости одновременно двух или трех двигателей проверить исправность прибора ИВ-300 и выполнить, ПООЧЕРЕДНО на каждом из данных двигателей, действия в соответствии с п. 2 данного раздела с целью определения возможности снижения показаний уровня вибрации и/или выключения светосигнального табло «Опасная вибрация». Двигатели при этом НЕ ВЫКЛЮЧАТЬ, усилить контроль за параметрами работы всех двигателей и произвести посадку на ближайшем запасном аэродроме. В случае отклонения величин других контролируемых параметров двигателей или появления внешних проявлений вибрации (тряска, шум), действовать согласно соответствующим пунктам раздела 5. РЛЭ.

3. При загорании желтого светосигнализатора минимального остатка масла (1,2 - 2 л) в маслобаках ("Ост. масла лев.", "Ост. масла средн.", "Ост. масла прав.") проверить давление масла на входе в двигатель. Если давление масла становится менее допустимых значений, двигатель выключить.

4. При загорании светосигнализатора "Прочистить фильтр" одного из двигателей необходимо проверить по показаниям приборов его частоту вращения ротора КВД и давление топлива и, убедившись в нормальной работе двигателя, продолжать полет, усилив контроль за его работой.

В случае самопроизвольного уменьшения давления топлива и уменьшения частоты вращения ротора КВД двигатель выключить.

КВС обязан доложить диспетчеру УВД о выключении двигателя и следовать на аэродром вылета или ближайший запасной аэродром.

5. При загорании одного из светосигнализаторов о появлении стружки в масле двигателя ("Стружка лев.", "Стружка сред.", "Стружка прав.") необходимо на всех режимах полета при отсутствии вибрации и тряски двигателя проверить давление масла на входе в двигатель и температуру газов за турбиной и, убедившись в нормальной работе двигателя, продолжать полет, усилив контроль за работой двигателя.

Если после взлета загорелось светосигнальное табло "Стружка" и при этом наблюдаются явные признаки отказа двигателя (падение давления масла ниже допустимого, рост температуры масла или повышенная вибрация) необходимо снизить режим работы этого двигателя и выключить его после набора безопасной высоты (см. 5.1.2).

Если при выполнении полета с одним отказавшим двигателем загорелось светосигнальное табло "Стружка", необходимо проконтролировать параметры работы двигателя, светосигнальное табло которого загорелось. При обнаружении явных признаков отказа, когда давление и температура масла или вибрация не соответствуют установленным нормам, выключить отказавший двигатель.

6. При загорании светосигнализатора "Перегрев АИ-25" (на самолетах, оборудованных системой РТ-12-9) необходимо по приборам контроля определить неисправный двигатель, после чего снизить режим работы этого двигателя и при необходимости выключить его.

ВНИМАНИЕ! РЕГУЛЯТОР ТЕМПЕРАТУРЫ РТ-12-9 ПРИ ТЕМПЕРАТУРЕ ГАЗА ЗА ТУРБИНОЙ (690±15)°С АВТОМАТИЧЕСКИ СНИЖАЕТ РАСХОД ТОПЛИВА, А ПРИ ТЕМПЕРАТУРЕ (720±15)°С АВТОМАТИЧЕСКИ ПРОИЗВОДИТ ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЯ. ПРИ ЭТОМ ЗАГОРАЕТСЯ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОР "ПЕРЕГРЕВ АИ-25".

Автоматическое уменьшение режима работы или выключение двигателя системой РТ-12-9 возможно только при рулении и пробеге самолета на скорости менее (100±20) км/ч при работе двигателя на режиме ниже $n_{КВД}$=96% СА. На разбеге до скорости (100±20) км/ч система заблокирована РУД, установленными в положение взлетного режима. На остальных этапах полета при скорости более (100±20) км/ч система работает только на светосигнализатор "Перегрев АИ-25".

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЕСЛИ В ПОЛЕТЕ ЗАГОРЕЛСЯ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОР "ПЕРЕГРЕВ АИ-25", А ПАРАМЕТРЫ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ НЕ ИЗМЕНИЛИСЬ И НАХОДЯТСЯ В ПРЕДЕЛАХ НОРМЫ, НЕОБХОДИМО ОТКЛЮЧИТЬ РЕГУЛЯТОР КАЖДОГО ДВИГАТЕЛЯ КРАТКОВРЕМЕННЫМ (НЕ БОЛЕЕ 2—3 С) ВЫКЛЮЧЕНИЕМ АЗС "ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ ДВИГАТЕЛЯ".
ЕСЛИ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОР "ПЕРЕГРЕВ АИ-25" ПРОДОЛЖАЕТ ГОРЕТЬ, НЕОБХОДИМО ИМЕТЬ В ВИДУ, ЧТО НА ПРОБЕГЕ ПОСЛЕ ПОСАДКИ ПРИ СКОРОСТИ МЕНЕЕ (100±20) КМ/Ч ВОЗМОЖНО ВЫКЛЮЧЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯ.

7. В случае загорания красных светосигнализаторов "Остаток топл. лев.", "Остаток топл. прав." (при остатке топлива 230 кг в любом из баков-кессонов) открыть кран кольцевания топлива. Кран кольцевания топлива держать открытым до конца полета. Определить по топливомеру фактическое количество топлива в баках-кессонах.

КВС обязан доложить об этом диспетчеру УВД и произвести посадку на ближайшем аэродроме.

8. В случае самопроизвольного загорания светосигнального табло "Ст. возд. открыт" и отсутствия признаков ненормальной работы силовой установки продолжать полет до ближайшего аэродрома по маршруту следования. После посадки самолета необходимо выяснить причину загорания светосигнального табло в полете.

9. На всех этапах полета при росте температуры масла выше допустимой (90°С) двигатель необходимо выключить. На взлете разрешается выключать двигатель после набора безопасной высоты.

10. В случае возникновения помпажа или увеличения температуры газа за турбиной выше максимально допустимых значений на всех этапах полета необходимо уменьшить режим работы неисправного двигателя и проследить за изменением параметров.

Если с изменением положения РУД помпаж не прекратится или температура газа за турбиной не уменьшается, двигатель выключить.

Если при уменьшении режима работы двигателя помпаж прекратился или температура газа за турбиной уменьшается до нормальных значений, допускается продолжать полет с двигателем, работающим на уменьшенном режиме.



5.1.11. САМОВЫКЛЮЧЕНИЕ ТРЕХ ДВИГАТЕЛЕЙ В ПОЛЕТЕ

1. При самовыключении трех двигателей в полете на высоте более 800 м над местностью установить в режиме снижения скорость полета по прибору 350—370 км/ч и при достижении частоты вращения авторотации КВД не менее 13,5% произвести запуск двигателей.

2. Очередность запуска двигателей должна быль следующая: правый, средний, левый.

Примечания: 1. При самовыключении двигателей на высотах от 800 до 400 м над местностью разрешается выполнять запуск двигателей при частоте вращения не менее 11,5%.
Если двигатель (двигатели) не запустился до высоты 400 м, запуск двигателя (двигателей) прекратить.
2. КВС и бортмеханик могут принять решение о запуске сразу двух исправных двигателей при повышенном внимании бортмеханика во время запуска.

5.1.11.1. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ САМОВЫКЛЮЧЕНИИ ТРЕХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА РАЗЛИЧНЫХ ЭТАПАХ ПОЛЕТА

1. На взлете при $V \leq V_1$

Командир воздушного судна обязан:
— дать команду экипажу: "Взлет прекращаем";
— немедленно приступить к эффективному торможению, применяя при необходимости аварийную систему торможения;
— дать команду бортмеханику: "Закрыть пожарные краны всех двигателей";
— доложить диспетчеру УВД о прекращении взлета.

В случае угрозы лобового столкновения с препятствиями дать команду второму пилоту: "Выключить электропитание";
— принять все меры для отворота от препятствий.

Второй пилот обязан:
— докладывать КВС об отклонении от оси ВПП и об оставшейся длине ВПП;
— по команде КВС выключить электропитание;
— докладывать КВС о наличии препятствий впереди и справа.

Бортмеханик обязан:
— доложить КВС о самовыключении двигателей;
— установить РУД двигателей на "СТОП";
— закрыть перекрывные (пожарные) краны топлива всех двигателей;
— докладывать о наличии давления в тормозах (основной и аварийной гидросистемы).

2. На взлете при $V > V_1$ (до V_2)

Командир воздушного судна обязан:
— дать команду экипажу: "Взлет прекращаем".
Если произошел отрыв самолета, приступить к выполнению посадки прямо перед собой. После посадки немедленно приступить к эффективному торможению, применяя при необходимости аварийную систему торможения вплоть до разрушения авиашин колес. При угрозе лобового столкновения с препятствиями принять меры для отворота от препятствий;
— дать команду бортмеханику: "Закрыть пожарные краны всех двигателей";
— доложить диспетчеру УВД о прекращении взлета.
В случае угрозы лобового столкновения с препятствиями:
— дать команду второму пилоту: "Выключить электропитание";
— после остановки самолета организовать эвакуацию пассажиров.

Второй пилот обязан:

— докладывать КВС об отклонении от оси ВПП и оставшейся длине ВПП;
— по команде КВС выключить электропитание;
— докладывать КВС о наличии препятствий впереди и справа.

Бортмеханик обязан:

— доложить КВС о самовыключении двигателей;
— установить РУД двигателей на "Стоп";
— закрыть перекрывные (пожарные) краны топлива всех двигателей;
— докладывать о наличии давления в тормозах основной и аварийной гидросистем.

3. На взлете при $V \geq V_2$ (шасси и закрылки выпущены)

Командир воздушного судна обязан:

— дать команду экипажу: "Посадка перед собой";
— немедленно приступить к выполнению посадки прямо перед собой, сохраняя скорость планирования не менее 210—220 км/ч; при угрозе лобового столкновения с препятствиями принять все меры для отворота от препятствий, шасси и закрылки не убирать;
— дать команду бортмеханику: "Закрыть пожарные краны всех двигателей";
— доложить диспетчеру УВД о прекращении взлета и выполнении вынужденной посадки;
— перед приземлением дать команду второму пилоту: "Выключить электропитание" (ночью — после приземления при угрозе лобового столкновения с препятствиями). После посадки немедленно приступить к эффективному торможению;
— после остановки самолета организовать эвакуацию пассажиров.

Второй пилот обязан:

— оказывать помощь КВС в выполнении посадки прямо перед собой;
— докладывать высоту и скорость полета;
— докладывать о наличии препятствий впереди и справа;
— по команде КВС выключить электропитание;
— после остановки самолета участвовать в эвакуации пассажиров.

Бортмеханик обязан:

— доложить КВС о самовыключении двигателей;
— установить РУД двигателей на "Стоп";
— закрыть перекрывные (пожарные) краны топлива всех двигателей;
— после посадки выпустить трап, открыть двери и аварийные выходы, участвовать в эвакуации пассажиров.

4. Во второй половине взлета и в наборе высоты до $H \leq 120$м (шасси убрано, закрылки выпущены)

Командир воздушного судна обязан:

— дать команду экипажу: "Посадка перед собой";
— немедленно перевести самолет на планирование, сохраняя скорость планирования не менее 210—220 км/ч;
— приступить к выполнению посадки прямо перед собой; при угрозе лобового столкновения с препятствиями изменить направление посадки;
— дать команды бортмеханику: "Закрыть пожарные краны всех двигателей", "Покинуть кабину экипажа";
— доложить диспетчеру УВД о выполнении вынужденной посадки;
— перед приземлением дать команду второму пилоту: "Выключить электропитание" (ночью — после приземления при угрозе лобового столкновения с препятствиями);
— выполнить посадку без шасси с закрылками, выпущенными на 20°;
— после остановки самолета организовать эвакуацию пассажиров.



Второй пилот обязан:

— оказывать помощь КВС в выборе места для вынужденной посадки;
— докладывать КВС высоту и скорость полета;
— докладывать КВС о наличии препятствий впереди и справа;
— по команде КВС выключить электропитание;
— оказывать помощь КВС в выполнении посадки прямо перед собой;
— после остановки самолета участвовать в эвакуации пассажиров.

Бортмеханик обязан:

— доложить КВС о самовыключении двигателей;
— установить РУД двигателей на "Стоп";
— закрыть перекрывные (пожарные) краны топлива всех двигателей;
— по команде КВС покинуть кабину экипажа, занять свободное пассажирское кресло и пристегнуться ремнями, а при отсутствии его - сесть на пол;
— после посадки открыть двери и аварийные выходы и принять участие в эвакуации пассажиров.

5. В режиме набора на H≤400м (шасси и закрылки убраны)

Командир воздушного судна обязан:

— перевести самолет на планирование, выдерживая скорость по прибору 250—270 км/ч;
— доложить диспетчеру УВД о выполнении вынужденной посадки;
— запуск двигателей не производить;
— дать команду второму пилоту: "Смотреть площадку для посадки";
— дать команду бортмеханику: "Закрыть пожарные краны всех двигателей, выключить топливные насосы";
— искать площадку, пригодную для посадки самолета;
— перед приземлением дать команду второму пилоту: "Выключить электропитание" (ночью — после приземления при угрозе лобового столкновения с препятствиями);
— выполнить посадку на выбранную грунтовую площадку.

Решение о выпуске аварийно шасси КВС принимает самостоятельно в зависимости от высоты, удаления и состояния выбранной площадки и рельефа местности.

Закрылки выпускаются непосредственно перед посадкой или по решению КВС в необходимый момент для уточнения расчета на посадку.

Второй пилот обязан:

— оказывать помощь КВС в выборе площадки для посадки;
— докладывать КВС высоту и скорость полета;
— докладывать КВС о наличии препятствий впереди и справа;
— по команде КВС выключить электропитание;
— принять участие в эвакуации пассажиров.

Бортмеханик обязан:

— откинуть предохранительную планку РУД;
— установить РУД всех двигателей на "Стоп";
— закрыть перекрывные (пожарные) краны топлива всех двигателей;
— выключить подкачивающие топливные насосы;
— по команде КВС выпустить шасси и закрылки аварийно;
— после посадки выпустить трап, открыть двери и аварийные выходы и принять участие в эвакуации пассажиров.

6. При полете на H≤800м

Командир воздушного судна обязан:

— установить скорость полета по прибору 350—370 км/ч и обороты авторотации не менее 11,5%, сбалансировать самолет стабилизатором от аварийной гидросистсмы;
— дать команду второму пилоту: "Смотреть площадку для посадки", выключить СКВ и ПОС;
— дать команду бортмеханику: "РУД всех двигателей на "Стоп", выключить генераторы всех двигателей, приготовиться к запуску двигателей";
— доложить диспетчеру УВД о случившемся;
—дать команду бортмеханику: "Запустить двигатели";
— искать площадку, пригодную для посадки самолета;
— после запуска одного или двух двигателей изменить режим полета, сохраняя скорость по прибору 350—370 км/ч;
— после запуска всех двигателей принять решение о посадке на основном или запасном аэродроме;
— согласовать свои действия с диспетчером УВД;
— если до высоты 400 м ни один из двигателей запустить не удалось, действовать, как при самовыключении трех двигателей на высоте ≤400м.

Второй пилот обязан:

— выключить СКВ и ПОС;
— искать площадку, пригодную для посадки самолета, доложить КВС направление и примерное удаление до нее;
— докладывать КВС высоту и скорость полета.

Бортмеханик обязан:

— откинуть предохранительную планку РУД;
— установить РУД всех двигателей на "Стоп";
— выключить генераторы всех двигателей;
— открыть кран кольцевания топлива;
— проанализировать показания приборов двигателей;
— доложить КВС: "Обороты авторотации левого двигателя ...%, среднего двигателя ...%, правого двигателя ...%, двигатели (левый, средний, правый) к запуску готовы";
— выполнить запуск правого двигателя (если он неисправен, то среднего двигателя);
— доложить: "Правый (средний) двигатель запущен";
— включить генератор запущенного двигателя и установить частоту вращения 80—85%;
— проверить давление топлива, масла и температуру масла;
— при нормальных показаниях приборов по команде КВС увеличить режим работы запущенного двигателя;
— приступить к запуску остальных исправных двигателей;
— доложить: "Средний (левый) двигатель запущен";
— включить генераторы запущенных двигателей;
— проконтролировать показания приборов запущенных двигателей;
— по команде КВС установить запущенным двигателям необходимый режим.

7. При полете на высотах более 800 м

Командир воздушного судна обязан:

— установить скорость полета по прибору 350-370 км/ч и обороты авторотации не менее 13,5 %, отвернуть самолет вправо на 30° от ЛЗП, сбалансировать самолет стабилизатором от аварийной гидросистемы;
— доложить диспетчеру УВД о случившемся;
— дать команды второму пилоту: "Курс и удаление до ближайшего аэродрома", "Смотреть

площадку для посадки", "Выключить СКВ и ПОС";
— дать команду бортмеханику: "РУД всех двигателей на СТОП, выключить генераторы всех двигателей, приготовиться к запуску двигателей";
— дать команду бортмеханику: "Запустить двигатели";
— искать площадку, пригодную для посадки самолета;
— после запуска одного или двух двигателей изменить режим полета, сохраняя скорость по прибору 350—370 км/ч;
— после запуска всех двигателей принять решение о посадке на ближайшем запасном аэродроме;
— согласовать свои действия с диспетчером УВД;
— если до высоты 400 м ни один из двигателей запустить не удалось, действовать, как при самовыключении трех двигателей на высоте ≤ 400м.

Второй пилот обязан:
— доложить курс и удаление до ближайшего аэродрома;
— искать площадку, пригодную для посадки самолета, доложить КВС направление и примерное удаление до нее;
— выключить СКВ и ПОС;
— докладывать КВС высоту и скорость полета;
— после запуска всех или двух двигателей включить СКВ.

Бортмеханик обязан:
— откинуть предохранительную планку РУД;
— установить РУД всех двигателей на "Стоп";
— выключить генераторы всех двигателей;
— открыть кран кольцевания топлива;
— проанализировать показания приборов двигателей;
— доложить КВС: "Обороты авторотации левого двигателя ...%, среднего двигателя ...%, правого двигателя ...%, двигатели (левый, средний, правый) к запуску готовы";
— выполнить запуск правого двигателя (если он неисправен, то среднего двигателя);
— доложить КВС: "Правый (средний) двигатель запущен";
— включить генератор запущенного двигателя и установить частоту вращения $n_{квд}$ = О—85%;
— проверить давление топлива, масла и температуру масла;
— при нормальных показаниях приборов по команде КВС увеличить режим работы запущенного двигателя;
— приступить к запуску остальных исправных двигателей;
— доложить: "Средний (левый) двигатель запущен";
— включить генераторы запущенных двигателей;
— проконтролировать показания приборов запущенных двигателей;
— по команде КВС установить запущенным двигателям необходимый режим.

5.1.11.2. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПОСАДКИ С ТРЕМЯ ВЫКЛЮЧЕННЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

1. Посадка на ИВПП

Командир воздушного судна обязан:
— доложить диспетчеру УВД о посадке на ИВПП;
— установить скорость планирования по прибору 250-270 км/ч, балансировку самолета выполнять стабилизатором от аварийной гидросистемы;
— дать команду второму пилоту: "Выключить СКВ и ПОС";
— дать команды бортмеханику: "Закрыть пожарные краны всех двигателей", "Выключить топливные насосы";
— выполнить маневр с таким расчетом, чтобы пройти ДПРМ на Н=600 м и БПРМ на Н=150 м;

— выпустить аварийно шасси после пролета ДПРМ на Н=600 м и выпустить аварийно закрылки на 20° перед посадкой для уточнения расчета на посадку;
— для питания РВ–3М установить переключатель "Радио авар. ручн. автом." в положение "Ручн.";
— после выпуска закрылков на 20° уменьшить скорость до $V_{пр}$=210—220 км/ч;
— выравнивание начинать на высоте 15 м при V_y=8 м/с;
— на пробеге использовать основное или аварийное торможение.

Примечание. На случай ошибки в расчете на посадку на ИВПП иметь в виду пригодную грунтовую площадку, на которую и произвести посадку — с выпущенными шасси и закрылками.

Второй пилот обязан:
— по команде КВС выключить СКВ и ПОС и доложить о выполнении;
— оказывать КВС помощь при выполнении захода и на посадке на ИВПП;
— докладывать КВС высоту и скорость полета.

Бортмеханик обязан:
— закрыть перекрывные (пожарные) краны топлива всех двигателей;
— выключить подкачивающие топливные насосы;
— проверить установку в нейтральное положение переключателей шасси и закрылков основной гидросистемы;
— включить аварийную насосную станцию НС-14Д;
— выпустить аварийно шасси и доложить КВС;
— выпустить аварийно закрылки на 20° и доложить КВС.

2. Посадка на выбранную грунтовую площадку

При посадке на грунт решение о выпуске шасси и закрылков КВС принимает самостоятельно в зависимости от состояния выбранной площадки и рельефа местности.

Командир воздушного судна обязан:
— установить скорость полета по прибору 250—270 км/ч, балансировку самолета выполнять стабилизатором от аварийной гидросистемы;
— дать команды второму пилоту: "Выключить СКВ и ПОС", "Наблюдать препятствия", "Выключить электропитание" (перед приземлением);
— дать команды бортмеханику: "Закрыть пожарные краны всех двигателей", "Выключить топливные насосы", "Выпустить закрылки на 20° (35°) аварийно" (при полной уверенности в посадке на выбранную грунтовую площадку);
— доложить диспетчеру УВД о вынужденной посадке на грунт;
— после выпуска закрылков на 20° уменьшить скорость по прибору до 210—220 км/ч;
— выполнить посадку на выбранную грунтовую площадку, принимая все меры для предотвращения столкновения самолета с наземными препятствиями.

Второй пилот обязан:
— докладывать КВС высоту и скорость полета;
— по команде КВС выключить СКВ и ПОС и доложить о выполнении;
— оказывать КВС помощь при выполнении захода и на посадке, докладывая о наличии препятствий впереди и справа;
— перед приземлением самолета выключить электропитание.



Бортмеханик обязан:

— закрыть перекрывные (пожарные) краны топлива всех двигателей;
— выключить подкачивающие топливные насосы;
— проверить установку в нейтральное положение переключателей шасси и закрылков от основной гидросистемы;
— включить аварийную насосную станцию НС-14Д;
— выпустить аварийно закрылки на 20^{o} (35^{o}) и доложить КВС;
— по указанию КВС перед приземлением самолета покинуть кабину экипажа, занять свободное пассажирское кресло и пристегнуться ремнями, а при отсутствии его — сесть на пол.

5.2. ТУШЕНИЕ ПОЖАРА НА САМОЛЕТЕ

5.2.1. ПОЖАР В МОТОГОНДОЛЕ ДВИГАТЕЛЯ АИ-25

Подача огнегасящего состава из 1-го огнетушителя происходит автоматически. При этом загораются:

— красное светосигнальное табло "Пожар";

— красный светосигнализатор пожара в соответствующей мотогондоле двигателя АИ-25;

— зеленый светосигнализатор "Пожарный клапан открыт".

Гаснет желтый светосигнализатор, сигнализирующий об исправности пиропатронов 1-го огнетушителя;

— включается звуковая сигнализация.

При обнаружении пожара выполнить следующее:

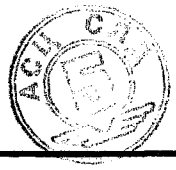
1. Откинуть предохранительную планку и РУД загоревшегося двигателя перевести в положение "Стоп".
2. Переключатель перекрывного (пожарного) крана топлива установить в положение "Закр.".
3. Выключить автопилот, если он был включен.
4. Выключить аварийно систему кондиционирования.
5. Выключить генератор.
6. Перевести самолет в режим экстренного снижения и снижаться до минимально безопасной высоты по условиям погоды и рельефа местности, и затем на этой высоте следовать до ближайшего аэродрома. Если после разрядки 1-го огнетушителя светосигнализатор пожара в мотогондоле двигателя погас (что свидетельствует о прекращении пожара), необходимо через 15 с после разрядки огнетушителя нажать кнопку "Нажать после тушения пожара", при этом погаснут светосигнальное табло "Пожар" и зеленый светосигнализатор "Пожарный клапан открыт" и выключится звуковая сигнализация.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. НЕ НАЖИМАТЬ КНОПКУ "НАЖАТЬ ПОСЛЕ ТУШЕНИЯ ПОЖАРА" РАНЕЕ ЧЕМ ЧЕРЕЗ 15с ПОСЛЕ СРАБАТЫВАНИЯ ОГНЕТУШИТЕЛЕЙ, ТАК КАК СОЗДАННОЕ РАНЕЕ В ТРУБОПРОВОДЕ ДАВЛЕНИЕ ПРИ ВКЛЮЧЕНИИ СИСТЕМЫ НЕ ДАСТ ВОЗМОЖНОСТИ ВНОВЬ ОТКРЫТЬ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫЙ КЛАПАН.

Если светосигнализатор пожара в мотогондоле двигателя продолжает гореть, следует продолжать тушение пожара включением 2-го, а при необходимости 3 и 4-го огнетушителей в отсек мотогондолы двигателя. На самолетах с 50-й серии при продолжении пожара в мотогондоле левого или среднего двигателя после включения второй очереди огнетушителей выключатель "Отсечн. клапаны гидро. лев. или средн." двигателя установить в положение "Закрыт".

7. Если после срабатывания баллонов системы пожаротушения пожар не ликвидирован, КВС после экстренного снижения должен произвести вынужденную посадку на ближайшем аэродроме или на любой пригодной площадке.

8. Каждый член экипажа при обнаружении пожара на самолете должен немедленно доложить КВС о месте и характере пожара, после чего КВС должен сообщить УВД о пожаре и включить сигнал бедствия.



5.2.2. ПОЖАР ВНУТРИ ДВИГАТЕЛЯ АИ-25

При возникновении пожара внутри двигателя:

— загорается красное светосигнальное табло "Пожар";

— загорается красный светосигнализатор пожара во внутренней полости загоревшегося двигателя;

— включается звуковая сигнализация.

В этом случае необходимо:

1. Откинуть предохранительную планку РУД и установить РУД двигателя, на котором обнаружен пожар, в положение "Стоп".
2. Закрыть перекрывной (пожарный) кран топлива.
3. Нажать кнопку "Ручное открытие пожарных клапанов", при этом загорается зеленый светосигнализатор "Пожарный клапан открыт".

Примечание. На самолетах с № 0115 электромагнитный распределительный клапан открывается автоматически, при этом загорается зеленый светосигнализатор "Пожарный клапан открыт".

Если распределительный клапан автоматически не открылся (зеленый светосигнализатор "Пожарный клапан открыт" не загорелся), необходимо открыть его вручную, нажав соответствующую кнопку "Ручное открытие пожарных клапанов".

4. Нажать кнопку включения 1-го огнетушителя пожаротушения во внутренних полостях двигателей: желтый светосигнализатор исправности пиропатронов 1-го огнетушителя при этом гаснет.

5. Выключить автопилот, если он был включен.

6. Выключить генератор. КВС должен сообщить УВД о пожаре и включить сигнал бедствия.

7. Выключить аварийно систему кондиционирования.

8. Перевести самолет в режим экстренного снижения, снизиться до высоты, минимально безопасной по условиям погоды и рельефа местности и произвести посадку на ближайшем аэродроме.

Если после разрядки 1-го огнетушителя во внутреннюю полость загоревшегося двигателя светосигнализатор погас (что свидетельствует о прекращении пожара), необходимо через 15 с после разрядки огнетушителя нажать кнопку "Нажать после тушения пожара" для приведения системы пожаротушения в исходное положение.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. НАЖИМАТЬ КНОПКУ "НАЖАТЬ ПОСЛЕ ТУШЕНИЯ ПОЖАРА" РАЗРЕШАЕТСЯ НЕ РАНЕЕ ЧЕМ ЧЕРЕЗ 15 С ПОСЛЕ СРАБАТЫВАНИЯ ОГНЕТУШИТЕЛЕЙ.

Если светосигнализатор пожара продолжает гореть, следует продолжить тушение пожара включением 2-го, а при необходимости 3 и 4-го огнетушителей.

Для самолетов с 50-й серии необходимо, если в левом или среднем двигателе после включения второй очереди пожаротушения пожар продолжается, выключатель "Отсечн. клапаны гидро. лев. или средн." двигателя установить в положение "Закрыт".

9. Если пожар на двигателе обнаружен визуально и не включилась световая и звуковая сигнализации, необходимо:

— откинуть предохранительную планку и РУД загоревшегося двигателя перевести в положение "Стоп";

— закрыть перекрывной (пожарный) кран топлива;

— выключить автопилот, если он был включен;
— нажать кнопку "Ручное открытие пожарного клапана", после чего загорится зеленый светосигнализатор открытия клапана;
— дальнейшие действия осуществлять в соответствии с пп. 4, 5, 6, 7, 8 раздела "Пожар внутри двигателя АИ-25".

5.2.3. ПОЖАР ДВИГАТЕЛЯ АИ-9

Перед запуском двигателя АИ-9 все АЗС системы пожаротушения должны быть включены.

В случае возникновения пожара в мотогондоле двигателя АИ-9 при запуске автоматически сработает 1-й огнетушитель системы пожаротушения:
— загорится красное светосигнальное табло "Пожар";
— загорится красное светосигнальное табло "Пожар АИ-9";
— включится звуковая сигнализация;
— загорится зеленый светосигнализатор "Клапан АИ-9 открыт" открытия электромагнитного распределительного крана;
— сработают пиропатроны;
— разрядится огнетушитель;
— погаснет желтый светосигнализатор исправности пиропатронов 1-го огнетушителя и включится система автоматического выключения АИ-9. В этом случае следует немедленно:
— прекратить запуск двигателя АИ-25;
— если не включилась система автоматического выключения двигателя АИ-9, выключить его нажатием кнопки "Останов".;
— закрыть перекрывной (пожарный) кран топлива, для чего необходимо выключить выключатель "ПК-АИ-9". При этом гаснет зеленый светосигнализатор "ПК открыт";
— выключить подкачивающие топливные насосы.

Если после разрядки 1-го огнетушителя светосигнальное табло "Пожар АИ-9" погасло (что свидетельствует о прекращении пожара), необходимо через 15 с после разрядки огнетушителя нажать кнопку "Нажать после тушения пожара", при этом закроется электромагнитный распределительный клапан, погаснут светосигнальное табло "Пожар" и зеленый светосигнализатор "Пожарный клапан открыт" и выключится звуковая сигнализация.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. НЕ НАЖИМАТЬ КНОПКУ "НАЖАТЬ ПОСЛЕ ТУШЕНИЯ ПОЖАРА" РАНЕЕ ЧЕМ ЧЕРЕЗ 15С ПОСЛЕ СРАБАТЫВАНИЯ ОГНЕТУШИТЕЛЕЙ, ТАК КАК СОЗДАННОЕ РАНЕЕ В ТРУБОПРОВОДЕ ДАВЛЕНИЕ ПРИ ВКЛЮЧЕНИИ СИСТЕМЫ НЕ ДАСТ ВОЗМОЖНОСТИ ВНОВЬ ОТКРЫТЬ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫЙ РАСПРЕДЕЛИТЕЛЬНЫЙ КЛАПАН.

Если светосигнальное табло "Пожар АИ-9" продолжает светиться, следует продолжать тушение пожара нажатием кнопки 2-го огнетушителя в отсеках мотогондол двигателей, а при необходимости — 3 и 4-го огнетушителей.

5.2.4. ПОЯВЛЕНИЕ ДЫМА В КАБИНЕ ЭКИПАЖА

В этом случае второй пилот и бортмеханик по команде КВС немедленно приступают к экстренному снижению. Одновременно КВС надевает и приводит в рабочее положение дымозащитную маску ЛП-2 в следующем порядке:
— переводит рычаг на кислородном приборе КП-24М в положение "100% O_2";
— достает маску ЛП-2;
— отсоединяет байонетный разъем кислородной маски КМ-32АГ от бортового шланга КШ-24П;

— присоединяет байонетный разъем маски ЛП-2 к кислородному шлангу КШ-24П;
— снимает авиагарнитуру АГ-2 (АГ-3) с головы;
— надевает дымозащитную маску и расправляет на ней складки;
— подключает штекер микрофона маски к авиагарнитуре и надевает авиагарнитуру;
— принимает управление самолетом от второго пилота и продолжает экстренное снижение. Сообщает УВД о пожаре и включает сигнал бедствия.

Второму пилоту и бортмеханику после передачи управления КВС необходимо надеть дымозащитные маски ЛП-2. Второй пилот надевает и приводит маску ЛП-2 в рабочее положение в той же последовательности, что и КВС. Бортмеханик использует переносной прибор КП-19 с маской ЛП-2 в следующем порядке:
— снимает чехол с прибора КП-19 с маской ЛП-2;
— открывает вентиль подачи кислорода;
— переводит рукоятку (переключатель) на кислородном приборе КП-19 в положение "Кислород";
— надевает дымозащитную маску ЛП-2.

Примечание. Из-за неудобного расположения прибора КП-24М второго пилота целесообразно операцию переключения на "100% O_2" производить с помощью бортмеханика.

Экстренное снижение производится до высоты 4000 м, но не ниже безопасной высоты полета по условиям погоды и рельефа местности.

Бортмеханику следует после получения команды от КВС определить источник дыма и принять меры к его ликвидации, используя ручной огнетушитель ОУ-1 (ОР-1).

Если источником дыма является система кондиционирования, выключить систему.

Если источником загорания (дыма) являются неисправности бортовой электрической сети или потребителей электроэнергии:
— после определения источника загорания немедленно выключить неисправное оборудование и его автомат защиты сети; при необходимости применить ручной огнетушитель;
— в случае, если дымление не прекратилось, выключить все генераторы, а также оборудование, необходимость работы которого не диктуется воздушной обстановкой и условиями полета;
— после прекращения дымления, если источник загорания четко определен и пожар ликвидирован, включить генераторы, контролируя при этом отсутствие повторного загорания в зоне повреждений;
— в случае, если определить источник загорания или ликвидировать пожар не удалось, при завершении полета учитывать рекомендации 5.9.1 для полета при отказе в работе всех генераторов.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ДЛЯ ВЕНТИЛЯЦИИ КАБИНЫ ЭКИПАЖА ПРИ ЕЕ ЗАДЫМЛЕНИИ СИСТЕМУ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА (СКВ) (ЕСЛИ ОНА НЕ ЯВЛЯЕТСЯ ИСТОЧНИКОМ ДЫМА) НЕ ВЫКЛЮЧАТЬ И РАСХОД ВОЗДУХА В ЭТОЙ СИСТЕМЕ УВЕЛИЧИТЬ ДО МАКСИМАЛЬНОГО.
2. ПРИ ИНТЕНСИВНОМ ПОСТУПЛЕНИИ ДЫМА В КАБИНУ ЭКИПАЖА ПРОИЗВЕСТИ ВЕНТИЛЯЦИЮ КАБИНЫ НА ВЫСОТЕ ПОЛЕТА НЕ БОЛЕЕ 4000 М.

Вентиляцию кабины производить в следующем порядке:
— установить скорость $V_{пр}$=300–270 км/ч. Выключить СКВ. Включить выключатель "Авар. сброс давл." и произвести разгерметизацию кабины самолета до p=0 кгс/см^2, открыть правую форточку полностью и включить СКВ до максимального расхода. После вентиляции кабины закрыть форточку;

— если источник дыма на самолете обнаружен и ликвидирован, продолжать полет до ближайшего аэродрома на высоте не более 4000 м с учетом условий погоды и рельефа местности; если источник дыма не ликвидирован, принять решение о вынужденной посадке, доложив об этом УВД. Не допускать паники среди пассажиров, обеспечивая их необходимой информацией по системе оповещения.

5.2.5. ПОЖАР В ПАССАЖИРСКОМ САЛОНЕ ИЛИ БАГАЖНОМ ОТСЕКЕ

При обнаружении пожара членам экипажа необходимо:

— надеть дымозащитные маски ЛП-2 и выполнить экстренное снижение до безопасной высоты полета по условиям погоды и рельефа местности;

— по команде КВС бортмеханику определить источник пожара и принять меры к его ликвидации, используя дымозащитный переносный комплект и огнетушитель ОУ-1 (ОР-1);

— сообщить УВД о пожаре и включить сигнал бедствия;

— продолжить полет до ближайшего аэродрома или принять решение о вынужденной посадке, если источник дыма (пожара) не ликвидирован.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ДО ПОСАДКИ И ОТКРЫТИЯ ОСНОВНЫХ И АВАРИЙНЫХ ВЫХОДОВ СИСТЕМУ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА НЕ ВЫКЛЮЧАТЬ (ЕСЛИ ОНА НЕ ЯВЛЯЕТСЯ ИСТОЧНИКОМ ДЫМА).

Если при пожаре дым из багажного отсека и пассажирского салона в кабину экипажа не поступает, открывать форточку не рекомендуется, так как дым в этом случае будет интенсивно поступать в кабину экипажа и затруднять пилотирование самолета;

— при работе с переносным кислородным прибором КП-19 следить по контрольному манометру за запасом кислорода в баллоне. При падении давления кислорода в баллоне до 5–6 кгс/см^2 в результате расхода необходимо произвести его подзарядку от бортового устройства, расположенного в кабине экипажа;

— для ликвидации пожара в пассажирском салоне или багажном отсеке использовать ручные огнетушители. Огнетушители применяются для тушения всех видов горючих веществ и предметов. Один огнетушитель расположен в кабине экипажа за креслом КВС, второй — в заднем гардеробе на левой перегородке.

Для применения огнетушителя необходимо:

— расстегнуть замок легкоразъемного хомута, снять огнетушитель с ложемента;

— взять правой рукой за рукоятку затвора;

— направить сопло огнетушителя в направлении огня и нажать пальцем на спусковой рычаг.

Огнетушитель действует только при нажатом спусковом рычаге и не более 25 с.

В случае возникновения пожара в каком-либо потребителе электрической энергии немедленно его обесточить.

5.2.6. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ПОЖАРЕ НА ЗЕМЛЕ

При возникновении пожара двигателя АИ-25 на земле действия экипажа остаются такими же, как и при пожаре в воздухе (см. 5.2.1 и 5.2.2).

При возникновении пожара на самолете, а при необходимости и для тушения пожара двигателя следует использовать ручные переносные огнетушители и аэродромные средства пожаротушения.

5.2.7. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ЛОЖНОМ СРАБАТЫВАНИИ СИСТЕМЫ СИГНАЛИЗАЦИИ О ПОЖАРЕ

Любое срабатывание сигнализации о пожаре в каком-либо отсеке самолета или внутри двигателя, независимо от причины срабатывания, принято считать пожаром и действовать в соответствии с 5.2.1 и 5.2.5.

Ложным срабатыванием системы сигнализации о пожаре считается одновременное загорание ламп сигнализации пожара всех двигателей ввиду маловероятности этого.

5.3. РАЗГЕРМЕТИЗАЦИЯ КАБИНЫ

Признаками разгерметизации кабины, т. е. резкого и значительного падения давления, являются:

— увеличение "высоты" в кабине и уменьшение перепада давления (по шкале УВПД);
— показания кабинного вариометра "Подъем";
— прерывистое звучание сирены;
— включение светосигнального табло "Разгерметиз. кабин.";
— возможно ощущение боли в ушах, образование тумана в кабине, прослушивание шума от выходящего воздуха.

Член экипажа, обнаруживший признаки разгерметизации и убедившийся в правильности срабатывания сигнализации, немедленно докладывает об этом КВС.

При возникновении разгерметизации экипажу необходимо:

— по команде КВС "Разгерметизация! Надеть маски!" надеть кислородные маски, перевести выключатель подсоса воздуха КП-24М в положение "100% O_2", установить связь по СПУ между членами экипажа, выключить сирену и приготовиться к выполнению экстренного снижения.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ "ВЫСОТЕ" В КАБИНЕ 8000 М НЕПРИМЕНЕНИЕ КИСЛОРОДНЫХ МАСОК В ТЕЧЕНИЕ 2 МИН МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ПОТЕРЕ СОЗНАНИЯ.

— включить выключатель "Дублер рег. давл.", предварительно откинув защитный колпачок, и проконтролировать его включение по загоранию светосигнализатора "Дублер рег. давл. вкл.";
— проверить и довести до нормы расход воздуха в СКВ;
— проконтролировать давление в кабине, при этом:

1. Если падение давления в кабине прекратилось и перепад давления по УВПД растет, второй пилот должен доложить: "СРД на дублере, нормально".

В этом случае КВС продолжить полет.

2. Если давление в кабине не восстанавливается, второй пилот должен доложить КВС: "СРД на дублере! Кабина не герметизируется!".

В этом случае принять меры к уменьшению высоты полета; если при этом "высота" в кабине превышает 4200 м, выполнить экстренное снижение, как указано в 5.5, и доложить об этом УВД. Экипажу информировать бортпроводника о разгерметизации и начале экстренного снижения.

3. Снижение производить до высоты не ниже безопасной с учетом условий погоды и рельефа местности.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В СЛУЧАЕ, ЕСЛИ РАЗГЕРМЕТИЗАЦИЯ ВЫЗВАНА ЯВНЫМИ, ЗНАЧИТЕЛЬНЫМИ ПОВРЕЖДЕНИЯМИ КОНСТРУКЦИИ, К ЭКСТРЕННОМУ СНИЖЕНИЮ СЛЕДУЕТ ПРИСТУПИТЬ НЕМЕДЛЕННО, ОДНОВРЕМЕННО С ПОДАЧЕЙ КОМАНДЫ "НАДЕТЬ МАСКИ!"; ВОЗМОЖНОСТЬ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПРИ ЭТОМ ПРЕДЕЛЬНЫХ РЕЖИМОВ СНИЖЕНИЯ ОЦЕНИВАЕТСЯ КВС В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ХАРАКТЕРА ПОВРЕЖДЕНИЯ.

4. Экипажу оказать помощь остронуждающимся в этом пассажирам, используя переносные кислородные приборы; информировать пассажиров об обстановке.



5. По команде КВС второму пилоту перевести выключатель подсоса воздуха КП-24М в положение "Смесь".

6. Бортмеханику по указанию КВС осмотреть гермокабину для выявления места разгерметизации, используя при необходимости переносной кислородный прибор КП-19.

7. КВС принять решение о продолжении полета в зависимости от обстановки и согласовать его с диспетчером УВД. Дальнейший полет выполнять на высоте, при которой может быть обеспечена "высота" в кабине, не превышающая 3000 м.

5.4. ПЕРЕНАДДУВ КАБИНЫ

Признаками перенаддува кабины являются:

— повышение перепада давления более 0,36 кгс/см^2 (для самолетов с перепадом давления 0,3 кгс/см^2) или 0,46 кгс/см^2 (для самолетов с перепадом давления 0,4 кгс/см^2);

— загорание светосигнального табло "Перенаддув" и появление звукового сигнала в наушниках экипажа;

— уменьшение "высоты" в кабине и увеличение избыточного давления (по шкале УВПД);

— показание кабинного вариометра "Спуск".

При обнаружении указанных признаков перенаддува экипажу необходимо выключить систему кондиционирования воздуха переключателем "Сист. авар. вкл. - выкл.".

После снижения перепада давления до значений (0,3±0,02) и (0,4±0,02) кгс/см^2 включить выключатель "Дублер рег. давл.", а затем включить систему кондиционирования и проконтролировать показания приборов. Если после включения системы перепад давления в кабине увеличивается до значений 0,32 и 0,43 кгс/см^2, выключить систему кондиционирования, выполнить снижение до высоты 4000 м и менее в зависимости от условий погоды и рельефа местности. После снижения разгерметизировать кабину выключателем "Авар. сброс давл." и вновь включить систему кондиционирования.

5.5. ЭКСТРЕННОЕ СНИЖЕНИЕ

При необходимости экстренного снижения самолета (при внезапном резком падении давления — разгерметизации кабины, а также в случае необходимости срочного снижения по другим причинам) необходимо:

— снижение до высоты 4000 м производить на режиме полетного малого газа, а с высоты 4000 м — на режиме малого газа;

— перевести самолет в режим снижения, не допуская перегрузки менее n_y=0,5 по указателю АДП-4 и отрицательного перепада давления по УВПД-5-0,8К более 0,03 кгс/см^2, и выполнить снижение до минимальной безопасной высоты полета по условиям погоды и рельефа местности, но не ниже 700–800 м.

Примечание. Если при экстренном снижении самолета отрицательный перепад давления станет более 0,03 кгс/см^2, необходимо уменьшить вертикальную скорость снижения.

С высоты 8100 м до высоты 6000 м снижение выполнять на скорости $V_{пр}$=450 км/ч, с высоты 6000 м до 4500 м - на скорости $V_{пр}$=500 км/ч, ниже 4500 м — на скорости $V_{пр}$=550 км/ч;

— вывод самолета в горизонтальный полет производить с перегрузкой n_y=1,5–1,8 ед. Потеря высоты при выводе составляет 300-350 м. Время экстренного снижения самолета с 8000 м до минимальной высоты начала вывода его с этого режима (700—800 м) составляет 3,5 мин.

5.6. ОСОБЫЕ СЛУЧАИ ПОСАДКИ

5.6.1. ПОСАДКА С НЕВЫПУЩЕННЫМИ ЗАКРЫЛКАМИ

Без применения реверсивного устройства (РТУ)

1. Заход на посадку и посадку производить с минимально возможной посадочной массой. Скорость на четвертом развороте должна быть не менее 250 км/ч по прибору.

2. После выполнения четвертого разворота и до пролета БПРМ выдерживать скорость планирования 220–240 км/ч по прибору при посадочных массах соответственно 13–15,5 т.

3. К началу выравнивания скорость уменьшать на 10 км/ч. Посадочная скорость составляет 200–210 км/ч при посадочных массах соответственно 13–15,5 т.

4. После опускания передней стойки шасси приступать к энергичному торможению. После заруливания на стоянку сразу же охладить колеса водой.

5. Посадочная дистанция самолета с невыпущенными закрылками с высоты 15 м над торцом ВПП составляет 1950 м, длина пробега 1000 м при посадочной массе 13 т.

С применением реверсивного устройства (РТУ)

1. После входа в глиссаду (или на соответствующем удалении от начала полосы), на скорости полета 220-240 км/ч при посадочных массах соответственно 13–15,5 т, по команде КВС "Среднему — 65, боковым - 80, включить реверс" бортмеханик устанавливает указанные режимы работы двигателей, после чего открывает крышку переключателя РТУ, включает РТУ и докладывает КВС об исполнении.

2. КВС подбирает режим работы боковых двигателей для поддержания скорости полета по глиссаде 220-240 км/ч и выдерживает эту скорость до высоты начала выравнивания.

Примечания: 1. После включения реверсивного устройства наблюдается незначительное подергивание педалей ножного управления.
2. Максимально допустимая скорость полета самолета с открытыми створками реверсивного устройства — 250 км/ч по прибору.

3. В процессе выравнивания по команде КВС "Боковым — малый газ, среднему — номинал" бортмеханик устанавливает в указанной последовательности соответствующие режимы работы двигателей. Номинальный режим среднему двигателю следует устанавливать на высоте не более 15 м.

4. Дальнейшие действия экипажа аналогичны действиям при нормальной посадке без применения РТУ. Посадочная скорость самолета 200–210 км/ч. После опускания передней стойки шасси на скорости $V_{пр}$=180 км/ч приступить в случае необходимости к интенсивному торможению. После заруливания на стоянку сразу же охладить колеса водой.

5. Уход на второй круг с неотклоненными закрылками и включенным РТУ возможен с высоты не ниже 20 м.

6. При уходе на второй круг по команде КВС "Боковым — взлетный, убрать реверс" бортмеханик выполняет команду и докладывает об ее исполнении.

7. После того как загорелся зеленый светосигнализатор "Откл." убранного положения реверса, бортмеханик увеличивает режим работы среднего двигателя до взлетного и по команде КВС убирает шасси, затем устанавливает переключатель РТУ в нейтральное положение и закрывает предохранительную крышку.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ УВЕЛИЧИВАТЬ РЕЖИМ СРЕДНЕГО ДВИГАТЕЛЯ, ЕСЛИ ЗЕЛЕНЫЙ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОР "ОТКЛ." УБРАННОГО ПОЛОЖЕНИЯ РЕВЕРСИВНОГО УСТРОЙСТВА НЕ ЗАГОРЕЛСЯ. В ЭТОМ СЛУЧАЕ НЕОБХОДИМО ПЕРЕВЕСТИ РУД СРЕДНЕГО ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛОЖЕНИЕ "МАЛЫЙ ГАЗ" И ВЫПОЛНИТЬ УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ ТАК ЖЕ, КАК ПРИ ДВУХ РАБОТАЮЩИХ ДВИГАТЕЛЯХ.

5.6.2. ПОСАДКА ПРИ НЕИСПРАВНЫХ СИСТЕМАХ ВЫПУСКА ШАССИ (ПОВРЕЖДЕННОМ ШАССИ)

Если одна из стоек шасси от основной, аварийной гидросистем и механической системы выпуска (на самолетах, оборудованных механической системой выпуска шасси) не выпустилась или повреждена, посадку рекомендуется производить на выпущенные стойки шасси. При невыпуске (повреждении) двух стоек рекомендуется убрать шасси и производить посадку с невыпущенным шасси на фюзеляж. Для уборки шасси (при нормальном давлении в основной гидросистеме) переключатель "Выпуск авар. шасси" установить в отключенное положение, закрыть его предохранительную крышку, после чего убрать шасси от основной гидросистемы.

КВС имеет право в зависимости от условий и характера неисправностей шасси принять решение о посадке с убранным шасси (независимо от невыпуска или повреждения одной или более стоек).

Посадку с невыпущенным шасси выполнять на грунт с минимально возможной посадочной массой самолета.

Примечания: 1. При необходимости посадки на относительно короткую ВПП, а также на заснеженную или обледеневшую полосу рекомендуется использовать РТУ, как при обычной посадке.

2. При выполнении посадки ночью аккумуляторы выключать после приземления самолета.

3. При выполнении посадки, по усмотрению КВС, бортмеханик может оставаться на своем рабочем месте или занять свободное пассажирское кресло.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ПОДГОТОВКА (ДЛЯ ВСЕХ ВИДОВ ПОСАДКИ)

1. Доложить диспетчеру УВД аэропорта о неисправности шасси, получить разрешение на посадку и указания по ее выполнению.

2. Включить светосигнальные табло "Не курить", "Пристегните ремни" и "Аварийный выход"; бортмеханику следует проверить, все ли пассажиры находятся на своих местах и пристегнуты ли они привязными ремнями.

3. Подготовить переносной огнетушитель в кабине экипажа.

4. Подготовить боковую дверь и аварийные выходы для покидания самолета пассажирами. Дверь кабины экипажа застопорить в открытом положении.

5. Членам экипажа следует пристегнуться привязными ремнями и проверить их стопорение.

6. Максимально уменьшить полетную массу самолета (выработкой или аварийным сливом топлива).

7. На высоте 400—500 м выключить систему кондиционирования воздуха и разгерметизировать кабину, установив переключатель "Авар. сброс. давл." во включенное положение, и приоткрыть форточку.

8. Откинуть предохранительную планку РУД.

Посадка с невыпущенной передней стойкой шасси

1. При выполнении посадки с невыпущенной передней стойкой шасси:
   — снять ручкой аварийного открытия замка "Замок передней стойки" переднюю стойку шасси с убранного положения (на самолетах, не оборудованных механической системой выпуска шасси) и отключить звуковой сигнал выключателем "Откл. звук. закрыл. шасси";
   — создать по возможности заднюю центровку самолета;
   — включить после пролета ДПРМ аварийную насосную станцию НС-14Д.

2. Посадку с невыпущенной передней стойкой шасси производить на подготовленную грунтовую полосу с выпущенными в посадочное положение закрылками.

3. На выдерживании перед приземлением самолета бортмеханик по команде КВС выключает двигатели и генераторы, закрывает перекрывные (пожарные) краны топлива, выключает преобразователи.

4. После приземления самолета на основные колеса самолета максимально удерживать самолет от опускания на нос, используя аварийное управление стабилизатором, и плавно тормозить до тех пор, пока сохраняется эффективность руля высоты.

5. Перед опусканием носа самолета прекратить торможение и выключить аккумуляторы. После остановки самолета принять все меры для быстрой эвакуации пассажиров.

ПОСАДКА С ОДНОЙ НЕВЫПУЩЕННОЙ ОСНОВНОЙ СТОЙКОЙ ШАССИ

1. Посадку производить на подготовленную грунтовую полосу с закрылками, выпущенными в посадочное положение.

2. Выравнивание и выдерживание самолета производить с креном в сторону выпущенной основной стойки шасси.

Перед приземлением самолета бортмеханик по команде КВС выключает двигатели и генераторы, закрывает перекрывные (пожарные) краны топлива и выключает преобразователи.

3. После приземления плавно опустить колесо передней стойки шасси, отклонить штурвал в сторону выпущенной основной стойки, удерживая самолет элеронами от опускания на крыло.

4. В процессе пробега в момент опускания самолета на крыло в сторону невыпущенной основной стойки (во избежание удара по рукам) снять руки со штурвала, затормозить полностью колесо основной стойки шасси. По команде КВС бортмеханик выключает аккумуляторы.

5. После остановки самолета принять все меры для быстрой эвакуации пассажиров.

5.6.3. ПОСАДКА НА ФЮЗЕЛЯЖ

Если несмотря на принятые меры выпустить шасси не удалось, посадку следует произвести на фюзеляж. Во всех случаях посадки на фюзеляж стойки шасси с замков убранного положения не снимать.

Выполнить предварительную подготовку (для всех видов посадки), см. 5.6.2.

Посадку с невыпущенным шасси выполнять на грунтовую полосу с минимально возможной посадочной массой самолета.

При выполнении посадки бортмеханик может по усмотрению КВС оставаться на своем рабочем месте или занять свободное пассажирское кресло.

Посадка на фюзеляж с отклоненными закрылками

I. Посадку на фюзеляж следует производить с отклоненными в посадочное положение закрылками. Перед их выпуском отключить звуковой сигнал выключателем "Откл. звук. закр. шасси".

2. При заходе на посадку выдерживать те же скорости полета, что и при обычном заходе самолета с выпущенным шасси.

При расчете на посадку необходимо учитывать уменьшение лобового сопротивления самолета за счет убранного шасси, не допуская пролета торца полосы на высоте более 10 м и превышения рекомендуемой скорости захода на посадку для данной посадочной массы самолета.

3. В процессе выравнивания следует по команде КВС выключить двигатели, закрыть перекрывные (пожарные) краны топлива, выключить генераторы, преобразователи и аккумуляторы. При выполнении посадки ночью с включенными фарами выключать аккумуляторы после приземления самолета.

Посадку выполнять так же, как с выпущенным шасси. Длина пробега самолета на грунтовой полосе 400-500 м и на заснеженной полосе — 600–800 м; длина воздушного участка посадочной дистанции с высоты 15 м над ВПП до касания летной полосы — 600–700 м.

Примечание. При необходимости посадки самолета на короткую летную полосу (но не менее 1500 м), а также на заснеженную или обледеневшую полосу рекомендуется использовать РТУ среднего двигателя, как при обычной посадке; в этом случае в отличие от рекомендаций п. 3 средний двигатель, его перекрывной (пожарный) кран топлива и аккумуляторы выключать после приземления самолета.

4. После остановки самолета экипажу необходимо помочь пассажирам покинуть самолет через боковую дверь и аварийные выходы.

ПОСАДКА НА ФЮЗЕЛЯЖ С НЕВЫПУЩЕННЫМИ ЗАКРЫЛКАМИ

1. Если закрылки не выпускаются (в случае отказа основной и аварийной гидросистем), посадку производить с убранными закрылками.

Рекомендуется перед заходом на посадку выполнить контрольный заход с уходом на второй круг для оценки особенностей полета самолета по глиссаде в этой конфигурации и для расчета на посадку.

2. Четвертый разворот с невыпущенными закрылками выполнять на скорости $V_{пр}$ не менее 250 км/ч.

Скорость полета самолета по глиссаде на режиме малого газа двигателей $V_{пр}$=230–240 км/ч. Эту скорость выдерживать постоянной до пролета БПРМ.

В момент пролета БПРМ выключить средний двигатель. В дальнейшем уменьшить скорость полета таким образом, чтобы пройти торец летной полосы на высоте 10 м скорости $V_{пр}$= 220–230 км/ч для посадочных масс соответственно 13–14 т.

3. При принятии решения о посадке необходимо в момент пролета начала летной полосы выключить двигатели. В процессе выравнивания закрыть перекрывные (пожарные) краны топлива, выключить преобразователи, генераторы и аккумуляторы. При выполнении посадки ночью с включенными фарами аккумуляторы выключать после приземления самолета.

4. Посадку выполнять так же, как и с выпущенным шасси; скорость приземления $V_{пр}$=190–200 км/ч. Приземление на меньшей скорости нецелесообразно, так как за время уменьшения скорости, например на 10 км/ч, самолет пролетит 300–350 м. Кроме того, приземление на меньшей скорости (с большим углом тангажа) может сопровождаться так называемым "хлыстом", т.е. резким опусканием носа самолета

после касания летной полосы задней частью фюзеляжа. При отделении самолета от поверхности летной полосы ("козел") следует отклонить штурвал от себя (не далее нейтрального положения), препятствуя уходу самолета от полосы, после чего приземлить самолет на основную часть фюзеляжа.

В процессе движения самолета по грунту использовать руль направления и элероны для сохранения направления движения и удержания самолета от преждевременного заваливания на крыло. С уменьшением скорости движения возможны непарируемое кренение и разворот самолета в сторону опущенного крыла; в этом случае необходимо убрать руки со штурвала во избежание ударов по рукам штурвалом при задевании элерона о землю.

Длина воздушного участка посадочной дистанции с высоты 15 м над ВПП до касания летной полосы - 1000-1200 м; длина пробега на грунтовой полосе — 700–800 м и на заснеженной полосе — 1100–1200 м.

5. После остановки самолета экипажу необходимо помочь пассажирам покинуть самолет через боковую дверь и аварийные выходы.

Примечания: 1. При необходимости посадки самолета на короткую полосу (но не менее 1800 м) днем, в простых метеоусловиях (заход по ПВП) допускается осуществлять заход на посадку ниже глиссады по более пологой траектории полета, выдерживая $V_{пр}$ постоянно 220 км/ч (при полетной массе 13 т) до начала выравнивания. В этом случае четвертый разворот можно выполнять на большем, чем обычно, удалении или на меньшей высоте. Выравнивание начинать на удалении 300–500 м до начала летной полосы с таким расчетом, чтобы пройти торец полосы на высоте примерно 5 м. Двигатели выключать в момент пролета начала летной полосы. В остальном действия экипажа такие же, как указано в пп. 3, 4, 5.

2. Не допускать резких перемещений РУД (увеличения тяги) при полете по глиссаде, так как это может привести к чрезмерному увеличению скорости захода на посадку.

3. При выполнении посадки с убранными закрылками и шасси необходимо учитывать некоторое ухудшение обзора из кабины, особенно при выравнивании самолета перед посадкой, так как полет по глиссаде и посадка выполняются на углах атаки больших, чем обычно.

6. При вынужденной посадке на фюзеляж происходит автоматическое включение системы пожаротушения.

5.6.4. ПОСАДКА С МАКСИМАЛЬНОЙ ПОСАДОЧНОЙ МАССОЙ

1. Посадку разрешается производить с максимальной посадочной массой как на ИВПП, так и на ГВПП. При выполнении посадки рекомендуется использовать РТУ.

2. При заходе на посадку после полного выпуска закрылков установить скорость снижения $V_{пр}$=210 км/ч при полетной массе 14,7 т, $V_{пр}$=220 км/ч при полетной массе 16 т, $V_{пр}$ = 230 км/ч при полетной массе 17,1 т и выдерживать эти скорости до высоты начала выравнивания.

Посадку с использованием реверсивного устройства тяги выполнять в соответствии с рекомендациями 4.7.3.

3. После приземления не допускать интенсивного торможения, если это не обусловлено длиной посадочной полосы.

4. После посадки самолета с посадочными массами, превышающими нормальную посадочную массу, необходимо осмотреть элементы конструкции шасси и планера, обратив особое внимание на состояние колес, авиашин и узлов крепления шасси.



5.6.5. ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА НА СУШУ ВНЕ АЭРОДРОМА

Посадку, как правило, необходимо производить с выпущенным шасси и закрылками, отклоненными в посадочное положение.

По решению КВС, в зависимости от фактической обстановки, посадка может производиться на фюзеляж (см. 5.6.3.).

Действия экипажа перед посадкой

1. Приняв решение о вынужденной посадке вне аэродрома, КВС обязан:
   — дать команду: "Приготовиться к вынужденной посадке";
   — установить точные координаты места самолета;
   — доложить диспетчеру УВД:

"Терплю бедствие" ("МЭЙДЕЙ" — при международных полетах)	- 3 раза
"Я" ("ИСИ" — при международных полетах)	- 1 раз
Позывной воздушного судна	- 2 раза
Широту места	- 2 раза
Долготу места	- 2 раза
Время по Гринвичу	- 2 раза
На борту имею ...пассажиров	- 1 раз
Вид повреждения и требуемую помощь	- 1 раз
Принятое КВС решение и другие сведения, которые могут способствовать поиску и спасению	- 1 раз
Слово "Прием"	- 1 раз

   — включить сигнал бедствия аппаратуры опознавания;
   — проинформировать пассажиров.

ВНИМАНИЕ! ГОВОРИТ КОМАНДИР САМОЛЕТА. САМОЛЕТ НЕИСПРАВЕН, ВОЗМОЖНА АВАРИЙНАЯ ПОСАДКА. НА БОРТУ ИМЕЕТСЯ НЕОБХОДИМОЕ АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ. МЫ ПРЕДУПРЕДИЛИ НАЗЕМНЫЕ СПАСАТЕЛЬНЫЕ СЛУЖБЫ И ОНИ ПРИНИМАЮТ НЕОБХОДИМЫЕ МЕРЫ.
СОХРАНЯЙТЕ ПОЛНОЕ СПОКОЙСТВИЕ, ОСТАВАЙТЕСЬ НА СВОИХ МЕСТАХ, ТОЧНО ВЫПОЛНЯЙТЕ ВСЕ УКАЗАНИЯ ЧЛЕНОВ ЭКИПАЖА;

— откинуть предохранительную планку РУД;
— на высоте 1400–1500 м дать команду второму пилоту выключить систему кондиционирования воздуха и разгерметизировать кабину, включив выключатель "Авар. Сброс. Давл.";
— в начале выравнивания дать команду бортмеханику выключить двигатели, генераторы и преобразователи, закрыть перекрывные краны топлива (пожарные краны) и перед приземлением выключить аккумуляторы. Ночью аккумуляторы не выключать до полной остановки самолета;
— после приземления опустить колесо передней опоры шасси и приступить к интенсивному торможению от аварийной системы;
— после посадки дать команду второму пилоту, бортмеханику и бортпроводнику выпустить трап, полностью открыть боковую дверь и аварийные выходы и организовать быструю эвакуацию пассажиров из самолета.

ВНИМАНИЕ! ЕСЛИ В РЕЗУЛЬТАТЕ ПОВРЕЖДЕНИЯ САМОЛЕТА ПРИ ПОСАДКЕ НЕЛЬЗЯ ВОСПОЛЬЗОВАТЬСЯ УКАЗАННЫМИ ВЫХОДАМИ, ЭКИПАЖ ДОЛЖЕН БЫТЬ ГОТОВ К ИСПОЛЬЗОВАНИЮ ЛЮБЫХ СРЕДСТВ ДЛЯ ВЫХОДА ПАССАЖИРОВ ИЗ САМОЛЕТА, В ТОМ ЧИСЛЕ К ПРОРУБАНИЮ ОБШИВКИ ФЮЗЕЛЯЖА, ДЛЯ ЧЕГО НА БОРТУ САМОЛЕТА ИМЕЕТСЯ АВАРИЙНЫЙ ТОПОР;

— в случае возникновения пожара в процессе посадки принять незамедлительные меры по эвакуации из самолета пассажиров и отвести их на безопасное расстояние — не менее 100 м от ближайшей части самолета. В первую очередь эвакуировать женщин с детьми, пожилых, инвалидов и раненых. В остальном действия экипажа должны быть в соответствии с НПП ГА.

2. После команды КВС "Приготовиться к вынужденной посадке" члены экипажа обязаны выполнить следующее.

Второй пилот:

— включить светосигнальные табло "Пристегните ремни";
— на высоте 1400–1500 м по команде КВС после разгерметизации кабины приоткрыть форточку;
— помочь КВС нормально выполнить аварийную посадку самолета.

Бортмеханик:

— на прямой перед посадкой открыть крышку люка доступа к управлению трапом,снять с замка боковую дверь и открыть дверь пилотской кабины;
— перед посадкой занять свое рабочее место или по усмотрению КВС свободное пассажирское кресло и пристегнуться привязными ремнями; в этом случае функции бортмеханика выполняет второй пилот.

Бортпроводник:

— получает инструктаж от КВС;
— зачитывает текст обращения к пассажирам:

ВНИМАНИЕ! ПЕРЕД АВАРИЙНОЙ ПОСАДКОЙ ВЫ ДОЛЖНЫ ВЫПОЛНИТЬ СЛЕДУЮЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ:

— 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;
— приготовить мягкие вещи для защиты головы от ударов при вынужденной посадке;
— поставить в вертикальное положение спинку кресла и проверить, застегнуты ли привязные ремни.

ЗА НЕСКОЛЬКО СЕКУНД ДО ПОСАДКИ МЫ ПОДАДИМ КОМАНДУ:
"ВНИМАНИЕ, ПОСАДКА!" В ЭТОТ МОМЕНТ ВЫ ДОЛЖНЫ: НАКЛОНИТЬСЯ ВПЕРЕД, ГОЛОВУ ЗАЩИТИТЬ МЯГКИМИ ВЕЩАМИ, ПОЛОЖИТЬ ГОЛОВУ НА РУКИ, КОТОРЫМИ НАКРЕСТ ОБХВАТИТЬ КОЛЕНИ; ОСТАВАТЬСЯ В ЭТОМ ПОЛОЖЕНИИ ДО ПОЛНОЙ ОСТАНОВКИ САМОЛЕТА; ТОЛЬКО ПОСЛЕ ОСТАНОВКИ САМОЛЕТА РАССТЕГНУТЬ ПРИВЯЗНЫЕ РЕМНИ И ПОКИНУТЬ САМОЛЕТ, СЛЕДУЯ УКАЗАНИЯМ ЧЛЕНОВ ЭКИПАЖА.
ПРИ ПОКИДАНИИ САМОЛЕТА НЕОБХОДИМО: СОХРАНЯТЬ СПОКОЙСТВИЕ И ВЫПОЛНЯТЬ ВСЕ ПОДАВАЕМЫЕ КОМАНДЫ; ПОЛЬЗОВАТЬСЯ ТОЛЬКО ТЕМ ВЫХОДОМ, КОТОРЫЙ БУДЕТ УКАЗАН. БЛАГОДАРЮ ЗА ВНИМАНИЕ";

— отобрать и проинструктировать три человека из числа физически крепких пассажиров в помощь по открытию аварийных выходов и боковой двери, разместить их на креслах у выходов;
— проверить выполнение пассажирами полученных указаний по подготовке к вынужденной посадке;
— установить порядок выхода из самолета пассажиров каждого ряда;
— не допускать попыток открывания аварийных выходов в полете пассажирами;

— доложить КВС о готовности к аварийной посадке;
— вся предварительная подготовка пассажиров, их инструктаж и проверка принятых мер безопасности должны быть полностью закончены к моменту посадки;
— занять свое место у задней выходной двери и пристегнуться привязными ремнями.

Аварийное расписание

Начало действий по Аварийному расписанию — остановка самолета. Специальной команды для выполнения действий по Аварийному расписанию не ожидать.

Срочная эвакуация пассажиров в порядке, обусловленном Аварийным расписанием, должны быть начата немедленно после аварийной посадки, независимо от последствий посадки.

Действия экипажа

КВС:

— открывает верхний аварийный люк;
— руководит эвакуацией пассажиров из самолета;
— не разрешает никому из пассажиров возвращаться в самолет до тех пор, пока не будет гарантии отсутствия пожара и взрыва;
— эвакуируется последним, убедившись в эвакуации всех пассажиров и членов экипажа.

Второй пилот

— выполняет указания КВС;
— при выходе из строя КВС выполняет его обязанности;
— открывает боковую дверь и обеспечивает эвакуацию пассажиров через нее;
— после завершения эвакуации отводит пассажиров на расстояние не менее 100 м от ближайшего самолета;
— при необходимости оказывает помощь пострадавшим при посадке и эвакуации пассажирам.

Бортмеханик:

— выполняет указания КВС;
— при выходе из строя КВС и второго пилота выполняет обязанности КВС;
— при отсутствии бортпроводника выполняет его обязанности;
— обеспечивает эвакуацию пассажиров через аварийные выходы;
— при посадке в безлюдной местности берет из самолета аварийную радиостанцию;
— эвакуируется из самолета через один из аварийных выходов.

Бортпроводник:

— выполняет указания КВС (или члена экипажа, его заменяющего);
— немедленно выпускает трап (механически) и обеспечивает эвакуацию пассажиров по трапу;
— после эвакуации пассажиров покидает самолет по трапу, имея аптечку первой помощи;
— при необходимости оказывает помощь пассажирам, пострадавшим при посадке и эвакуации.

5.6.6. ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА НА ВОДУ

1. При полетах над водными пространствами продолжительностью не более 30 мин полета до берега каждый член экипажа и пассажир должен иметь в самолете спасательный жилет, готовый к применению.

2. При превышении указанного времени полета до берега на самолете должны быть дополнительные аварийно-спасательные средства:

— надувные плоты или лодки (из расчета на всех пассажиров и членов экипажа);
— аварийная радиостанция и средства сигнализации.

Примечание. Дополнительные плавсредства (плоты и пр.), взятые на борт самолета, хранить у боковой двери, для чего необходимо снять первый ряд кресел.

3. Приняв решение о посадке на воду, КВС обязан:
— дать команду экипажу: "Приготовиться к вынужденной посадке";
— включить сигнал бедствия аппаратуры опознавания;
— доложить диспетчеру УВД и передать сигнал бедствия на международной частоте спасательной службы 121,5 МГц (500 кГц) о происшествии, местонахождении самолета, количестве людей на борту и решении произвести вынужденную посадку на воду.

Примечание. При вынужденной посадке экипаж вплоть до приводнения ведет радиообмен с наземными (корабельными) радиостанциями, а в перерывах между передачами должен держать кнопку в нажатом положении:

— на высоте полета 1400–1500 м дать команду второму пилоту выключить систему кондиционирования и разгерметизировать кабину;
— застегнуть привязные ремни;
— откинуть предохранительную планку РУД.

4. В условиях неспокойного моря, при ветре до 12 м/с, посадку необходимо производить в направлении, параллельном гребню волны независимо от направления ветра. При более сильном ветре, а также при волне без наката садиться на воду следует против ветра и по возможности на нисходящий склон волны.

5. Заход на посадку и посадку производить с убранным шасси и закрылками, отклоненными на 20°, по возможности ближе к береговой черте или водному судну. В момент посадки не допускать крена, так как при касании крылом воды возможен резкий разворот самолета. Приводнение производить на скорости $V_{пр}$=165–180 км/ч.

6. В начале выравнивания перед приводнением необходимо выключить двигатели, закрыть перекрывные (пожарные) краны топлива, выключить генераторы, преобразователи, перед приземлением выключить аккумуляторы (ночью аккумуляторы выключать после остановки самолета).

7. При посадке на воду ночью на высоте 150–100 м включить АПРФ и сосредоточить внимание на определении высоты начала выравнивания самолета перед приводнением, удерживая вертикальную скорость снижения не более 0,5–1 м/с. Не допускать удара самолета о воду и приводнения на меньшей скорости.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В ТУМАНЕ, ОБЛАКАХ И ПРИ ДОЖДЕ АПРФ НЕ ВКЛЮЧАТЬ.

8. В сложных метеоусловиях, при отсутствии видимости, посадку производить по приборам при вертикальной скорости снижения перед приводнением 0,5–1 м/с.

9. В лунную ночь посадку производить на освещенную водную поверхность в направлении на луну.

После посадки КВС обязан:
— оценить положение самолета на воде и возможность открытия двери и аварийных выходов с тем, чтобы вода не смогла проникнуть внутрь самолета;
— следить за тем, чтобы не было паники и скопления пассажиров во избежание опасного дифферента на нос или хвост самолета;



— дать команду бортмеханику, открыть боковую дверь, аварийные люки и выбросить аварийно-спасательные плавсредства на воду, предварительно прикрепив их фалами у выхода, чтобы не унесло в море.

ВНИМАНИЕ! ПРИ РАЗРУШЕНИИ ФЮЗЕЛЯЖА И УГРОЗЕ БЫСТРОГО ЗАТОПЛЕНИЯ САМОЛЕТА НЕМЕДЛЕННО ЭВАКУИРОВАТЬ ПАССАЖИРОВ СО СПАСАТЕЛЬНЫМИ ЖИЛЕТАМИ, А ЗАТЕМ ВЫБРОСИТЬ ПЛОТЫ;

— руководить эвакуацией и посадкой пассажиров на спасательные плоты;
— руководить спасением пассажиров, попавших в воду, дать указание соединить плоты между собой фалами длиной 8–10 м и отвести плоты на 50–100 м от самолета.

10. После перехода на плавсредства КВС обязан:
— проверить наличие членов экипажа и пассажиров и, если окажутся отсутствующие, организовать их поиск;
— определить свое местонахождение и отметить на карте место погружения воздушного судна;
— подготовить к работе аварийные радиосредства и средства сигнализации;
— организовать оказание медицинской помощи пострадавшим;
— учесть запасы воды, продуктов и установить суточную норму их расходования;
— установить круглосуточное дежурство на плоту для наблюдения за водным и воздушным пространствами и за состоянием плота.

11. По команде КВС "Приготовиться к вынужденной посадке" члены экипажа обязаны выполнить следующее.

Второй пилот:
— застегнуть привязные ремни;
— на высоте полета 1400–1500 м по команде КВС выключить систему кондиционирования и разгерметизировать кабину.

После разгерметизации кабины приоткрыть форточку и установить переключатель "Авар. сброс. давл." в выключенное положение.

Бортмеханик:
— перейти в пассажирский салон и оказать помощь пассажирам при подготовке к посадке на воду;
— предложить пассажирам освободиться от острых предметов (очков, авторучек, расчесок, ножей и др.) и снять обувь;
— ознакомить пассажиров с расположением аварийных выходов, порядком их открывания изнутри и правилами покидания самолета;
— предложить пассажирам надеть спасательные жилеты (но не надувать их), застегнуть привязные ремни, положить на колени мягкие вещи и принять рекомендуемую позу (голову положить на руки, руками накрест обхватить колени);
— если среди пассажиров имеются дети, принять меры для защиты их от возможных ударов во время приводнения;
— подготовить у боковой двери к спуску на воду спасательные плоты, аварийный запас продовольствия и воды, аварийные средства связи и сигнализации, прикрепив их фалами за ручку и скобы двери.

ПРИМЕНЕНИЕ АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНЫХ СРЕДСТВ ПРИ ВЫНУЖДЕННОЙ ПОСАДКЕ НА СУШУ И ВОДУ

Размещение аварийно-спасательных средств и порядок их применения показаны на рис. 5.1—5.6.

ВЫНУЖДЕННОЕ ПОКИДАНИЕ САМОЛЕТА

Пути покидания самолета при аварийной посадке и аварийные выходы показаны на рис. 5.7-5.11.

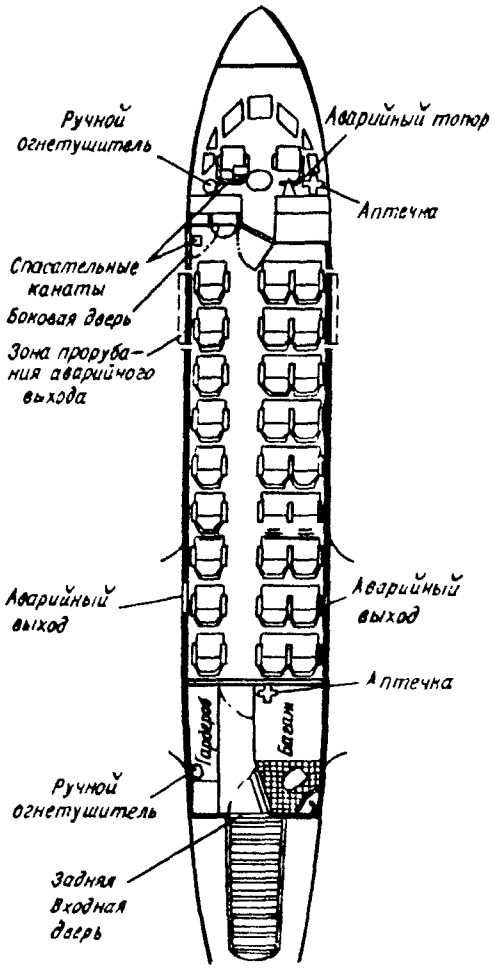


Рис. 5.1. Размещение аварийно-спасательных средств

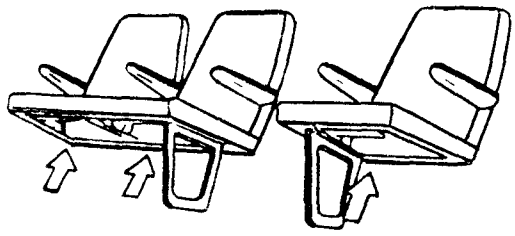


Рис. 5.2. Размещение спасательных жилетов



Рис. 5.3. Использование аварийно-спасательных жилетов

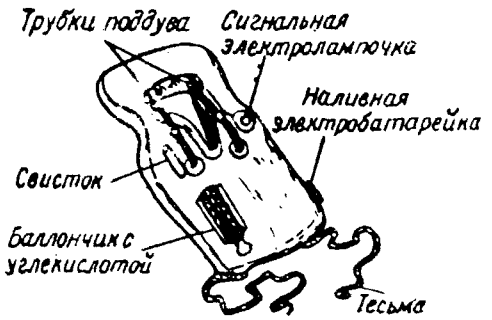
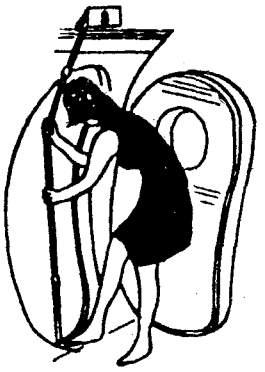


Рис. 5.4. Спасательный жилет



Рис. 5.5. Рекомендуемая поза при аварийной посадке самолета на сушу и на воду



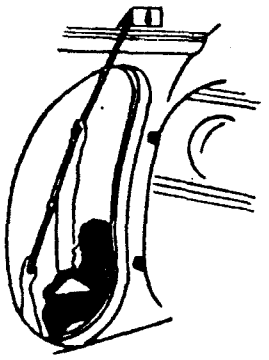


Рис. 5.6. Размещение спасательных канатов и их применение

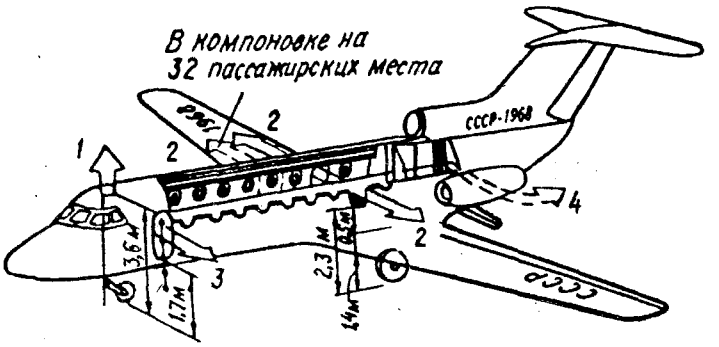


Рис. 5.7. Пути покидания самолета



Рис. 5.8. Аварийный выход для экипажа

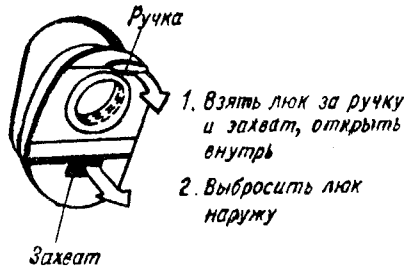


Рис 5.9. Аварийные люки



Рис. 5.10. Аварийный выход (боковая дверь)



Рис. 5.11. Задняя входная двери

Вынужденное покидание самолета. Пути покидания самолета при аварийной посадке и аварийные выходы показаны на рис. 5.7—5.11.

5.7. ОТКАЗ ОСНОВНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ

При отказе основной гидросистемы загораются светосигнальные табло "Отказ гидр. лев.", "Отказ гидр. средн.".

В этом случае:

— на самолетах с 50-й серии проверить наличие рабочей жидкости в гидробаке по световой сигнализации "Уровень гидросмеси норм";
— убедиться, что переключатель "Насосная станция" находится в положении "Автом";
— перейти на аварийное управление потребителями;
— проконтролировать давление по манометру "Гидросист. авар".

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ЗАЖЖЕННОМ СВЕТОСИГНАЛЕ "УРОВЕНЬ ГИДРОСМЕСИ НИЗК.", А НА САМОЛЕТАХ ДО 50-Й СЕРИИ ПРИ ОТКАЗЕ ОСНОВНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ ВКЛЮЧАТЬ ПОТРЕБИТЕЛИ ОТ АВАРИЙНОЙ СИСТЕМЫ РАЗРЕШАЕТСЯ НА ВЫСОТАХ ОТ 2000 М И НИЖЕ (ВРЕМЯ ВЫХОДА НАСОСНОЙ СТАНЦИИ НС-14Д НА РАБОЧИЙ РЕЖИМ ОКОЛО 3 МИН, ДАВЛЕНИЕ — НЕ МЕНЕЕ 140 КГС/СМ^2).

В этом случае управление самолетом на высотах полета более 2000 м осуществлять с учетом рекомендаций 5.7.3.

Включение насосной станции при положении переключателя "Автом." происходит автоматически при нажатии кнопок-переключателей аварийного управления стабилизатором (расположенных на штурвалах) или при открытии предохранительных крышек переключателей "Авар. шасси и авар. закрылки".

Если насосная станция не включается (отсутствует давление), необходимо переключатель "Насосная станция" перевести в положение "Вкл." и проконтролировать давление по манометру "Гидросист. авар."

Для обеспечения аварийного торможения колес необходимо после выпуска закрылков поставить переключатель "Насосная станция" в положение "Вкл.".

5.7.1. НЕУБОРКА ИЛИ НЕПОЛНАЯ УБОРКА ШАССИ

1. Если на взлете после установки переключателя "Шасси выпуск — Уборка" в положение "Уборка" стойки шасси не снялись с замков выпущенного положения (горят зеленые светосигнализаторы, механические указатели выпущены), бортмеханик обязан:

— убедиться в наличии давления в основной гидросистеме;
— по команде КВС открыть предохранительную крышку и нажать кнопку "Нажать при неуборке шасси" на среднем пульте и удерживать ее до уборки шасси;
— проверить уборку шасси по загоранию красных светосигнализаторов, достижению полного давления в гидросистеме и уборке механических указателей;
— отпустить кнопку и закрыть ее предохранительной крышкой;
— установить переключатель шасси в нейтральное положение и застопорить его фиксатором;
— доложить КВС об уборке шасси.

КВС продолжает полет.

В случае, если шасси не убралось (механические указатели выпущены), необходимо установить переключатель шасси в положение "Выпуск" и застопорить его фиксатором. КВС установить скорость полета не более 300 км/ч и принять решение о посадке на аэродроме вылета или ближайшем аэродроме.

2. Если при уборке шасси один или несколько красных светосигнализаторов убранного положения не горят и механические указатели не убрались, это указывает на то, что стойки шасси не встали на замки убранного положения. В этом случае:

— установить скорость полета не более 300 км/ч;

— выпустить шасси и принять решение о посадке на аэродроме вылета или ближайшем аэродроме.

После окончания полета сообщить наземному техническому составу об отказе в управлении шасси.

5.7.2. ОТКАЗ УПРАВЛЕНИЯ СТАБИЛИЗАТОРОМ

I. Признаки отказа при самопроизвольном отклонении стабилизатора:

— стремление самолета к изменению угла тангажа;

— увеличение усилий на штурвале;

— отключение продольного канала автопилота (если он был включен), что определяется по загоранию светосигнального табло "Отказ АП прод." и включению звуковой сигнализации (на самолете с № 0116).

Примечание. При обнаружении отказа управления стабилизатором на разбеге необходимо:

— прекратить взлет, если отказ обнаружен на скорости, меньшей или равной V_1;

— продолжить взлет, если отказ обнаружен на скорости, большей V_1.

5.7.3. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ОТКАЗЕ ОСНОВНОЙ И АВАРИЙНОЙ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ СТАБИЛИЗАТОРОМ

I. Самопроизвольное отклонение стабилизатора на пикирование ($+3^0$):

а) при продолжении взлета и в наборе высоты:

— учитывать тенденцию самолета к затягиванию отрыва ($V_{отр}$ увеличивается на 20–25 км/ч по сравнению с расчетной);

— на высоте не менее 50 м убрать закрылки;

— установить скорость $V_{пр}$=230–250 км/ч;

— на высоте круга создать, по возможности (при наличии свободных пассажирских мест), более заднюю центровку, для чего пересадить пассажиров с передних рядов кресел на задние;

— произвести посадку согласно пункту "в";

б) в горизонтальном полете и на снижении:

— дать команду бортмеханику: "Малый газ двигателям";

— установить скорость 230–250 км/ч;

— продолжить полет до ближайшего запасного аэродрома;

в) при заходе на посадку:

— дать команду бортмеханику: "Закрылки 20", если отказ обнаружен до пролета БПРМ.

ВНИМАНИЕ! ПРИ ОТКАЗЕ В УПРАВЛЕНИИ СТАБИЛИЗАТОРОМ ПОСЛЕ ПРОЛЕТА БПРМ УБОРКУ ЗАКРЫЛОВ ДО 20^0 НЕ ПРОИЗВОДИТЬ;

- на посадке учитывать, что усилия на штурвале в процессе выравнивания значительно увеличены, посадку производить с помощью второго пилота, темп выбора штурвала на себя должен быть более энергичным.

При посадке использовать РТУ (см. 4.7.3);



г) минимальные высоты ухода на второй круг в зависимости от положения закрылков составляют:

— закрылки отклонены на угол 20° – 30 м;

— закрылки отклонены на угол 35° – 50 м.

2. Самопроизвольное отклонение стабилизатора на кабрирование (-6°).

а) при продолжении взлета:

— после отрыва парировать стремление самолета к выходу на большие углы атаки;

— полет по кругу производить на скорости $V_{пр}$=230–250 км/ч с закрылками, выпущенными во взлетное положение;

— посадку выполнять, как обычно (см. 4.7, п. 9);

при этом учитывать, что темп выбора штурвала на себя на выравнивании и выдерживании должен быть несколько замедленным (на штурвале сохраняются небольшие усилия от себя). РТУ использовать только после приземления, для чего по команде КВС "Реверс" бортмеханик включает РТУ и переводит средний двигатель на номинальный режим. Реверсивное устройство использовать до остановки самолета;

б) в горизонтальном полете и на снижении с помощью второго пилота парировать стремление самолета к набору высоты, не допуская уменьшения скорости $V_{пр}$ менее 220 км/ч.

ВНИМАНИЕ! РЕАКЦИЯ ПИЛОТОВ НА КАБРИРОВАНИЕ ДОЛЖНА БЫТЬ НЕМЕДЛЕННОЙ И ЭНЕРГИЧНОЙ. ПРИ УСИЛИЯХ НА ШТУРВАЛЕ ДО 100 КГС САМОЛЕТ ПЕРЕХОДИТ В ЭНЕРГИЧНЫЙ НАБОР ВЫСОТЫ С УГЛОМ ТАНГАЖА 10—15° С ПЕРЕГРУЗКОЙ 1,8-2 ЕД. И ОДНОВРЕМЕННЫМ ИНТЕНСИВНЫМ УМЕНЬШЕНИЕМ СКОРОСТИ ПОЛЕТА (ПОРЯДКА 10 КМ/Ч В СЕКУНДУ);

— дать команду бортмеханику: "Двигателям малый газ";

— после уменьшения скорости до $V_{пр}$=350–330 км/ч с помощью второго пилота вывести самолет в горизонтальный полет;

— на скорости $V_{пр}$ = 300–280 км/ч дать команду бортмеханику: "Закрылки 20°";

— установить скорость $V_{пр}$ = 230–250 км/ч;

— продолжать полет до ближайшего аэродрома;

в) уход на второй круг выполнять с тех же высот, что и в нормальном полете, парируя стремление самолета к увеличению угла тангажа.

5.7.4. НИЗКИЙ УРОВЕНЬ ГИДРОСМЕСИ В БАКЕ

На самолетах, начиная с 50-й серии, установлена сигнализация уровня гидросмеси в баке.

При снижении уровня гидросмеси в баке ниже нормы загораются красный светосигнализатор "Уровень гидросмеси низк." и желтое сигнальное табло "Низк. ур. гидросм.". Зеленый светосигнализатор "Уровень гидросмеси Норм." гаснет.

В этом случае необходимо проверить давление в основной и аварийной гидросистемах.

Если давление упало и определена утечка гидросмеси, то выполнить следующее:

— установить стабилизатор в нейтральное положение "0°";

— принять решение о продолжении полета или о производстве посадки на ближайшем запасном аэродроме, используя аварийную гидросистему и систему аварийного торможения с гидроаккумулятором.

В случае отказа основной и аварийной гидросистем произвести механический выпуск шасси, посадку произвести с убранными закрылками.

5.8. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ САМОПРОИЗВОЛЬНОМ ОТКЛОНЕНИИ ТРИММЕРОВ

1. При самопроизвольном отклонении триммера руля направления КВС, парируя возникающие усилия на педалях, переводит двигатели на малый газ, уменьшает скорость полета до $V_{пр}$= 250—260 км/ч и продолжает полет самолета на ближайший аэродром на потребном режиме работы двигателей.

При необходимости для уменьшения усилий на педалях допускается полет со скольжением, шарик ЭУП при этом не должен отклоняться на величину более одного диаметра. Крен в сторону скольжения для парирования разворота самолета не должен превышать 10^{o}.

2. При самопроизвольном отклонении триммера элеронов на штурвале возникают небольшие усилия. КВС принимает решение о продолжении полета или посадке на ближайшем аэродроме.

3. Посадка самолета с триммерами, отклоненными в крайние положения, выполняется так же, как и при нормальных условиях, преодолевая усилия на органах управления.

5.9. ОТКАЗЫ В СИСТЕМЕ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ

5.9.1. ОТКАЗ ГЕНЕРАТОРОВ ПОСТОЯННОГО ТОКА

ОТКАЗ ОДНОГО ГЕНЕРАТОРА ПОСТОЯННОГО ТОКА

Отказ генератора можно определить:

— по загоранию одного из светосигнализаторов "Отказ лев. ген.", "Отказ прав. ген.", "Отказ средн. ген.";

— по нулевому показанию амперметра отказавшего генератора;

— по показаниям вольтметра (при установке галетного переключателя вольтметра в положение отказавшего генератора).

При обнаружении отказа одного из генераторов проверить по вольтметру напряжение генераторов, выключить отказавший генератор, отрегулировать выносными сопротивлениями параллельную работу двух оставшихся включенных генераторов. Разность токов нагрузки не должна превышать 30 А.

Примечание: 1. При отказе одного из генераторов постоянного тока все потребители продолжают получать питание.

2. При малой нагрузке и большом разбалансе токов возможно автоматическое отключение одного из трех работающих генераторов. В этом случае необходимо несколько увеличить напряжение отключившегося генератора. После подключения его к бортсети необходимо проверить и подрегулировать параллельную работу генераторов.

ОТКАЗ ДВУХ ГЕНЕРАТОРОВ ПОСТОЯННОГО ТОКА

Отказ двух генераторов можно определить:

— по загоранию светосигнализаторов "Отказ лев. ген.", "Отказ прав. ген.", "Отказ средн. ген.";

— по нулевым показаниям амперметров отказавших генераторов;

— по показаниям вольтметра (переключив его поочередно галетным переключателем на отказавшие генераторы);

— по отключению некоторых потребителей.

При отказе любых двух генераторов автоматически отключаются:

— преобразователь ПО-1500 "Стекло";

— преобразователь ПТ-500Ц "АП";

— автопилот "Кремень-40";

— система обогрева стекла второго пилота;

— основное освещение салона;

— радиолокационная станция "Гроза-40" (на самолетах по № 0412 включительно);

— сигнализаторы РИО-3 (на самолетах по № 0412 включительно).

При обнаружении отказа двух генераторов выключить отказавшие генераторы и доложить диспетчеру УВД. Принять решение о продолжении полета или посадке на ближайшем аэродроме.

ОТКАЗ ТРЕХ ГЕНЕРАТОРОВ ПОСТОЯННОГО ТОКА

I. Отказ трех генераторов можно определить:

— по одновременному загоранию всех трех светосигнализаторов "Отказ лев. ген.", "Отказ средн. ген.", "Отказ прав. ген.";
— по нулевым показаниям амперметров генераторов;
— по уменьшению показаний вольтметра до 24 В при положении переключателя вольтметра "Сеть";
— по возникновению тока разряда аккумуляторных батарей (до 85—200 А по амперметру аккумуляторов);
— по одновременному отказу большой группы потребителей.

В этом случае необходимо отключить отказавшие генераторы.

На самолетах, выполняющих полеты в воздушном пространстве СНГ, при отказе трех генераторов автоматически отключаются:

а) преобразователь ПО-1500 "Стекло" и подключенные к нему:
— радиолокационная станция "Гроза";
— система обогрева правого стекла кабины экипажа;
— изделие 020М;
— индикаторы вибраций ИВ-300;
— правый прибор КППМС;
— правый радиокомпас АРК-9;
— обогрев ДУА-3М
(на самолетах, оборудованных системой сигнализации срывного режима);

б) преобразователь ПО-1500 "Радио" и подключенные к нему:
— радиовысотомер РВ-3М;
— акселерометр АДП-4;
— автомат центровки топлива АЦТ5-1Т;
— сигнализаторы обледенения РИО-3;
— аппаратура посадки СП-50;
— левый прибор КППМС;
— левый радиокомпас АРК-9;
— система обогрева левого стекла кабины экипажа;
— щиток радиосредств;

в) преобразователь ПТ-500Ц "АП";

г) автопилот;

д) правый топливный насос;

е) основное освещение салона.

На самолетах, выполняющих международные полеты, при отказе трех генераторов автоматически отключаются:

а) преобразователь ПО-1500 "Стекло" и подключенные к нему:
— радиолокационная станция "Гроза";
— система обогрева правого стекла кабины экипажа;
— изделие "020М";



— индикаторы вибраций ИВ-300;
— правый прибор КППМС;
— самолетный дальномер СД-75;
— обогрев ДУА-3М
(на самолетах, оборудованных системой сигнализации срывного режима);

б) преобразователь ПО-1500 "Радио" и подключенные к нему:
— радиовысотомер РВ-5М;
— акселерометр АДП-4;
— автомат центровки топлива АЦТ5-1Т;
— сигнализаторы обледенения РИО-3;
— аппаратура "Курс МП-70";
— левый прибор КППМС;
— высотомер УВИД-30-15;
— высотомер ВЭМ-72ФГ;
— самолетный ответчик СО-72М;
— система обогрева левого стекла кабины экипажа;
— щиток радиосредств;

в) преобразователь ПТ-500Ц;

г) автопилот;

д) правый топливный насос;

е) основное освещение салона.

После автоматического отключения обоих преобразователей ПО-1500 при необходимости вручную включите преобразователь ПО-1500 "Стекло" переключателем "Вкл. при отказе 3-х ген." (на самолетах по девятую серию или переключателем "Радио ручн." на самолетах с десятой серии).

На самолетах, выполняющих полеты в воздушном пространстве СНГ, будут получать питание:

а) от преобразователя ПО-1500 "Стекло":
— левый радиокомпас АРК-9;
— система обогрева левого и правого (при установке переключателя "Авар. прав. стекло" в положение "Вкл.") стекол кабины экипажа;
— радиовысотомер РВ-3М;
— акселерометр АДП-4;
— топливомер;
— аппаратура посадки СП-50;
— радиолокационная станция "Гроза" (на самолетах с № 0512);
— левый прибор КППМС;
— регуляторы температуры в салоне и за турбохолодильной установкой;
— щиток радиосредств;
— сигнализаторы РИО-3;

б) от преобразователя ПТ-500Ц "РЛС":
— АГБ-3К командира воздушного судна и второго пилота;
— указатель положения закрылков;
— указатель положения стабилизатора;
— манометры двигателей и гидросистемы;
— система сигнализации срывного режима (на самолетах, где она установлена);

— оба ВК-53 РШ;
— БСПК-I (блок сигнализации предельных кренов);
— ГМК-1Г;
— трехстрелочные указатели давления и температуры масла и давления топлива.

На самолетах, выполняющих международные полеты, будут получать питание:

а) от преобразователя ПО-1500 "Стекло";
— система обогрева левого и правого (при установке переключателя "Авар. прав. стекло" в положение "Вкл.") стекол кабины экипажа;
— радиовысотомер РВ-5М;
— акселерометр АДП-4;
— топливомер;
— аппаратура "Курс МП-70";
— радиолокационная станция "Гроза" (на самолетах с № 0512);
— левый прибор КППМС;
— регуляторы температуры в салоне и за турбохолодильной установкой;
— щиток радиосредств;
— сигнализаторы обледенения РИО-3;
— высотомер УВИД-30-15;
— высотомер ВЭМ-72ФГ;
— самолетный ответчик СО-72М;

б) от преобразователя ПТ-1000ЦС:
— АГБ-3К командира воздушного судна;
— указатель положения закрылков;
— указатель положения стабилизатора;
— манометры двигателей и гидросистемы;
— система сигнализации срывного режима (на самолетах, где она установлена);
— левый ВК-53РШ;
— БСПК-I;
— ГМК-IГ;
— трехстрелочные указатели давления и температуры масла и давления топлива;
— аппаратура "Курс МП-70";
— левый и правый АРК-15М;
— левый и правый РМИ-2.

Кроме того, при отказе трех генераторов постоянного тока обеспечено питание от аккумуляторных батарей 20НКБН-25 следующих систем и агрегатов:
— аварийной гидросистемы от насосной станции НС-14Д;
— запуска двигателей АИ-25;
— системы пожаротушения;
— системы противообледенения;
— системы светосигнализации шасси;
— левого топливного насоса;
— крана кольцевания топлива;
— перекрывных (пожарных) кранов;
— крана объединения баков;
— управления триммерами элерона и РН;
— управления шасси;
— управления стабилизатором;



— управления закрылками;
— светосигнализации работы гидросистемы и положения дверей;
— управления трапом;
— светосигнализации стопорения рулей и элеронов;
— управления передней стойкой шасси;
— управления системой растормаживания колес;
— управления реверсивно-тормозным устройством (РТУ).

При работе бортсети от аккумуляторных батарей необходимо включить кран кольцевания топлива.

ВНИМАНИЕ! ОДНОВРЕМЕННО С ПЕРЕХОДОМ НА ПИТАНИЕ ОТ БОРТОВЫХ АККУМУЛЯТОРОВ ВКЛЮЧИТЬ СЕКУНДОМЕР, ПЕРЕЙТИ ПО ВОЗМОЖНОСТИ К ПОЛЕТУ ПО ПВП. ПРОИЗВЕСТИ ПОСАДКУ НА БЛИЖАЙШЕМ АЭРОДРОМЕ.

Следует помнить, что энергия двух заряженных батарей 20НКБН-25 обеспечивает питание важнейших потребителей:

— днем в простых метеоусловиях в течение 30 мин; ток разряда аккумуляторов 85—90 А при условии, что ПО-1500 выключен;
— ночью в сложных метеорологических условиях в течение 10 мин; ток разряда аккумуляторов до 200 А с включенным преобразователем ПО-1500.

2. Для увеличения времени полета с выключенными генераторами следует выключить все потребители, в которых нет особой необходимости.

3. Контролировать время полета с отказавшими генераторами, так как в конце разряда батарей напряжение снижается примерно до 20 В, затем резко падает и будет недостаточным для работы электрических агрегатов.

4. Для создания давления в аварийной гидросистеме необходимо использовать насосную станцию НС-14Д, включая ее не более чем на 1 мин и один раз за полет.

5. При отказе левого топливного насоса включить правый топливный насос выключателем "Топл. насосы прав. авар.", установив его в положение "Прав. авар.".

НЕУСТОЙЧИВАЯ ПАРАЛЛЕЛЬНАЯ РАБОТА ГЕНЕРАТОРОВ

При возникновении беспорядочного отключения — подключения генератора (генераторов) постоянного тока на взлете, при наборе высоты, а также при посадке самолета отключить генератор (генераторы) с неустойчивой работой и выполнить второму пилоту действия, указанные ранее. КВС обязан доложить диспетчеру УВД об отказе, прекратить выполнение задания и произвести посадку на аэродроме взлета, посадки или на ближайшем запасном аэродроме.

При возникновении беспорядочного отключения — подключения генераторов в полете по маршруту КВС обязан доложить диспетчеру УВД об отказе и принять решение выполнить попытку восстановления устойчивой параллельной работы генераторов в следующей последовательности:

— путем одновременного плавного снижения РУД частоты вращения ротора КВД до 0,7 номинала (но не ниже);
— путем поочередного (одиночного) выключения генераторов;
— путем поочередного попарного выключения генераторов.

При восстановлении устойчивой параллельной работы генераторов после выполнения любого из указанных действий проконтролировать напряжение и ток генераторов. Повысить внимание за работой генераторов, периодически контролируя напряжение бортсети и ток генераторов. В случае, если устойчивая параллельная работа генераторов восстановлена путем снижения частоты вращения роторов КВД, в дальнейшем необходимо следить, чтобы она не превысила значения, при котором восстанавливается устойчивая параллельная работа генераторов.

Если устойчивая параллельная работа генераторов не восстановилась после выполнения вышеперечисленных действий, экипажу необходимо произвести действия, предусмотренные при отказе трех генераторов постоянного тока.

5.9.2. ОТКАЗ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ

ОТКАЗ ОДНОГО ИЗ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ ПО-1500

Отказ ПО-1500 обнаруживается по загоранию светосигнализаторов "Отказ ПО-1500" или при отказе автоматики переключения по одновременному отключению группы потребителей электроэнергии, указанных в 5.9.1.

В этом случае необходимо:

1. Определить отказавший преобразователь поочередной установкой переключателя "Контроль напряжения 115В" в положении "ПО — радио" и "ПО — стекло" (нулевое показание вольтметра или показания менее 80—90 В будут соответствовать отказавшему преобразователю).

2. При отказе любого преобразователя ПО-1500 все потребители электроэнергии, кроме обогрева стекла у второго пилота и радиолокационной станции "Гроза" (на самолетах до № 0512), будут получать питание от работающего преобразователя ПО-1500.

Примечание. При необходимости можно включить обогрев правого стекла, включив выключатель "Авар. прав. стекло", обогрев левого стекла при этом отключается.

3. При отказе автоматики переключения нагрузки с неработающего преобразователя ПО-1500 "Радио" переключатель "Радио ручн. — Автом." установить в положение "Радио — Ручн.".

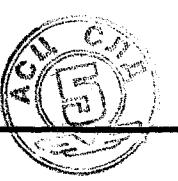
4. При отказе автоматики переключения нагрузки с неработающего преобразователя ПО-1500 "Стекло" переключатель "ПО — Стекло авар. ручн. — Автом." установить в положение "Ручн.".

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛИ "ПО — РАДИО АВАР. РУЧН. — АВТОМ." И "ПО — СТЕКЛО АВАР. РУЧН. — АВТОМ." СЛЕДУЕТ УСТАНАВЛИВАТЬ В ПОЛОЖЕНИЕ "РУЧН." ТОЛЬКО В ТОМ СЛУЧАЕ, ЕСЛИ ВЫ УБЕДИЛИСЬ В ОТКАЗЕ СООТВЕТСТВУЮЩЕГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ (ПО-1500 "РАДИО" ИЛИ ПО-1500 "СТЕКЛО"). НЕПРАВИЛЬНАЯ УСТАНОВКА ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЕЙ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ОТКЛЮЧЕНИЮ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ОТ РАБОТАЮЩЕГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ.

ОТКАЗ ДВУХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ ПО-1500

Отказ двух преобразователей ПО-1500 можно обнаружить:

— по загоранию светосигнализатора "Отказ ПО-1500 ";
— по вольтметру 115 В;
— по отключению всех потребителей, подключенных к преобразователям:



а) на самолетах, выполняющих полеты в воздушном пространстве СНГ:
системы обогрева стекол кабины экипажа;
радиолокационной станции "Гроза";
радиовысотомера РВ-3М;
акселерометра АДП-4;
автомата центровки топлива АЦТ5-1Т;
светосигнализаторов обледенения РИО-3;
аппаратуры посадки СП-50;
правого и левого приборов КППМС;
обоих АРК-9;
индикаторов вибраций ИВ-300;
щитка радиосредств;
изделия "020М".

б) на самолетах, выполняющих международные полеты:
системы обогрева стекол кабины экипажа;
радиолокационной станции "Гроза";
радиовысотомера РВ-5М;
акселерометра АДП-4;
автомата центровки топлива АЦТ5-1Т;
сигнализаторов обледенения РИО-3;
аппаратуры "Курс МП -70";
левого и правого приборов КППМС;
высотомера УВИД-30-15;
высотомера ВЭМ-72ФГ;
самолетного ответчика СО-72М;
индикаторов вибраций ИВ-300;
щитка радиосредств;
изделия "020М".

При отказе двух преобразователей ПО-1500 сообщить диспетчеру УВД и перейти по возможности к полету по ПВП, принять решение о посадке на ближайший аэродром.

ОТКАЗ ОДНОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ПТ-500Ц (ОТКАЗ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ПТ-500Ц ИЛИ ПТ-1000ЦС*)

Отказ преобразователя ПТ-500Ц (ПТ-500Ц или ПТ-1000ЦС*) обнаруживается по загоранию светосигнализатора "Отказ ПТ-500Ц" ("Отказ ПТ"*).

1. Определить отказавший преобразователь поочередной установкой переключателя "Контроль напряжения 36 В" в положения "АП" ("ПТ-500Ц"*). и "РЛС" (ПТ-1000ЦС*). Нулевое показание вольтметра будет свидетельствовать об отказе соответствующего преобразователя.

2. При отказе любого из преобразователей ПТ-500Ц (преобразователя ПТ-500Ц или ПТ-1000ЦС*) отключается автопилот (автопилот и правый полукомплект аппаратуры "Курс МП-70"*), а остальные потребители автоматически переключаются на работающий преобразователь.

*На самолетах, выполняющих международные полеты.

3. При отказе преобразователя ПТ-500Ц "РЛС" (ПТ-1000ЦС*) и если автоматического перехода питания потребителей на ПТ-500Ц "АП" (ПТ-500Ц*) не произошло, КВС должен продублировать работу автоматики, установив переключатель "АГБ авар. лев." в положение "Ручн.", и отключить автопилот выключателями "Питание" и "Тангаж".

4. При отказе преобразователя ПТ-500Ц "АП" (ПТ-500Ц*) и если автоматического перехода питания потребителей на ПТ-500Ц "РЛС" (ПТ-1000ЦС*) не произошло, то второй пилот по указанию КВС обязан продублировать работу автоматики, установив переключатель "АГБ авар. прав." в положение "Ручн.", и отключить автопилот выключателями "Питание" и "Тангаж".

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ "АГБ АВАР. ЛЕВ." ИЛИ "АГБ АВАР. ПРАВ." СЛЕДУЕТ УСТАНАВЛИВАТЬ В ПОЛОЖЕНИЕ "РУЧН". ТОЛЬКО В ТОМ СЛУЧАЕ, ЕСЛИ ВЫ УБЕДИТЕСЬ В ОТКАЗЕ ПТ-500Ц "РЛС" (ПТ-1000ЦС*) ИЛИ ПТ-500Ц "АП" (ПТ-500Ц*). НЕПРАВИЛЬНАЯ УСТАНОВКА ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЕЙ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ОТКЛЮЧЕНИЮ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ОТ РАБОТАЮЩЕГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ.

Примечание. При отказе одного из преобразователей ПТ-500Ц (преобразователя ПТ-500Ц или ПТ-1000ЦС*) и при автоматическом переключении потребителей на исправный преобразователь возможно кратковременное (на время переключения) выпадение бленкера на авиагоризонте АГБ-3К, при этом переключатели "АГБ авар. прав." и "АГБ авар. лев." в положение "Ручное" можно не переводить.

ОТКАЗ ДВУХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ ПТ-500Ц (ОТКАЗ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ ПТ-500Ц И ПТ-1000ЦС*)

Отказ двух преобразователей ПТ-500Ц (преобразователей ПТ-500Ц и ПТ-1000ЦС*) обнаруживается:

— по загоранию светосигнализатора "Отказ ПТ-500Ц" ("Отказ ПТ"*);

— по показанию вольтметра 36 В;

— по отключению всех потребителей, питающихся от преобразователей ПТ-500Ц (ПТ-500Ц и ПТ-1000ЦС*) - левого и правого АГБ-3К, ГМК-1Г; автопилота радиолокационной станции "Гроза", ВК-53РШ, БСПК-1, МСРП-12-96 или КЗ-63, манометров гидросистемы, трехстрелочных указателей давления и температуры масла и давления топлива, указателей положения закрылков и стабилизатора, аппаратуры "Курс МП-70"*, левого и правого АРК-15М*, левого и правого РМИ-2*.

При отказе двух преобразователей ПТ-500Ц (преобразователей ПТ-500Ц и ПТ-1000ЦС*) перейти по возможности к полету по ПВП, принять решение о посадке на ближайшем аэродроме.

* На самолетах, выполняющих международные полеты.

5.10. НЕИСПРАВНОСТИ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ

5.10.1. ОТКАЗ АВТОМАТА ВЫРАВНИВАНИЯ ТОПЛИВА АЦТ5-1Т

1. При отказе автомата выравнивания топлива АЦТ5-1Т на среднем пульте загорается красный светосигнализатор "Отказ АЦТ". В этом случае необходимо нажатием кнопки "Провер. АЦТ" убедиться в отказе автомата АЦТ5-1Т (при исправном автомате АЦТ5-1Т загорается зеленый светосигнализатор "Исправен АЦТ").

2. При неисправном автомате АЦТ5-1Т необходимо его выключить автоматом защиты сети АЦТ.

3. Открыть кран кольцевания топлива, если он был закрыт.

4. Выравнивание количества топлива в правом и левом баках-кессонах производить установкой переключателя "Топливн. ослабл. прав. лев." в положение "Ослабл. режим" того бака-кессона, где топлива меньше. (Выключение ослабленного режима производить при равенстве количества топлива в правом и левом баках-кессонах по топливомеру).

5. В горизонтальном полете вместо включения ослабленного режима подкачивающего насоса при отказе автомата АЦТ5-1Т разрешается открыть кран объединения баков. В этом случае выравнивание количества топлива в баках-кессонах будет происходить по уровню в них. Для более быстрого выравнивания топлива в баках-кессонах рекомендуется выполнить скольжение в сторону того бака-кессона, где топлива меньше.

6. При исправном автомате АЦТ5-1Т (после нажатия кнопки проверки загорается светосигнализатор "Исправен АЦТ") и продолжении увеличения разности количества топлива в баках-кессонах более 350 кг, необходимо произвести выравнивание количества топлива в правом и левом баках-кессонах, как указано в пп. 3 и 4. В полете не допускать разницы количества топлива в баках-кессонах более 80—160 кг.

5.10.2. ОТКАЗ ПОДКАЧИВАЮЩИХ ТОПЛИВНЫХ НАСОСОВ

В случае отказа одного или двух подкачивающих топливных насосов на среднем пульте гаснет соответствующий светосигнализатор "Топливные насосы лев. прав.".

1. При полетах на высотах до 6000 м открыть кран кольцевания топлива и кран объединения баков, установив переключатели "Объед. кольцев. краны" в верхнее положение, выключить АЗС отказавшего (отказавших) насосов и автомат АЦТ5-1Т.

На самолетах Як-40 и Як-40К с увеличенной до 6,0 т заправкой топлива в случае отказа одного подкачивающего насоса при горящих на панели "Доп. топл. баки" одной сигнальной лампе "400 кг" и двух "Более 0" (или только двух сигнальных лампах "Более 0") действия аналогичны изложенным выше. В случае отказа одного подкачивающего насоса при горящих на панели "Доп. топл. баки" двух сигнальных лампах "400 кг" выключить АЗС отказавшего насоса и автомат АЦТ5-1БТ. Кран кольцевания топлива и кран объединения баков открыть только после выработки топлива из дополнительного кессона.

При неработающих обоих подкачивающих насосах топливная система обеспечивает питание двигателей топливом на всех режимах до высоты 6000 м — в наборе высоты, горизонтальном полете, при выполнении разворотов, при снижении на режиме "Полетный малый газ" с высоты 6000 до 4000 м с углами планирования до 6^{0}. При снижении с высоты ниже 4000 м на режиме "Малый газ" угол планирования не ограничивается.

2. При полетах на высотах более 6000 м:

а) в случае отказа одного подкачивающего насоса необходимо не позднее чем через 40 с (время работы топливных аккумуляторов) открыть кран кольцевания топлива и кран объединения баков, выключить АЗС отказавшего насоса и автомата АЦТ5-1Т, перевести РУД в положение "Полетный малый газ" и произвести снижение на скорости $V_{пр}$=300 км/ч до высоты 6000 м — высоты надежной работы топливной системы на самолете.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ЗАПАЗДЫВАНИИ С ОТКРЫТИЕМ КРАНА КОЛЬЦЕВАНИЯ ТОПЛИВА ВОЗМОЖЕН ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЯ;

б) в случае отказа двух подкачивающих топливных насосов необходимо перевести РУД двигателями в положение "Полетный малый газ" и произвести снижение на скорости Vпр=300 км/ч до высоты 6000 м, открыть кран кольцевания топлива и кран объединения баков, выключить АЗС отказавших насосов и автомата выравнивания топлива АЦТ5-1Т.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ПРИ ОТКАЗЕ ДВУХ ПОДКАЧИВАЮЩИХ ТОПЛИВНЫХ НАСОСОВ ВОЗМОЖЕН ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЕЙ. В ЭТОМ СЛУЧАЕ ПРОИЗВЕСТИ СНИЖЕНИЕ ДО ВЫСОТЫ 6000 М И НИЖЕ И ЗАПУСТИТЬ ДВИГАТЕЛИ. СНИЖЕНИЕ И ЗАПУСК ВЫПОЛНЯТЬ С УЧЕТОМ РЕКОМЕНДАЦИЙ ДАННОГО РАЗДЕЛА И 3.7.
2. НЕВЫРАБАТЫВАЕМЫЙ ОСТАТОК ТОПЛИВА ИЗ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ-КЕССОНОВ ПРИ НЕРАБОТАЮЩИХ ПОДКАЧИВАЮЩИХ НАСОСАХ СОСТАВЛЯЕТ 100 КГ. ПРИ ОТКАЗЕ ТРЕХ ГЕНЕРАТОРОВ АВТОМАТИЧЕСКИ ОТКЛЮЧАЕТСЯ ПРАВЫЙ ТОПЛИВНЫЙ НАСОС. ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ ЕГО МОЖНО ВКЛЮЧИТЬ, УСТАНОВИВ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ "ПРАВ. НАС. АВАР." В ПОЛОЖЕНИЕ "ВКЛ."

5.10.3. ОТКАЗ ДИСКРЕТНОГО ТОПЛИВОМЕРА (на самолетах Як-40 и Як-40К с увеличенной до 6,0 т заправкой топлива).

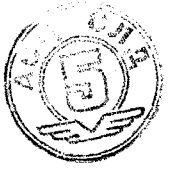
Если разница в количестве погасших левых и правых сигнальных ламп на панели "Доп. топл. баки" достигнет двух, а сигнальное табло "Включи осл. режим лев. (пр.) насос" не загорелось, проверить исправность ламп и табло нажатием кнопки "Контроль ламп". В случае неисправности сигнальных ламп никаких дополнительных действий не производить. В случае неисправности сигнального табло перевести соответствующий подкачивающий насос на ослабленный режим работы, а после полной выработки топлива из дополнительных кессонов снова перевести насос на номинальный режим работы.

5.10.4. УТЕЧКА ТОПЛИВА В ПОЛЕТЕ

Появление утечки топлива в полете определяется по топливомеру (более быстрый расход топлива из баков-кессонов, чем до этого случая в обычных полетах).

Для подтверждения утечки топлива экипажу необходимо определить расход топлива по топливомеру в течение 5 мин полета.

Утечка топлива имеет место, если за это время полета (на любом эксплуатационном режиме) топливомер показывает уменьшение количества топлива более 150 кг по суммарной шкале топливомера. При появлении утечки топлива КВС обязан доложить об этом диспетчеру УВД и произвести посадку на ближайшем аэродроме.



5.11. ОТКАЗЫ АВИАГОРИЗОНТОВ И ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ОТКАЗАХ

Отказы авиагоризонтов могут проявляться в виде:

— "застывания" элементов индикации в произвольном положении;
— индикации показаний с погрешностью, в том числе с заниженными значениями крена;
— медленного завала элементов индикации (2—3 град/мин);
— быстрого завала элементов индикации (более 10 град/с);
— завала элементов индикации со средней скоростью (1—3 град/с);
— колебаний индикации;
— выпадания флажка сигнализатора отказа питания (бленкера) на лицевой части авиагоризонта.

Отказы в виде застывания в произвольном положении и в виде завала элементов индикации со средней скоростью непосредственно на индикаторе авиагоризонта незаметны, их распознавание затруднено и требует специальных навыков.

ВНИМАНИЕ! ПРИ НАРУШЕНИИ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ АВИАГОРИЗОНТА КОМАНДИРА ВОЗДУШНОГО СУДНА ИМЕЕТ МЕСТО САМОХОД ДВИГАТЕЛЯ СЛЕДЯЩЕЙ СИСТЕМЫ БСПК-1, В РЕЗУЛЬТАТЕ ЧЕГО С ПЕРИОДИЧНОСТЬЮ, ЗАВИСЯЩЕЙ ОТ КОНКРЕТНОГО ИЗДЕЛИЯ, НАЧИНАЮТ МИГАТЬ СВЕТОСИГНАЛЬНЫЕ ТАБЛО "ОТКАЗ АГБ" ("СРАВНИ АГБ"), "КРЕН ЛЕВ. ПРЕД.", "КРЕН ПРАВ. ПРЕД". ПРИ НАРУШЕНИИ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ В АВИАГОРИЗОНТЕ ВТОРОГО ПИЛОТА ПРЕДУПРЕЖДАЮЩИМ СИГНАЛОМ СЛУЖИТ ВЫПАДЕНИЕ БЛЕНКЕРА НА ЛИЦЕВОЙ ЧАСТИ АВИАГОРИЗОНТА.

5.11.1. НА САМОЛЕТАХ С ПЕРВЫМ ВАРИАНТОМ КОМПЛЕКТАЦИИ (БЕЗ РЕЗЕРВНОГО АВИАГОРИЗОНТА)

Командиру воздушного судна

1. При появлении отказа питания на лицевой части авиагоризонта:
— показаниями этого прибора не пользоваться;
— передать управление второму пилоту;
— в случае необходимости взять управление на себя, пользуясь исправным прибором ЭУП-53.

2. При загорании светосигнального табло "Отказ АГБ" необходимо:
— по показаниям ЭУП-53 вывести самолет из крена;
— сравнить показания своего авиагоризонта с показаниями авиагоризонта второго пилота (пользуясь его докладами), исправным считать авиагоризонт АГБ-3К, показывающий отсутствие крена;
— в случае отказа своего авиагоризонта передать управление второму пилоту, контролируя его действия по своим исправным приборам, или в случае необходимости взять управление на себя пользуясь показаниями прибора ЭУП-53.

3. При появлении рассогласования в показаниях своего авиагоризонта и прибора ЭУП-53:
— передать управление второму пилоту;
— второму пилоту вывести самолет из крена;
— сравнить показания своего авиагоризонта с показаниями прибора ЭУП-53 и авиагоризонта второго пилота (пользуясь его докладами), исправным считать прибор, показывающий отсутствие крена;
— в случае отказа прибора ЭУП-53 продолжить пилотирование по своему авиагоризонту;
— в случае отказа своего авиагоризонта передать управление второму пилоту, контролируя его действия по своим исправным приборам, а при необходимости взять управление самолетом на себя, пользуясь показаниями прибора ЭУП-53.

Второму пилоту.

1. При появлении флажка сигнализатора отказа питания на лицевой части авиагоризонта АГБ-3К:
   — показаниями этого прибора не пользоваться;
   — доложить КВС об отказе авиагоризонта.

2. При появлении сигнала на светосигнальном табло "Отказ АГБ";
   — доложить КВС о появлении сигнала и передать ему управление (если пилотировал второй пилот);
   — докладывать о показаниях авиагоризонта для определения отказавшего прибора.

5.11.2. НА САМОЛЕТАХ СО ВТОРЫМ ВАРИАНТОМ КОМПЛЕКТАЦИИ (С РЕЗЕРВНЫМ АВИАГОРИЗОНТОМ)

1. Командиру воздушного судна при появлении флажка сигнализатора нарушения питания на лицевой части основного или резервного авиагоризонта показаниями этого авиагоризонта не пользоваться.

2. При загорании светосигнального табло "Сравни АГБ" необходимо:
   — вывести самолет из крена по резервному авиагоризонту АГБ-3К;
   — сравнить показания основных авиагоризонтов с показаниями резервного (пользуясь докладами второго пилота) и показаниями прибора ДА-30, исправным считать авиагоризонт, показывающий, что крена у самолета нет;
   — продолжать пилотирование по исправным приборам.

3. При появлении рассогласования в показаниях основного авиагоризонта и прибора ДА-30 следует:
   — вывести самолет из крена по резервному АГБ-3К;
   — сравнить показания основного авиагоризонта и прибора ДА-30 с показаниями резервного авиагоризонта, исправным считать прибор, показывающий, что крена у самолета нет;
   — продолжать пилотирование по исправным приборам.

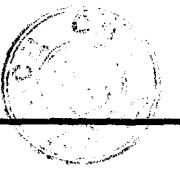
4. При появлении рассогласования в показаниях основного и резервного авиагоризонтов необходимо:
   — вывести самолет из крена по прибору ДА-30;
   — сравнить показания своих авиагоризонтов с показаниями ДА-30 и авиагоризонта второго пилота (по докладам второго пилота), исправным считать авиагоризонт, показывающий, что крена у самолета нет;
   — продолжать пилотирование по исправным приборам.

Второму пилоту.

1. При появлении флажка сигнализатора отказа питания на лицевой части авиагоризонта АГБ-3К:
   — не пользоваться показаниями этого прибора;
   — доложить КВС об отказе авиагоризонта.

2. При загорании светосигнального табло "Сравни АГБ":
   — доложить КВС о появлении сигнала и передать ему управление (если пилотировал второй пилот);
   — докладывать о показаниях авиагоризонта для определения отказавшего прибора.

5.11.3. Командиру воздушного судна и второму пилоту при появлении рассогласования авиагоризонтов по тангажу следует сравнить показания авиагоризонтов с показаниями вариометра ВАР-30 МК или прибора ДА-30 (для второй комплектации) и считать отказавшим тот авиагоризонт, у которого скорость и изменения показаний по тангажу не соответствуют изменению вертикальной скорости.



Примечание. При скорости снижения более 30 м/с стрелка вариометра ВАР-30 переходит на шкалу набора высоты, однако рост скорости при неизменном режиме работы двигателей может указывать на то, что самолет находится в режиме снижения.

5.11.4. После обнаружения отказавшего авиагоризонта КВС обязан:

— доложить об отказе авиагоризонта диспетчеру УВД и по своему усмотрению в случае необходимости, запросить разрешение на изменение эшелона в целях улучшения условий визуальной ориентировки и посадку на запасный аэродром с благоприятными погодными условиями.

5.11.5. В случае запаздывания в обнаружении рассогласования авиагоризонтов по крену самолет может перейти в спираль со значительным креном. Первым признаком неконтролируемого пилотом крена более 30° является появление вертикальной скорости снижения, которая существенно не уменьшается взятием штурвала на себя, так как самолет входит в спираль. При появлении этого признака необходимо прежде всего принять меры к определению истинного направления крена (до этого элеронами не пользоваться).

После определения истинного направления крена вывод из крена производить координированно элеронами и рулем направления. После вывода из крена отклонением руля высоты перевести самолет в горизонтальный полет.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В СЛУЧАЕ ЗНАЧИТЕЛЬНОГО ЗАПАЗДЫВАНИЯ В РАСПОЗНАВАНИИ ЗНАКА КРЕНА (ПОТЕРЯ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ОРИЕНТИРОВКИ) НЕОБХОДИМО ВО ИЗБЕЖАНИЕ НЕПРЕДНАМЕРЕННОГО ОТКЛОНЕНИЯ ЭЛЕРОНОВ В СТОРОНУ КРЕНА ОСВОБОДИТЬ ШТУРВАЛ И ПЕДАЛИ ОТ УСИЛИЙ ДО УВЕРЕННОГО РАСПОЗНАВАНИЯ НАПРАВЛЕНИЯ КРЕНА, ПОСЛЕ ЧЕГО ВЫВЕСТИ САМОЛЕТ ИЗ КРЕНА, А ЗАТЕМ ИЗ СНИЖЕНИЯ.

5.12. ОТКАЗ СИСТЕМ ПИТАНИЯ ПРИБОРОВ ПОЛНЫМ И СТАТИЧЕСКИМ ДАВЛЕНИЯМИ И ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ОТКАЗАХ ЭТИХ СИСТЕМ

5.12.1. ЗАКУПОРКА ИЛИ ОБЛЕДЕНЕНИЕ ПРИЕМНИКОВ СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ, ПИТАЮЩИХ ПРИБОРЫ КОМАНДИРА ВОЗДУШНОГО СУДНА

Неисправность при условии герметичности статической магистрали приборов КВС обнаруживается по следующим признакам:

— стрелка вариометра ВАР-30МК (прибора ДА-30) устанавливается на нуль и не изменяет своего положения при изменении высоты полета;

— высотомер ВД-10К (УВИД-30-15, ВЭМ-72ФГ) не изменяет своих показаний при изменении высоты полета;

— указатель скорости КУС-730/1100 при наборе высоты будет занижать свои показания, а при снижении — завышать по сравнению с показаниями указателя скорости второго пилота на величину, превышающую двойную инструментальную погрешность.

Действия экипажа.

КВС должен установить ручку крана "Статика продувка" в положение "Продувка основ.". Через 30-40 с ручку этого крана вновь установить в положение "Статика основ.". Если нормальная работа приборов КВС не восстановится, установить ручку крана "Статика продувка" в положение "Статика резер.". Если и в этом случае показания приборов КВС не восстановятся, то произвести продувку резервной статической магистрали, установив ручку крана в положение "Продувка резер.", а после продувки - в положение "Статика резер.".

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПЕРЕД ВКЛЮЧЕНИЕМ РУЧКИ КРАНА В ПОЛОЖЕНИЕ "ПРОДУВКА РЕЗЕР.". УБЕДИТЬСЯ, ЧТО РУЧКА КРАНА СТАТИКИ ВТОРОГО ПИЛОТА УСТАНОВЛЕНА В ПОЛОЖЕНИЕ "ОСН.".

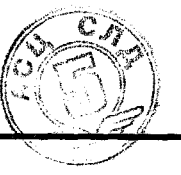
В дальнейшем при отсчете показаний высотомера и указателя скорости необходимо вводить поправки для резервной статической системы. Для самолетов, где приемники резервной системы установлены в районе шп. № 2 и имеется вентиляционная система для удаления графитной пыли из носового отсека на крейсерских скоростях полета 380—410 км/ч и высотах от 600 до 8100 м, показания приборной скорости становятся больше на 30—35 км/ч, а высоты — на 100—200 м в зависимости от высоты и скорости полета. Для резервной системы с приемниками, установленными на панели основной статики (между шп. № 14 и 15), ошибки в показаниях высотомера и указателя скорости будут нулевыми. В случае если показания приборов КВС после переключения на резервную статическую систему и ее продувки не восстановятся, то при выполнении полета пользоваться показаниями высотомера, указателя скорости и вариометра второго пилота.

5.12.2. ЗАКУПОРКА ИЛИ ОБЛЕДЕНЕНИЕ ПРИЕМНИКОВ СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ, ПИТАЮЩИХ ПРИБОРЫ ВТОРОГО ПИЛОТА

Отказ этой статической системы обнаруживается по признакам, указанным в предыдущем подразделе. Сравнение показаний высотомера, вариометра и указателя скорости производится по аналогичным приборам КВС.

Действия экипажа.

В случае отказа группы приборов (ВД-10К, ВМФ-50К, ВАР-30МК и КУС—730/1100) второй пилот обязан доложить об этом КВС и по его команде приступить к восстановлению их нормальной работы. Порядок работ по восстановлению показаний приборов второго пилота изложен в данном разделе, только используется кран "Статика продувка", установленный на правом горизонтальном пульте.



ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПЕРЕД УСТАНОВКОЙ РУЧКИ КРАНА В ПОЛОЖЕНИЕ "ПРОДУВКА РЕЗЕР." УБЕДИТЬСЯ, ЧТО РУЧКА КРАНА СТАТИКИ КВС УСТАНОВЛЕНА В ПОЛОЖЕНИЕ "ОСН.".

Если после выполнения этих работ показания приборов второго пилота не восстановятся, то при дальнейшем выполнении полета пользоваться показаниями высотомера, указателя скорости и вариометра, установленных у КВС.

5.12.3. РАЗГЕРМЕТИЗАЦИЯ СИСТЕМЫ СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ КОМАНДИРА ВОЗДУШНОГО СУДНА

Разгерметизация статической системы может быть полной, когда в приборы прекратится поступление давления воздуха атмосферы и будет поступать воздух из кабины самолета, давление которого отличается от атмосферного давления. Разгерметизация статической системы может быть частичной, когда одновременно с атмосферным давлением через негерметичные соединения воздух из кабины поступает в статическую систему. Полная разгерметизация статической системы приборов КВС на высотах более 600 м обнаруживается по следующим признакам:

— уменьшаются показания указателя скорости КУС-730/1100 до нуля, стрелки прибора могут отклоняться до упора, что может привести к выходу прибора из строя (на высотах полета менее 600 м КУС-730/1100 будет иметь заниженные показания на величину разности давлений в кабине и атмосфере);

— высотомер ВД-10К (УВИД-30-15, ВЭМ-72ФГ) будет показывать высоту, близкую к "высоте" в кабине;

— вариометр ВАР-30МК (прибор ДА-30) в начальный момент будет показывать резкое снижение, а затем - скорость снижения "высоты" в кабине.

При частичной разгерметизации статической системы КВС показания указателя скорости, высотомера и вариометра будут неустойчивыми и постепенно станут уменьшаться. В зависимости от степени разгерметизации и высоты полета показания этих приборов будут заниженные или нулевые, как и при полной разгерметизации статической системы КВС.

Действия экипажа.

КВС должен установить ручку крана "Статика продувка" в положение "Статика резер.". При этом, если разгерметизация произошла на участке магистрали от приемников статического давления до крана и приборы не вышли из строя при полной разгерметизации, то показания их восстановятся. В дальнейшем при отсчете показаний высотомера и указателя скорости необходимо вводить поправки, указанные в данном разделе.

Если показания приборов КВС не восстановятся (разгерметизация произошла на участке между краном и приборами или приборы вышли из строя), то в дальнейшем пользоваться показаниями высотомера, вариометра и указателя скорости, установленных у второго пилота.

5.12.4. РАЗГЕРМЕТИЗАЦИЯ СИСТЕМЫ СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ ВТОРОГО ПИЛОТА

Признаки разгерметизации системы статического давления второго пилота те же, что и для системы КВС (см. 5.12.3).

Действия экипажа.

В случае отказа приборов ВД-10К, ВМФ-50К, ВАР-30МК и КУС-730/1100 второй пилот обязан доложить об этом КВС и по его команде приступить к восстановлению их нормальной работы.

Порядок работы по восстановлению показаний приборов второго пилота тот же, что и для приборов КВС (см. 5.12.3), только при этом используется кран резервной статики на правом горизонтальном пульте. Если после выполнения этих работ показания приборов второго пилота не восстановятся, то при дальнейшем выполнении полета следует пользоваться показаниями высотомера, указателя скорости и вариометра, установленных у КВС.

5.12.5. ЗАКУПОРКА ИЛИ ОБЛЕДЕНЕНИЕ ПРИЕМНИКА ПОЛНОГО ДАВЛЕНИЯ КОМАНДИРА ВОЗДУШНОГО СУДНА

Основной причиной закупорки приемника полного давления (ППД) является обледенение носка приемника, которое происходит при отказе электрообогревательного элемента или при его невключении.

При обледенении приемника ППД в большинстве случаев закупоривается его входное отверстие, а отверстия для стока влаги остаются открытыми. В этом случае в приемной камере приемника ППД устанавливается давление, равное атмосферному, и приемник полного давления становится приемником статического давления.

При закупорке входного отверстия приемника ППД КВС показания указателя скорости КУС-730/1100 будут уменьшаться до нуля. Если произошла закупорка входного отверстия и отверстий для стока влаги приемника ППД, то это обнаруживается по следующим признакам:

— указатель скорости сохраняет установившиеся показания и не реагирует на изменение скорости в горизонтальном полете;

— при наборе высоты показания указателя скорости будут увеличиваться, а при снижении — уменьшаться.

Действия экипажа.

Проверить включение обогревательного элемента приемника ППД командира воздушного судна (АЗС "Обогрев ППД лев." должен быть включен). Если через 2—3 мин после включения обогрева приемника показания указателя скорости не восстановятся, то ручку крана "Динамика" на левом горизонтальном пульте установить в положение "Резервное", подключив КУС-730/1100 командира воздушного судна к приемнику ППД второго пилота (на правом борту самолета).

Переход на питание от приемника ППД второго пилота не вызовет дополнительных погрешностей в показаниях указателя скорости командира воздушного судна. Поэтому, если указатели скорости КВС и второго пилота исправны, то расхождения в их показаниях не должны превышать двойной инструментальной погрешности.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ДО ПЕРЕКЛЮЧЕНИЯ РУЧКИ КРАНА "ДИНАМИКА" КОМАНДИРА ВОЗДУШНОГО СУДНА В ПОЛОЖЕНИЕ "РЕЗЕРВНОЕ" УБЕДИТЬСЯ, ЧТО РУЧКА КРАНА "ДИНАМИКА" ВТОРОГО ПИЛОТА (НА ПРАВОМ ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПУЛЬТЕ) НАХОДИТСЯ В ПОЛОЖЕНИИ "ОСНОВНОЕ".

5.12.6. ЗАКУПОРКА ИЛИ ОБЛЕДЕНЕНИЕ ПРИЕМНИКА ПОЛНОГО ДАВЛЕНИЯ ВТОРОГО ПИЛОТА

При закупорке входного отверстия и отверстий для стока влаги приемника ППД второго пилота показания указателя скорости будут изменяться так же, как и указателя скорости КВС в случае отказа его приемника ППД.

Действия экипажа.

В случае отказа указателя скорости КУС-730/1100 второй пилот обязан доложить об этом КВС и по его команде приступить к восстановлению работы прибора. Порядок работы по восстановлению показаний КУС-730/1100 второго пилота тот же, что и для КУС-730/1100 командира воздушного судна, только при этом используется кран "Динамика" на правом горизонтальном пульте и АЗС "Обогрев ППД прав.".

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ДО ПЕРЕКЛЮЧЕНИЯ РУЧКИ КРАНА "ДИНАМИКА" ВТОРОГО ПИЛОТА В ПОЛОЖЕНИЕ "РЕЗЕРВНОЕ" УБЕДИТЬСЯ, ЧТО РУЧКА КРАНА "ДИНАМИКА" КОМАНДИРА ВОЗДУШНОГО СУДНА НА ЛЕВОМ ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПУЛЬТЕ НАХОДИТСЯ В ПОЛОЖЕНИИ "ОСНОВНОЕ".

5.12.7. РАЗГЕРМЕТИЗАЦИЯ СИСТЕМЫ ПОЛНОГО ДАВЛЕНИЯ КОМАНДИРА ВОЗДУШНОГО СУДНА

При полной разгерметизации системы ППД командира воздушного судна (отсоединение, разрушение трубопровода или влагоотстойника и т. д.) происходит увеличение показаний указателя скорости КУС-730/1100, которое зависит от перепада давления в кабине и атмосфере. На высотах полета выше 3000 м стрелки указателя скорости могут устанавливаться на упор.

При частичной незначительной негерметичности системы ППД командира воздушного судна происходит увеличение показаний указателя скорости, величина которого зависит от степени разгерметизации.

Действия экипажа.

Показаниями указателя скорости КУС-730/1100 не пользоваться. Ручку крана "Динамика" командира воздушного судна не переключать, так как можно вывести из строя указатель скорости второго пилота. Для продолжения полета пользоваться показаниями прибора КУС-730/1100 второго пилота.

5.12.8. РАЗГЕРМЕТИЗАЦИЯ СИСТЕМЫ ПОЛНОГО ДАВЛЕНИЯ ВТОРОГО ПИЛОТА

При полной и частичной разгерметизации системы полного давления второго пилота показания указателя скорости КУС-730/1100 будут изменяться так же, как и показания прибора КУС-730/1100 командира воздушного судна.

Действия экипажа.

Показания указателя скорости КУС-730/1100 второго пилота не использовать. Ручку крана "Динамика" второго пилота не переключать. Для продолжения полета пользоваться показаниями прибора КУС-730/1100 командира воздушного судна.

5.13. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ОТКАЗЕ АВТОПИЛОТА

Экипаж обязан выключить автопилот, если:

— появляются рывки или подергивания органов управления;

— появляются самопроизвольные колебания самолета по крену и тангажу;

— выявляются медленные изменения параметров движения самолета (крена, тангажа, высоты).

Загорание светосигнального табло "Отказ АП бок" или "Отказ АП прод" и включение звукового сигнала длительностью до 4 с сигнализируют о неисправности и автоматическом отключении соответствующего канала автопилота.

При загорании светосигнального табло "Отказ АП бок" или "Отказ АП прод" отключить автопилот кнопками, расположенными на штурвалах пилотов. Табло погаснет. Выключатели "Питание" и "Тангаж" поставить в положение "Откл.". Перейти полностью на ручное управление. При загорании светосигнального табло "Отказ АП прод" допускается отключение выключателя "Тангаж" и переход на ручное управление по продольному каналу. Экипаж обязан:

— определить пространственное положение самолета и перевести его в горизонтальный полет;

— убедиться в исправности курсовой системы.

Загорание светосигнального табло "Усилие откл. АП" с включением звуковой сигнализации говорит о неисправности в системе автоматического управления стабилизатором и о наличии усилий в канале руля высоты. Пилот, удерживая штурвал вручную, должен:

— отключить автопилот кнопкой "Откл. АП" на штурвале, при этом светосигнальное табло "Усилие откл. АП" погаснет;

— установить выключатель "Тангаж" в положение "Откл.".

При необходимости допускается повторное включение автопилота с использованием автоматического управления только по боковому каналу и с ручным управлением по тангажу.

Одновременное загорание табло "Отказ АГБ", отказ АП бок" и "Отказ АП прод" сигнализирует об отказе одного из авиагоризонтов и автоматическом отключении автопилота. В этом случае необходимо:

— определить действительное положение самолета по приборам ВАР-30М, ЭУП-53, КППМС, указателю скорости и высотомеру;

— установить выключатели "Питание" и "Тангаж" в положение "Откл.".

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ИСПОЛЬЗОВАТЬ АВТОПИЛОТ ПРИ ОТКАЗЕ АВИАГОРИЗОНТА АГБ-3К **ЗАПРЕЩАЕТСЯ.**

2. ЕСЛИ В ПОЛЕТЕ СРАБОТАЛА СИГНАЛИЗАЦИЯ ОТКАЗА АВТОПИЛОТА ПО ПРОДОЛЬНОМУ КАНАЛУ ИЛИ ЗАГОРЕЛСЯ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОР "УСИЛИЕ ОТКЛ. АП" И ПОСЛЕ АВТОМАТИЧЕСКОГО ОТКЛЮЧЕНИЯ АВТОПИЛОТА СИСТЕМОЙ КОНТРОЛЯ ИЛИ КНОПКОЙ НА ШТУРВАЛЕ СТАБИЛИЗАТОР НЕ УПРАВЛЯЕТСЯ ВРУЧНУЮ ОТ ОСНОВНОЙ СИСТЕМЫ, НЕОБХОДИМО ПЕРЕЙТИ НА УПРАВЛЕНИЕ СТАБИЛИЗАТОРОМ ОТ АВАРИЙНОЙ СИСТЕМЫ.

3.ПРИ УПРАВЛЕНИИ СТАБИЛИЗАТОРОМ ОТ АВАРИЙНОЙ СИСТЕМЫ АВТОПИЛОТ АВТОМАТИЧЕСКИ ОТКЛЮЧАЕТСЯ.



5.14. НЕИСПРАВНОСТИ В СИСТЕМЕ РЕГУЛИРОВАНИЯ ДАВЛЕНИЯ ВОЗДУХА (СРД)

1. В режиме набора высоты кабина не герметизируется.

"Высота" в кабине увеличивается выше заданной, при этом загорается светосигнальное табло " Разгерметизация" и появляется аварийный звуковой сигнал. В этом случае экипажу необходимо надеть кислородные маски, прекратить набор высоты и включить переключатель "Дублер рег. давл.". Проконтролировать включение дублера по загоранию светосигнализатора "Дублер рег. давл. вкл." и показаниям приборов. Кабинный вариометр должен показывать 2—4 м/с "Спуск", а прибор УВПД-5-0,8К — увеличение перепада давлений и уменьшение высоты в кабине. В этих условиях продолжить набор высоты.

Примечание. Нормальный режим давления в кабине должен восстанавливаться в течение не более 10-12 мин, что связано с ограничением скорости нарастания давления дублирующим регулятором.

2. Перепад давлений не соответствует нормальному ((0,3±0,02) кгс/см^2 или (0,4±0,02) кгс/см^2).

Задатчик "Избыточное давление" на изд. 2077 следует медленно повернуть, переместив стрелку на шкале в пределах ширины риски на 1-2 зубца фиксатора в сторону увеличения или уменьшения избыточного давления в кабине. Если после этого давление не соответствует нормальному значению, перейти на дублирующий регулятор давления.

3. Перенаддув кабины.

Признаки и действия при перенаддуве кабины, см. 5.4.

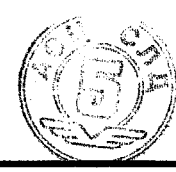
4. При снижении самолета скорость изменения "высоты" в кабине не соответствует нормальной $2^{+1}_{-0,5}$ м/с.

Задатчик "Скорость изменения давления" на изд. 2077 повернуть вправо или влево до установления скорости по кабинному вариометру $2^{+1}_{-0,5}$ м/с.

5.15. ПРЕКРАЩЕНИЕ ВЗЛЕТА ПО ПРИЧИНАМ, НЕ СВЯЗАННЫМ С ОТКАЗОМ ДВИГАТЕЛЯ

1. При возникновении на разбеге до достижения скорости V_1, обстоятельств или неисправностей, которые по оценке КВС могут представить угрозу безопасности продолжения взлета или последующего завершения полета, — взлет следует прекратить.

2. Действия экипажа для прекращения взлета не отличаются от предписанных для случая прерванного взлета при отказе одного из двигателей (см. 5.1.2 п. 3).



5.16. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ НЕИСПРАВНОСТИ РТУ НА ПОСАДКЕ

Если после установки переключателя "Реверс вкл. — Откл." в положение "Вкл." желтый светосигнализатор "Реверс вкл." не загорелся, а характерный шум отсутствует или при наличии характерного шума у самолета появляется разворачивающий момент, КВС должен подать команду: "Убрать реверс", уменьшить режим работы среднего двигателя до малого газа и произвести посадку без использования реверсивного устройства. По команде КВС бортмеханик устанавливает переключатель "Реверс вкл. — Откл." в положение "Откл." и докладывает КВС.

Раздел 6

ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ И ОБОРУДОВАНИЯ



СОДЕРЖАНИЕ

6.1. Эксплуатация двигателей **4**
6.1.1. Прогрев и опробование двигателя АИ-25 на земле 4
6.1.2. Особенности эксплуатации двигателя АИ-25 в зимних условиях 10
6.1.3. Определение частоты вращения ротора КВД на режимах "ВЗЛЕТНЫЙ", "НОМИНАЛЬНЫЙ" и "0,85 НОМИНАЛЬНОГО" с помощью специальной линейки 11
6.1.4. Определение частоты вращения ротора КВД при работе двигателя на земле 11
6.1.5. Определение частоты вращения ротора КВД при работе двигателя в полете 12
6.2. Топливная система **15**
6.3. Система смазки **23**
6.4. Эксплуатация системы пожарной защиты **24**
6.4.1. Проверка исправности системы пожарной защиты 24
6.4.2. Проверка системы пожаротушения 26
6.5. Гидравлическая система **27**
6.5.1. Эксплуатация основной гидросистемы 31
Уборка шасси от основной гидросистемы 31
Выпуск шасси от основной гидросистемы 31
Выпуск закрылков от основной гидросистемы 31
Уборка закрылков от основной гидросистемы 31
Управление стабилизатором от основной гидросистемы 31
Управление стеклоочистителями 32
Управление входным трапом 32
Управление тормозами колес от основной гидросистемы 33
Пользование стояночным тормозом 33
Управление реверсивно-тормозным устройством 34
Управление поворотом передней стойки шасси 34
6.5.2. Эксплуатация аварийной гидросистемы 34
Аварийное управление стабилизатором 34
Аварийный выпуск шасси 35
Аварийный выпуск закрылков 36
Аварийное торможение основных колес шасси 36
6.6. Система управления самолетом **38**
Общие сведения 38
Управление триммером элерона 38
Управление триммером руля направления 38
Управление стопорением рулей и элеронов 38
Порядок стопорения рулей и элеронов 39
Порядок расстопорения рулей и элеронов 39
6.7. Система регулирования давления воздуха в гермокабине (СРД) **40**
Общие сведения 40
Эксплуатация СРД 41
6.8. Система кондиционирования воздуха **44**
Общие сведения 44
Эксплуатация системы кондиционирования в полете 44
6.9. Противообледенительная система (ПОС) **46**

Общие сведения ... 46
Проверка противообледенительной системы на земле ... 46
Проверка сигнализаторов обледенения РИО-3 ... 46
Проверка противообледенительной системы планера и двигателей при неработающих двигателях ... 47
Проверка обогрева стекол ... 47
6.10. Кислородное оборудование ... 49
6.10.1. Наземная проверка кислородного оборудования ... 50
6.10.2. Нормальная эксплуатация кислородного оборудования ... 51
6.10.3. Использование кислорода в аварийных условиях полета ... 51
6.11. Электрооборудование ... 53
Общие сведения ... 53
6.11.1. Источники постоянного тока ... 53
6.11.2. Источники переменного тока 115 В 400 Гц ... 54
6.11.3. Источники переменного трехфазного тока 36 В 400 Гц ... 54
6.12. Пилотажно-навигационное оборудование ... 56
6.12.1. Курсовая система ГМК-1Г ... 56
6.12.2. Магнитный компас КИ-13 ... 58
6.12.3. Авиагоризонт ... 58
6.12.4. Блок сравнения и предельных кренов (БСПК-1) ... 61
6.12.5. Автопилот "Кремень-40" ... 62
6.12.6. Система сигнализации срывного режима ... 66
6.12.7. Анероидно-мембранные приборы, системы полного и статического давлений ... 67
6.12.8. Высотомер УВИД-30-15 ... 69
6.12.9. Высотомер ВЭМ-72ФГ ... 70
6.12.10. Высотомер ВМФ-50К ... 70
6.13. Радиооборудование ... 71
6.13.1. УКВ-радиостанции Р-860-11 "Ландыш-5" ... 71
6.13.2. Самолетное громкоговорящее устройство СГУ-15 ... 72
6.13.3. Радиокомпас АРК-9 ... 74
6.13.4. Радиовысотомер РВ-3М ... 75
6.13.5. Аппаратура посадки СП-50 и маркерный радиоприемник МРП-56П ... 75
6.13.6. Метеонавигационный радиолокатор "Гроза" ... 76
6.13.7 Изделие "020М" ... 78
6.13.8. Самолетный ответчик СО-69 ... 78
6.13.9. Эксплуатация самолетов, оборудованных радиостанциями "Баклан-5", "Ядро-1" и аппаратурой "Ось-1". Связная УКВ-радиостанция "Баклан-5" ... 79
6.13.10. Эксплуатация самолетов, выполняющих международные полеты и оборудованных радиокомпасом АРК-15М, радиовысотомером РВ-5М, аппаратурой "КУРС МП-70", самолетным ответчиком СО-72М и самолетным дальномером СД-75 ... 84
6.14. Аппаратура регистрации полетной информации ... 94
6.14.1. Самописец МСРП-12-96 ... 94
6.14.2. Размещение элементов защиты, контроля и управления системой МСРП-12-96 ... 95
6.14.3. Эксплуатация МСРП-12-96 перед полетом. Прогрев перед полетом ... 95
6.14.4. Эксплуатация МСРП-12-96 в полете ... 96
6.15. Светосигнальное и осветительное оборудование ... 97

6.1. ЭКСПЛУАТАЦИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ

6.1.1. ПРОГРЕВ И ОПРОБОВАНИЕ ДВИГАТЕЛЯ АИ-25 НА ЗЕМЛЕ

Подготовку к запуску и запуск двигателя производить, как указано в разд. 3.

1. После запуска и выхода двигателя на режим малого газа проверить показания приборов, которые должны быть следующими:

— частота вращения ротора КВД на режиме малого газа — в соответствии с графиком (рис. 6.1.).

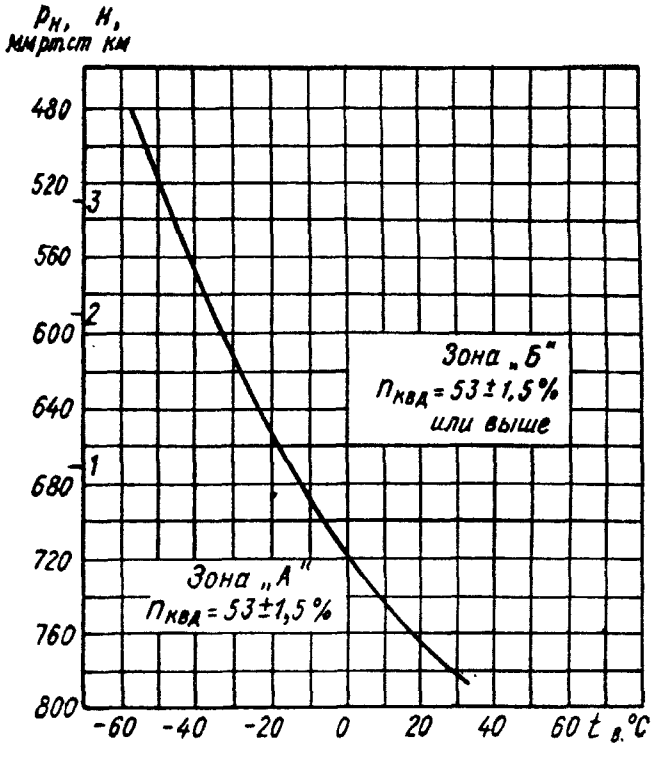


Рис. 6.1. График изменения оборотов малого газа в зависимости от атмосферных условий

Примечания: 1. Допустимое отклонение частоты вращения ротора КВД при запуске двигателя, изменении загрузки самолетных агрегатов или переводе РУД с рабочего режима на режим малого газа от предельного значения частоты вращения малого газа для данных условий составляет не более 2%.

2. Время стабилизации частоты вращения ротора КВД на режиме малого газа при установившемся значении до их колебаний в пределах ± 0,5% составляет не более 45 с;

— давление масла на входе в двигатель не менее 2,0 кгс/см^2;
— температура газа за турбиной не более 600^0 С.

При нормальных показаниях приборов прогреть двигатель.
Прогрев двигателя производить на режимах малого газа не менее 30 с, а на режимах 0,2—0,4 номинального — не менее 1 мин.

Температура масла на входе в двигатель в конце прогрева должна быть не ниже минус 5^0 С.

Во время прогрева убедиться в нормальной работе двигателя на указанных режимах.

Примечания: 1. Окончательную проверку частоты вращения малого газа производить после опробования двигателя на всех режимах на прогретом двигателе.

2. В случае обнаружения ненормальностей в работе двигателя необходимо перевести РУД в положение "Стоп".

Проверить частоту вращения открытия и закрытия клапанов перепуска воздуха (КПВ) за III и V ступенями КВД, для чего медленно перевести РУД от режима малого газа до частоты вращения 86—88,5% и обратно. Частота вращения срабатывания КПВ должна составлять:

за V ступенью — 73—76%;
за III ступенью — 82,5—85,5%.

Момент открытия (закрытия) КПВ определяется по скачкообразному перемещению стрелки частоты вращения КНД в сторону уменьшения (увеличения) частоты вращения на величину:

3—4% при срабатывании КПВ за V ступенью КВД;
1—2% при срабатывании КПВ за III ступенью КВД.

2. Проверить работу двигателя на режимах 0,85 номинального, номинальном и взлетном. Время работы двигателя на каждом режиме составляет 15—20 с.

Режимы устанавливать по меткам на колонке управления рычагом двигателя и контролировать его по частоте вращения ротора КВД (основные эксплуатационные параметры работы двигателя АИ-25 указаны в табл. 6.1 — и на рис. 6.2.).

Примечание. Частота вращения ротора КВД на режимах "Взлетный", "Номинальный" и "0,85 номинального" может быть опредлен с помощью специальной линейки, рис. 6.3.

График опробования двигателя показан на рис. 6.4.

3. После проверки работы двигателя на взлетном режиме снизить частоту вращения ротора двигателя до режима малого газа и для охлаждения двигателя проработать на этом режиме не менее 30 с.



Таблица 6.1

Основные параметры работы двигателя АИ-25

Параметр	Условное обозначение	Единица измерения	Режим						
			взлетный	номинальный	0,85 номинального	0,7 номинального	0,6 номинального	0,4 номинального	малый газ
Угол поворота рычага топливного агрегата 762МА по лимбу	$\alpha_в$	град.	100^{+4}_{-2}	76±2	66±2	57±2	50±2	38±2	12—20
Частота вращения ротора КВД, приведенная к СА	$n_{квд}$	об/мин %	16640 100,8	15675 95	15160 91,9	14610 88,5	14180 85,9	13010 78,8	8745 53
Частота вращения ротора КНД	n_{knd}	об/мин %	10750 90,7	9560 80,7	8950 75,5	8270 69,8	7770 65,5	6500 54,8	— —
Температура масла на входе в двигатель	$t_{м•вх}$	°С	На всех режимах на земле и в полете от минус 5 до 90						
Давление масла на входе в двигатель на земле и в полете	$p_м$	кгс/см^2	На всех режимах на земле и в полете 2,0—4,5						
Часовой расход топлива	$G_т$	не более кг/ч	855	632	538	451	396	301	—
Температура газов за турбиной, не более	$T_в$	°С	630	570	550	На всех режимах не более 550°С			600

Примечания: 1. Частота вращения ротора КВД, температура газов за турбиной и часовой расход топлива приведены к условиям СА, H=0 и V=0.

2. Допуск на частоту вращения ротора КВД:

— на всех режимах ±1,0%.

3. Наработку двигателя на всех режимах выше номинального засчитывать в наработку, как на взлетном режиме. Наработку двигателя на всех режимах выше 0,85 номинального до номинального включительно засчитывать в наработку на номинальном режиме. Режимы по α=0,85 номинального и ниже относятся к крейсерскому режиму.

4. Частота вращения воздушного стартера СВ-25 6770—7270 об/мин (41—44%).

При включении отбора воздуха от двигателя на противообледенительные системы самолета и двигателя, а также при полете на высотах выше 6000 м допускается повышение температуры газа за турбиной не более чем на 60°С.

При включении отбора воздуха на противообледенительные системы самолета и двигателя на режимах от малого газа до частоты вращения ротора КВД закрытия клапанов перепуска воздуха за пятой ступенью (73—76%) допускается повышение температуры газа за турбиной не более чем на 100 °С. При этом температура газа не должна превышать 650 °С.

5. На установившихся режимах работы двигателя на земле и в полете допускается изменение температуры газа за турбиной в пределах 50 °С без превышения максимально допустимых величин.

6. При определении приемистости в условиях, при которых топливорегулирующая аппаратура поддерживает постоянную частоту вращения ротора КВД, допускается кратковременный (не более 10 с) заброс температуры газа за турбиной до 700 °С.

7. Частота вращения ротора КНД на земле и в полете не должна превышать 98%. При изменении режимов работы двигателей РУД необходимо перемещать плавно, равномерно и синхронно.

8. На высотах полета 4000 м и более разрешается убирать РУД (понижать режим работы двигателя) до частоты вращения ротора КВД не менее 77%.

9. На самолетах, оборудованных проходным фиксатором полетного малого газа при установке РУД на проходной фиксатор на высотах полета 6000 м и более частота вращения ротора КВД должна быть 77—82%.

10. При изменении режима работы двигателей на высотах полете более 6000 м время перемещения РУД с режима полетного малого газа ($n_{квд}$=77—82 %) до номинального должно быть не менее 6 с.

11. На самолетах имеющих проходной фиксатор полетного малого газа на высотах полета более 4000 м, запрещается устанавливать РУД в положение ниже проходного фиксатора.

12. Для предотвращения перегрева двигателя на режиме ниже $n_{квд}$=96% СА при работе двигателя только на рулении и пробеге самолета на скорости менее (100±20) км/ч регулятор температуры РТ-12-9 при достижении температуры газа за турбиной (690±15)°С снижает расход топлива, а при температуре (720±15)°С производит останов двигателя. При этом загорается светосигнализатор "Перегрев АИ-25".

При достижении указанных температур в полете при скоростях более (100±20) км/ч или работе двигателя на земле на режиме выше $n_{квд}$ =96 % СА система РТ-12-9 работает только на светосигнализатор "Перегрев АИ-25".

В этом случае для снижения температуры газа за турбиной необходимо уменьшить режим соответствующего двигателя и при необходимости выключить его. При снижении температуры газа ниже (720±15) °С светосигнализатор "Перегрев АИ-25" продолжает гореть. В этом случае необходимо действовать в соответствии с рекомендациями 5.1.1 и 5.1.10 пп. 6,10.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПОСАДКИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РЕВЕРСИВНОГО УСТРОЙСТВА ТЯГИ НА ПРОБЕГЕ СРЕДНИЙ ДВИГАТЕЛЬ В СЛУЧАЕ ПЕРЕГРЕВА МОЖЕТ БЫТЬ ОСТАНОВЛЕН РЕГУЛЯТОРОМ ТЕМПЕРАТУРЫ РТ-12-9 ТОЛЬКО ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ РЕВЕРСИВНОГО УСТРОЙСТВА.

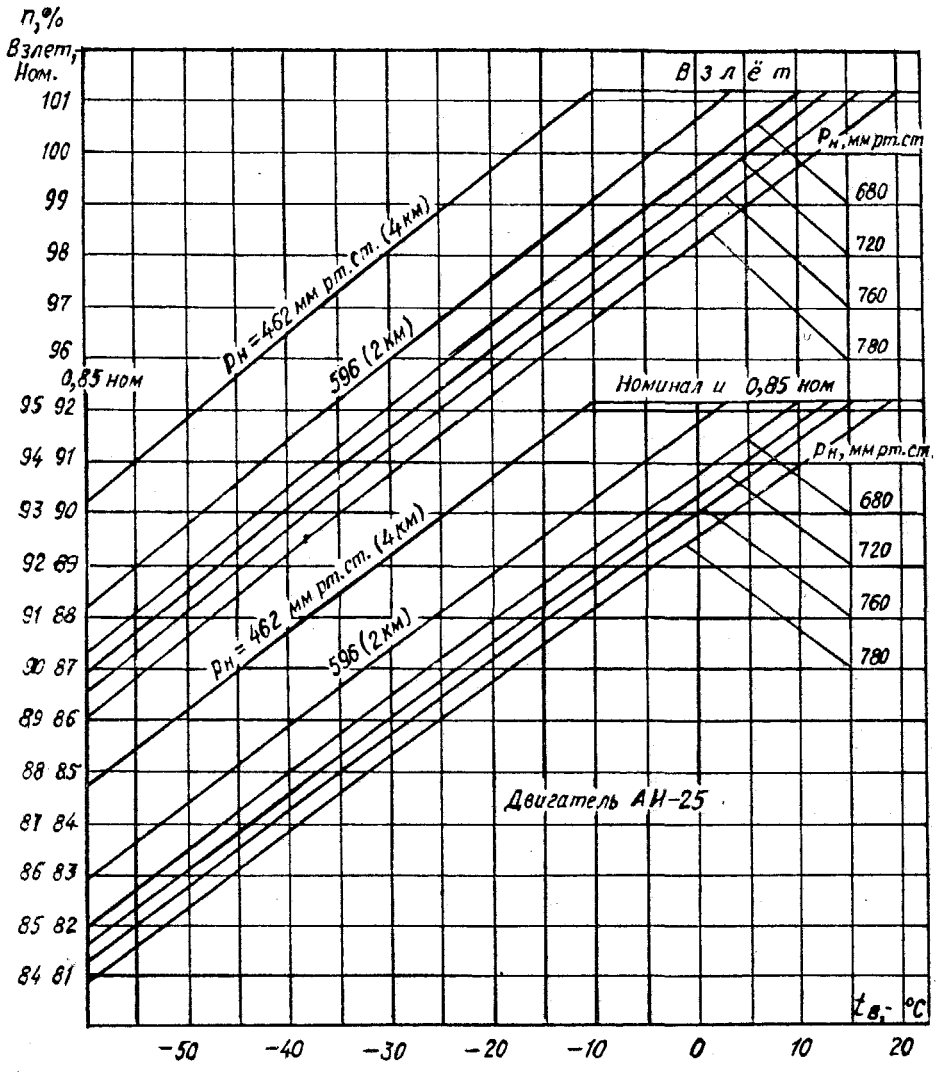


Рис. 6.2. График изменения частоты вращения ротора КВД при $V_{приб}$=0 (на режимах "Взлетный", "Номинальный" и "0,85 номинального")

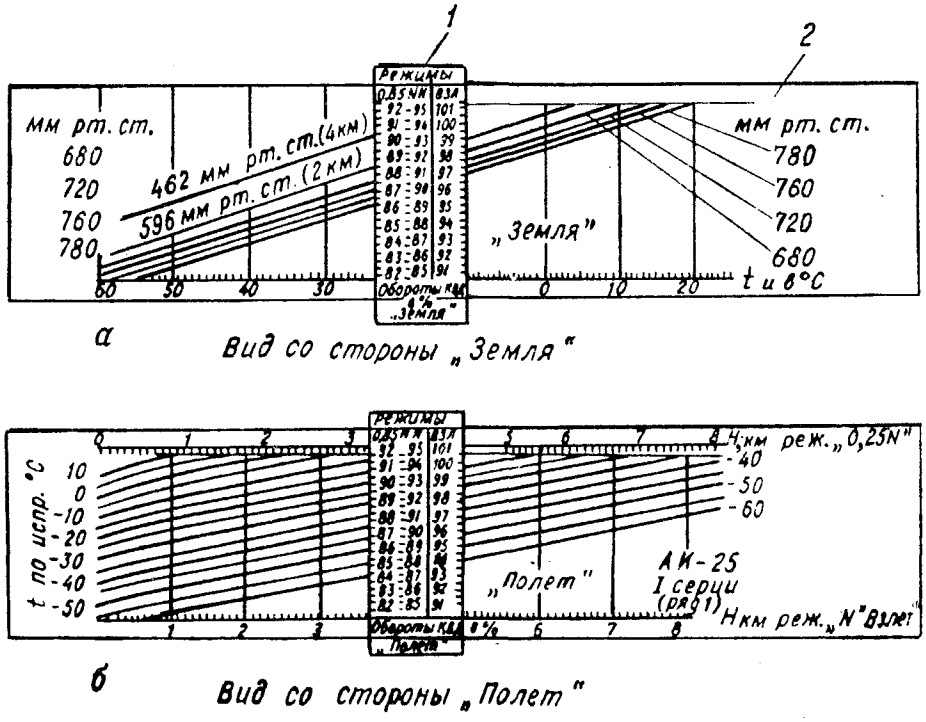


Рис. 6.3. Линейка для определения частоты вращения ротора КВД:
1 - движок; 2 - корпус линейки

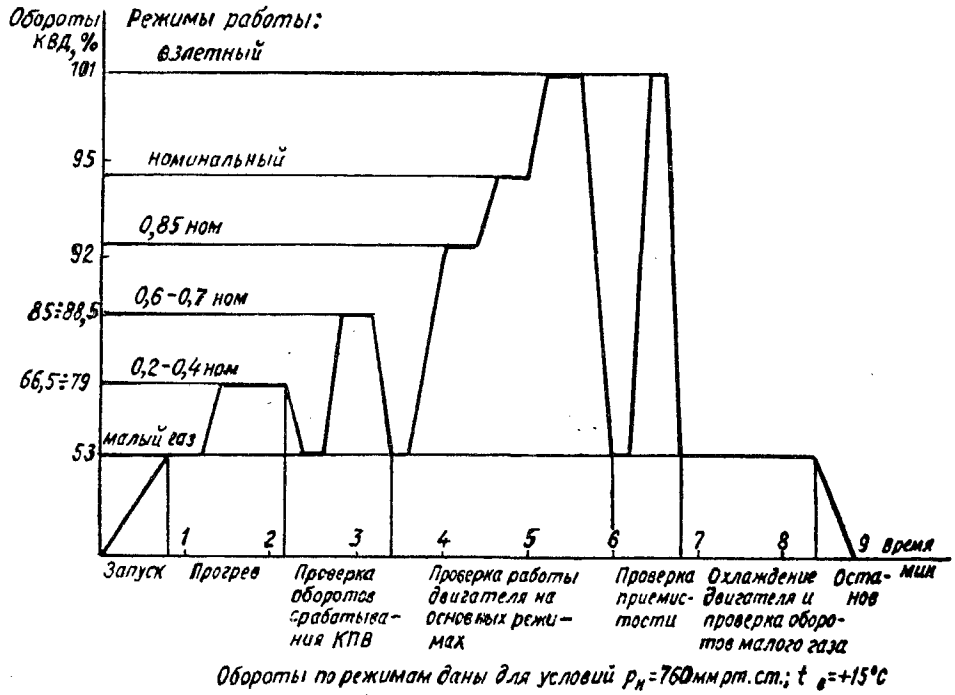


Рис. 6.4. График опробования двигателя

4. Проверить приемистость двигателя. Контроль приемистости необходимо производить от режима малого газа до режима 0,95 взлетной тяги.

Приемистость проверяется путем плавного, без рывков, перевода рычага управления двигателем за 1-2 с из положения "Малый газ" в положение "Взлетный режим".

Время приемистости определяется с момента начала перестановки РУД до достижения давления топлива перед рабочими форсунками на 10% меньше величины давления, зафиксированного при проверке работы двигателя на взлетном режиме, что соответствует режиму 0,95 взлетной тяги, и не должно превышать 15 с на земле и 12 с в полете.

5. Для охлаждения двигателя проработать на режиме малого газа не менее 2 мин, затем проверить частоту вращения малого газа. После этого выключить двигатель, как указано в 3.11.

6. При выключении, а также прекращении запуска двигателя на земле или в полете необходимо следить за температурой газа за турбиной и падением давления топлива.

7. Если после перевода РУД в положение "Стоп" подача топлива в двигатель не прекращается или прекращается не полностью, то необходимо продублировать выключение двигателя переключателем "Останов двигателя" и переключателем "Пожарный кран" (ПК) этого двигателя. При закрытии перекрывного (пожарного) крана топлива светосигнализатор "ПК открыт" погаснет.

8. При выключении двигателя после опробования на земле проверить "выбег" и убедиться в отсутствии постороннего шума в двигателе (см. 3.11.1).

6.1.2. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ДВИГАТЕЛЯ АИ-25 В ЗИМНИХ УСЛОВИЯХ

1. Перед запуском двигателя убедиться в отсутствии льда внутри входного устройства. Если в воздухозаборнике обнаружен лед, то его следует удалить с помощью наземного подогревателя, подводя горячий воздух от него с температурой не выше 80 °С в газовоздушный тракт двигателя.

2. Перед запуском двигателя проверить, взявшись рукой за лопатки турбины, вращение ротора КНД.

Если ротор не вращается, следует проверить состояние лопаток и, в случае примерзания лопаток, необходимо продуть горячим воздухом газовоздушный тракт двигателя для устранения этого дефекта.

После продува тракта горячим воздухом проверить вращение обоих роторов (ротор КВД следует вращать за привод прокрутки спецключом).

3. При температуре воздуха 8 °С и ниже и наличии облачности, тумана, снегопада, дождя или мороси после запуска двигателя включить противообледенительные устройства воздухозаборника силовой установки и ВНА компрессора низкого давления с помощью переключателя "Обогрев двигателя на земле", находящегося на правом пульте.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ОБОГРЕВ ВКЛЮЧАТЬ ТОЛЬКО ДЛЯ РАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ.

4. Эксплуатация двигателя в зимних условиях (при отсутствии обледенения) до температуры минус 40° С ничем не отличается от эксплуатации его при положительных температурах воздуха.

При температурах воздуха ниже минус 10 °С во время работы двигателя на режиме малого газа с включенным отбором воздуха и включенным генератором необходимо контролировать частоту вращения ротора КВД, не допуская ее падения ниже 51,5% путем перемещения РУД на увеличение режима.

5. При температуре воздуха ниже минус 40 °С (если температура масла на входе в двигатель ниже минус 20 °С) перед запуском произвести подогрев двигателя и его агрегатов горячим воздухом с температурой на выходе из подогревателя 80-90 °С.

Горячий воздух следует подводить в нижнюю часть подкапотного пространства в течение 30-40 мин. Перед запуском двигателя температура масла на входе должна быть не ниже минус 5^{o} С.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ДО ПОДОГРЕВА ДВИГАТЕЛЯ И ЕГО АГРЕГАТОВ ПРОИЗВОДИТЬ ВРАЩЕНИЕ РОТОРОВ ДВИГАТЕЛЯ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

6. В конце подогрева двигателя и его агрегатов следует убедиться в легкости вращения роторов КВД и КНД.

7. Во избежание попадания снега в газовоздушный тракт двигателя необходимо после его выключения плотно закрыть заглушками воздухозаборник и реактивное сопло.

Заглушку на реактивное сопло ставить не ранее чем через 10 мин после выключения двигателя.

8. При заправке самолета топливом и маслом принять меры предосторожности от попадания в них снега (воды).

6.1.3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ РОТОРА КВД НА РЕЖИМАХ "ВЗЛЕТНЫЙ", "НОМИНАЛЬНЫЙ" И "0,85 НОМИНАЛЬНОГО" С ПОМОЩЬЮ СПЕЦИАЛЬНОЙ ЛИНЕЙКИ

Специальная линейка предназначена для удобного и быстрого определения частоты вращения ротора КВД при работе двигателя на земле и в полете на режимах "Взлетный", "Номинальный" и "0,85 номинального".

Линейка состоит из движка *1* и корпуса линейки *2* (рис. 6.4.). На одной стороне линейки с надписью "Земля" нанесен график для определения частоты вращения ротора КВД двигателя при работе его на земле в зависимости от атмосферного давления ($p_в$, мм рт. ст.) и температуры воздуха ($t_в$, ^{o}С), на другой - график для определения частоты вращения ротора КВД двигателя в полете в зависимости от высоты полета (Н, км) и приборной температуры воздуха ($t_в$ прибор, ^{o}С).

Примечание. При отборе воздуха для двигателя и самолета (включение противообледенительной системы и системы кондиционирования), при загрузке самолетных агрегатов (генератора и гидронасоса) частота вращения ротора КВД на режимах "Взлетный", "Номинальный" и "0,85 номинального" практически не изменяется при работе двигателя в зонах переменной и постоянной частоты вращения.

6.1.4 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ РОТОРА КВД ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЯ НА ЗЕМЛЕ

Для определения частоты вращения ротора КВД ($n_{КВД}$) на режимах "Взлетный", "Номинальный" и "0,85 номинального" при работе двигателя на земле в данных атмосферных условиях необходимо:

— боковую кромку движка с надписью "Земля" установить на значение данной температуры воздуха;

— правую боковую кромку движка установить для определения режим "Взлетный";

— левую боковую кромку движка установить для определения режимов "Номинальный" и "0,85 номинального".

В месте пересечения соответствующей кромки движка с линией данного атмосферного давления воздуха прочитать на шкале движка частоты вращения ротора КВД, соответствующие режимам "Взлетный" или "Номинальный" и "0,85 номинального".

Пример. Атмосферные условия $P_в$ = 680 мм рт. ст., $t_в$ = -30 ^{o}С.

Движок соответствующей боковой кромкой устанавливаем на $t_в$ = -30 ^{o}С и в месте пересечения данной боковой кромки с линией атмосферного давления 680 мм рт. ст. определяем частоту вращения. "Взлетный" — 95%, "Номинальный" — 89,5% и "0,85 номинального" — 86,5%.

Примечание. Полученные значения частоты вращения округляются с точностью до 0,5%.

Частота вращения ротора КВД при работе двигателя в этих условиях должна устанавливаться для режимов:

"Взлетный" ..... (95±1) %
"Номинальный" ..... (89,5±1) %
"0,85 номинального" ..... (86,5±1) %.

Примечания: 1. Если для величины атмосферного давления нет соответствующей линии на графике, то эта линия определяется интерполированием.

2. Если кромка движка не пересекает линию графика для данного давления (например, при $t_в$=15°С и $P_н$ = 680 мм рт. ст.), то в этом случае двигатель работает в зоне постоянной частоты вращения ротора КВД, которая должна быть равна для режимов:

"Взлетный" ..... (101±1) %
"Номинальный" ..... (95±1) %
"0,85 номинального" ..... (92±1) %

6.1.5. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ РОТОРА КВД ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ

Для определения частоты вращения ротора КВД ($n_{КВД}$) на режимах "Взлетный", "Номинальный" и "0,85 номинального" в зависимости от высоты полета и температуры воздуха используются графики (рис. 6.5 и 6.6) или линейка, для чего необходимо:

— боковую кромку движка с надписью "Полет" установить на значение данной высоты полета для режимов "Взлетный" и "Номинальный" по нижней шкале, для режимов "0,85 номинального" - по верхней шкале;
— правую боковую кромку движка установить для определения режима "Взлетный";
— левую боковую кромку движка установить для определения режимов "Номинальный" и "0,85 номинального".

В месте пересечения соответствующей кромки движка с линией данной температуры воздуха определить по шкале движка частоту вращения ротора КВД, соответствующую режимам "Взлетный" или "Номинальный" и "0,85 номинального".

Пример. Условия полета $H_{полета}$ = 6 км, $t_{пр}$= - 30 °С.

Движок устанавливаем левой боковой кромкой на $H_{полета}$ = 6 км и в месте пересечения данной боковой кромки движка с линией, соответствующей температуре воздуха $t_{пр}$= - 30°С определяем частоту вращения ротора КВД для соответствующих режимов: "Номинальный" — 93,8% и "0,85 номинального" — 91,3% (для режима "Взлетный" частота вращения ротора КВД определяется только до $H_{полета}$ = 4 км).

Полученные значения частоты вращения для указанных режимов округляются с точностью до 0,5%.

Частота вращения ротора КВД ($n_{квд}$) при работе двигателя в этих условиях должна устанавливаться для режимов:

"Номинальный" 94%
"0,85 номинального" ..... 91,5%.

Примечания: 1. Если для температуры воздуха ($t_{приб}$, °С) нет соответствующей линии на графике, то эта линия определяется интерполированием.

2. Если кромка движка не пересекает линию графика для данной температуры (например, при H=6 км и $t_{приб}$= - 15°С); то в этом случае двигатель работает в зоне постоянной частоты вращения ротора КВД, которая должна быть равна для режимов:
"Номинальный"..... (95±1) %
"0,85 номинального"..... (92±1) %.

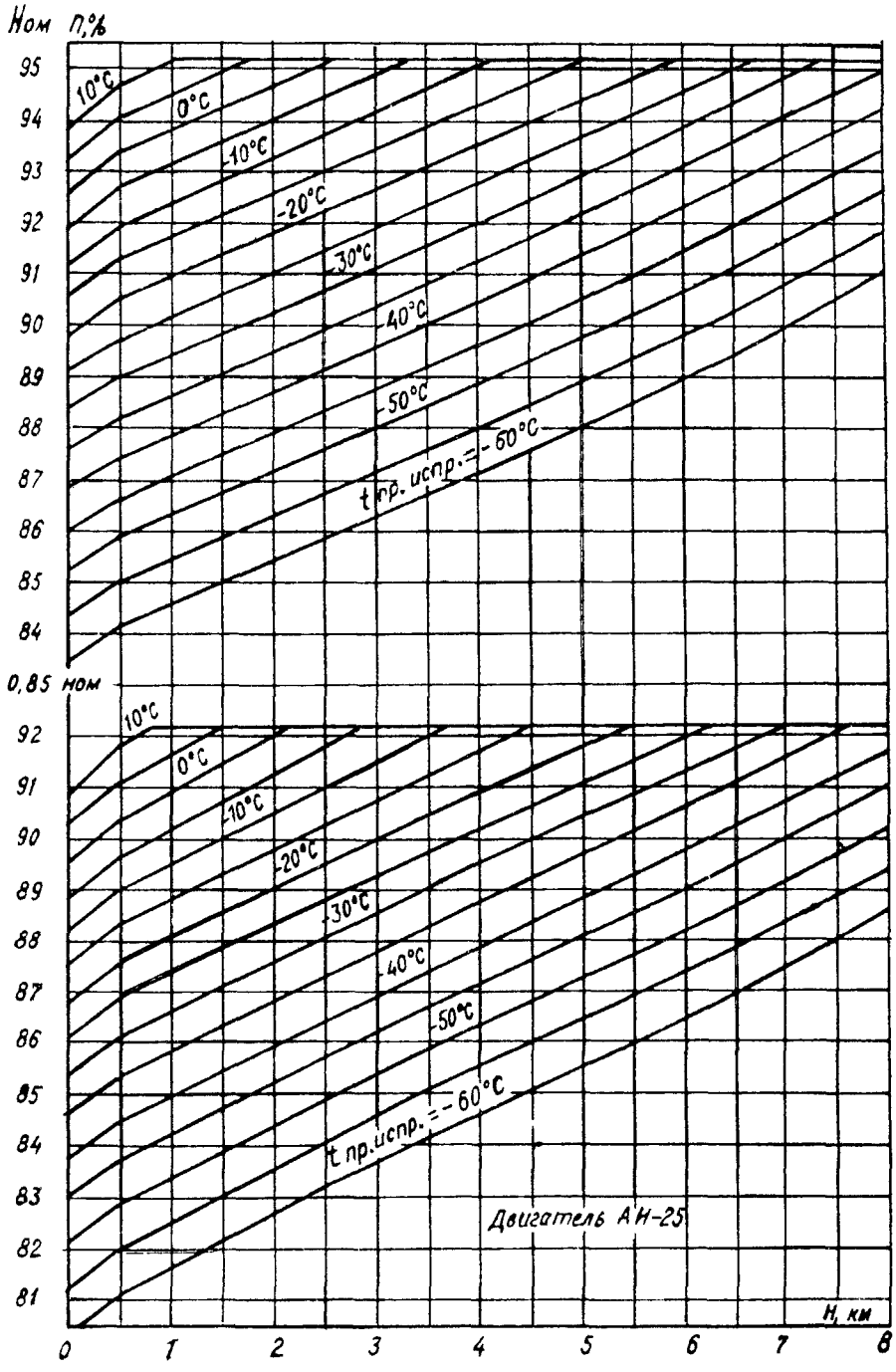


Рис. 6.5. График изменения частоты вращения ротора КВД в полете (на режимах "Номинальный" и "0,85 номинального")

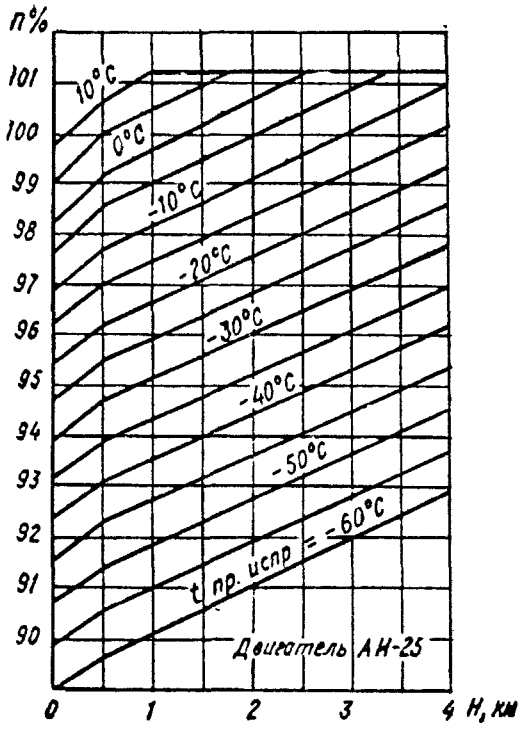


Рис. 6.6. График изменения частоты вращения ротора КВД в полете (на режиме "Взлетный")

6.2 ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

Общие сведения.

Самолетная топливная система состоит из топливных баков-кессонов (кессонов) и следующих систем: питания топливом основных двигателей, питания топливом пускового двигателя, перекачки топлива, дренажа топливных кессонов,заправки топливом, автоматики расхода и измерения топлива, а также системы аварийного слива топлива.

Топливо на самолетах с № 06 по № 1819 кроме № 0203, 0316, 0117, 0518, 1618, 0519 и 0619 размещено в двух кессонах, расположенных в отъемных частях крыла ОЧК; максимальная вместимость двух кессонов 3000 кг (по 1500 кг в каждом кессоне). Каждый кессон разделен на три сообщающихся между собой отсека: № 1, 2 и 3 и один дренажный отсек. Все три отсека кессона заправляются через свою заправочную горловину.

Топливо на самолетах с № 1919, а также № 0203, 0316, 0117, 0518, 1618, 0519 и 0619, размещено в двух кессонах максимальной вместимостью 4400 кг (по 2200 кг в каждом кессоне).

Каждый кессон разделен на четыре сообщающихся между собой топливных отсека № 1, 2, 3 и 4 и один дренажный отсек. Все четыре отсека кессона заправляются через свою заправочную горловину.

Расходными отсеками кессонов являются отсеки № 1 (лев., прав. ОЧК), из которых топливо подается к подкачивающим насосам двигателей АИ-25 и насосу пускового двигателя АИ-9. Подача топлива осуществляется двумя (лев. и прав.) подкачивающими трехрежимными насосами (агр. 463)

Расходные отсеки кессонов соединены между собой соединительным трубопроводом с краном объединения, подкачивающие магистрали насосов (агр. 463) — трубопроводом кольцевания топлива с краном кольцевания.

Для отделения воздуха от топлива и для бесперебойной подачи топлива к двигателям при нулевых и отрицательных перегрузках, а также при кренах и скольжении самолета с отливом топлива от заборников насосов (агр. 463) на самолете установлены два топливных аккумулятора.

Наддув топливных аккумуляторов осуществляется от компрессоров двигателей АИ-25.

Топливо из правого и левого кессонов вырабатывается равномерно.

Равномерность выработки топлива из кессонов обеспечивается автоматом выравнивая АЦТ5-1Т (для самолетов с № 06 по № 1819 кроме N0203, 0316, 0117, 0618, 0519 и 0619) или АЦТ5-1БТ (для самолетов с № 1919, а также № 0203, 0316, 0117, 0518, 1618, 0519 и 0619), который переводит насос (агр. 463) с номинального режима работы на ослабленный того кессона, в котором топлива в данный момент меньше. При одинаковом количестве топлива в кессонах оба насоса (агр. 463) работают на номинальном режиме.

В полете контроль за количеством топлива в обоих кессонах и отдельно в каждом кессоне производится по указателю электроемкостного топливомера, входящего в комплект АЦТ5-1Т или АЦТ5-1БТ, датчики которых расположены в топливных отсеках кессонов. В датчиках отсеков № 1, расположенных между нервюрами № 1 и 2 в консоле крыла, установлены сигнализаторы посадочного остатка топлива.

Посадочный остаток топлива составляет:

— для самолетов вместимостью кессонов 3000 кг — 460 кг (по 230 кг в каждом кессоне);
— для самолетов вместимостью кессонов 4400 кг — 500 кг (по 250 кг в каждом кессоне).

При срабатывании сигнализаторов на приборной доске в кабине экипажа загораются красные светосигнализаторы "Остаток топл. лев." и "Остаток топл. пр.".

Система питания двигателей топливом (рис. 6.7 и 6.8) работает следующим образом. Топливо вырабатывается из правого и левого кессонов одновременно двумя подкачивающими насосами 30, работающими параллельно. От насосов топливо через обратные клапаны 22 подается в топливные аккумуляторы 23 и затем через открытые перекрывные (пожарные) краны топлива агр. 768600МА 40 к подкачивающим насосам низкого давления 43 двигателей АИ—25, а через открытый перекрывной (пожарный) кран топлива агр. 610200А 37 и фильтр 11ТФ30СТ 39 к пусковому топливному насосу НП-9 и затем к насосу-регулятору НР-9 пускового двигателя АИ-9. От подкачивающих насосов 43 низкого давления топливо через топливомасляные агрегаты 46 и фильтры 47 подается к двигательным насосам высокого давления 45, затем к топливным регуляторам 762МА 44 и далее через форсунки впрыскивается в камеры сгорания двигателей.

В случае загрязнения топливных фильтров 47 топливо поступает к двигательным насосам высокого давления минуя фильтроэлементы. Работа фильтров контролируется по светосигнализаторам, работающим от реле РПДИ-0,5 ТМА двигателей.

На самолетах с серии 2019 для снижения давления, возникающего в замкнутых магистралях между топливными регуляторами и закрытыми перекрывными (пожарными) кранами топлива двигателей АИ-25 (за счет нагрева топлива в топливной системе) параллельно каждому перекрывному (пожарному) крану топлива установлены обратные клапаны 54.

При полетах в жарких климатических условиях топлива, расходуемого для питания двигателей, недостаточно для охлаждения масла в топливо-масляных агрегатах. Поэтому через топливомасляные агрегаты 46 прокачивается дополнительное количество топлива, которое перепускается через термостаты 50 по трубопроводам перекачки обратно в кессоны. Термостаты начинают открываться при температуре топлива 57°С и полностью открываются при 80°С. При работе двигателей на земле тепло от топлива, проходящего через топливомасляные агрегаты, в окружающую среду почти не передается. В полете же это тепло отводится воздухом атмосферы, обтекающим крыло. Для исключения возможного перетекания топлива из одного кессона в другой при стоянке самолета на неровной площадке, а также поступления топлива самотеком из кессонов к двигателям и при разрушении трубопроводов перепуска 13 на них устанавливаются обратные клапаны 55, 56.

При работающих генераторах электропитание получают оба подкачивающих насоса (агр. 463), а при отказе трех генераторов работает только левый насос, при этом для обеспечения питания топливом правого двигателя необходимо вручную открыть переключателям на среднем пульте кран кольцевания топлива.

Работа насосов контролируется с помощью сигнализаторов давления СДУ2А 21 по зеленым светосигнализаторам, расположенным на среднем пульте в кабине экипажа: при нормальной работе насосов светосигнализаторы светятся, а при падении давления за насосом ниже 0,25 кгс/см^2 светосигнализатор этого насоса гаснет. Подкачивающие насосы (агр. 463) могут работать на ослабленном, номинальном и форсированном режимах. Форсированный режим применяется только на левом насосе при запуске двигателя АИ-9.

Включение режимов работы насосов может производиться автоматически и вручную. Ручное управление режимами работы насосов производится с помощью АЗС и переключателей, расположенных на среднем пульте в кабине экипажа.

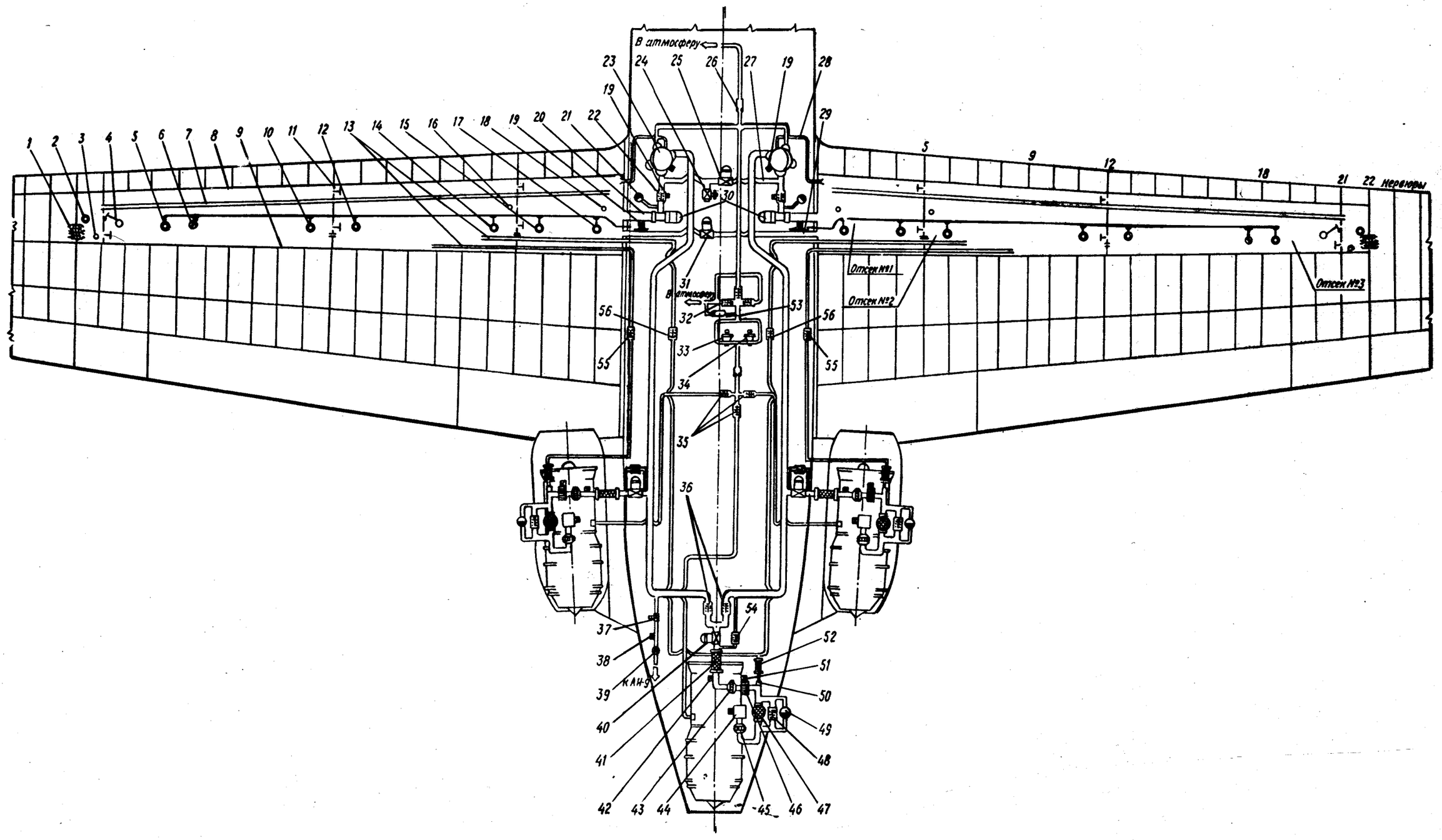


Рис. 6.7. Система питания двигателей топливом (вместимость 3000 кг):

1 - вакуум-предохранительный клапан; 2 - заборник дренажа; 3 - кран слива отстоя; 4 - поплавковый дренажный клапан; 5 - датчик № 6 топливомера; 6 - заправочная горловина бака кессона; 7 - дренажный трубопровод; 8 - носовая балка; 9 - передний лонжерон; 10 - датчик № 5 топливомера; 11 - обратный противоотливный клапан; 12 - датчик № 4 топливомера; 13 - трубопроводы перепуска топлива в бак-кессон; 14 - датчик № 3 топливомера; 15 - датчик № 2 топливомера; 16 - кран слива отстоя; 17 - датчик № 1 топливомера с сигнализатором; 18 - кран слива отстоя; 19 - сливной кран; 20 - патрубок насоса агр. 463; 21 - сигнализатор давления СДУ-2А; 22 - обратный клапан; 23 - топливный аккумулятор; 24 - магистральный кран слива топлива; 25 - кран кольцевания; 26 - дроссель; 27 - трубопровод кольцевания; 28 - трубопровод отвода газов в бак-кессон; 29 - трубопровод объединения; 30 - подкачивающие насосы агр. 463; 31 - кран объединения; 32 - предохранительный клапан; 33 - регулятор наддува агр. 3206А; 34 - регулятор наддува агр. 3206А; 35 - обратные клапаны; 36 - обратные клапаны; 37 - перекрывной (пожарный) кран агр. 610200А; 38 - штуцер консервации; 39 - топливный фильтр 11ТФ30-СТ; 40 - перекрывной (пожарный) кран агр. 768600М; 41 - гибкий шланг; 42 - штуцер консервации; 43 - насос низкого давления (первая ступень насоса 760Б); 44 - топливный регулятор 762МА; 45 - насос высокого давления (вторая ступень насоса 760Б); 46 - топливомасляный агрегат; 47 - топливный фильтр двигателя АИ-25; 48 - перепускной клапан; 49 - сигнализатор перепада давления; 50 - термостат; 51 - штуцер проливки; 52 - гибкий шланг; 53 - дроссель; 55 - обратные клапаны 660А-20-Т; 56 - обратные клапаны 660А-13-Т

Изд. № 400. Вклейка № 1 – Лицо

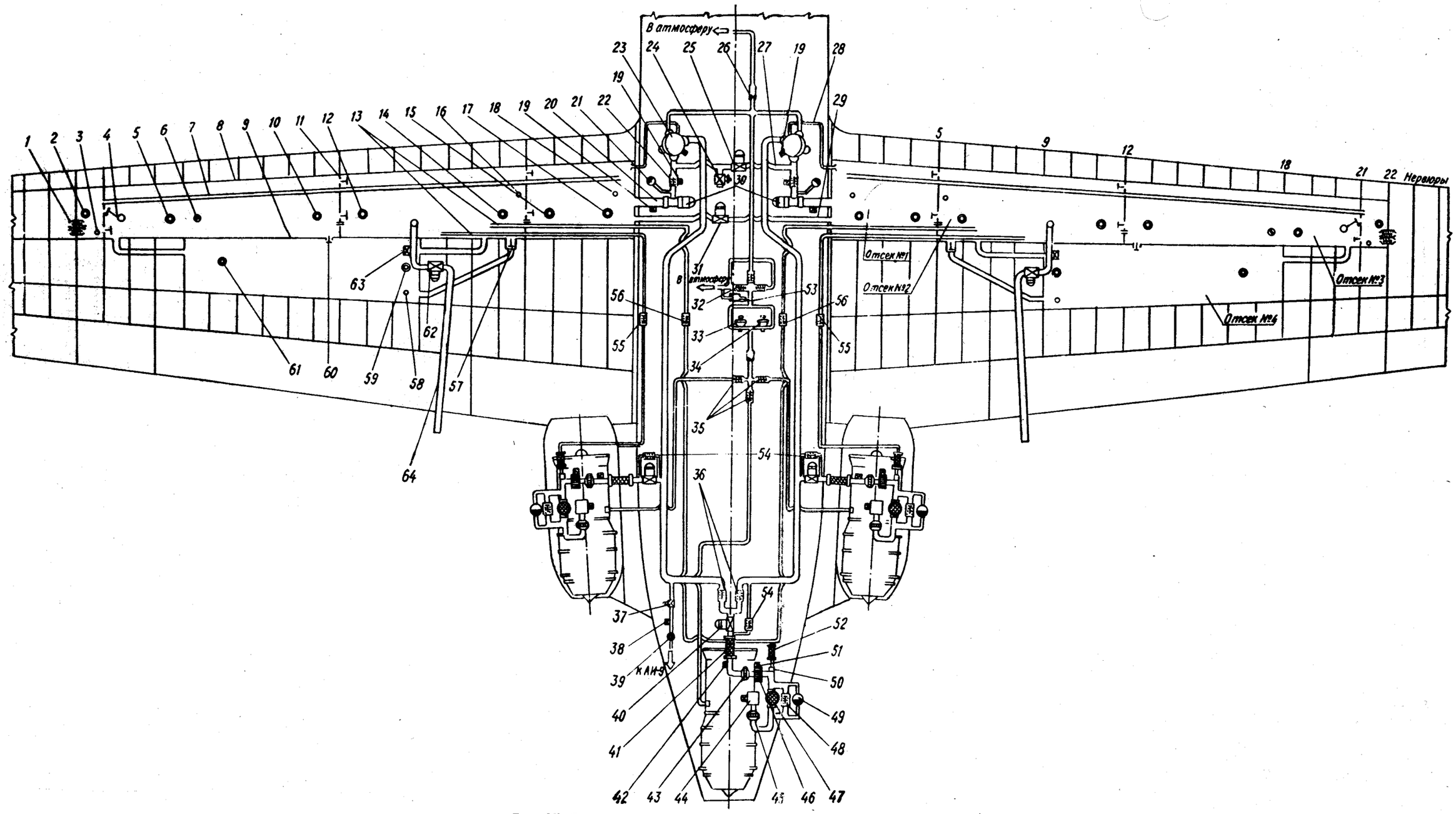


Рис. 6.8. Система питания двигателей топливом (емкость 4000 кг):

1 - вакуум-предохранительный клапан; 2 - заборник дренажа; 3 - кран слива отстоя; 4 - поплавковый дренажный клапан; 5 - датчик № 6 топливомера; 6 - заправочная горловина бака-кессона; 7 - дренажный трубопровод; 8 - носовая балка; 9 - передний лонжерон; 10 - датчик № 5 топливомера; 11 - обратный противоотливный клапан; 12 - датчик № 4 топливомера; 13 - трубопроводы перепуска топлива в бак-кессон; 14 - датчик № 3 топливомера; 15 - датчик № 2 топливомера; 16 - кран слива отстоя; 17 - датчик № 1 топливомера с сигнализатором; 18 - кран слива отстоя; 19 - сливной кран; 20 - патрубок насоса агр. 463; 21 - сигнализатор давления СДУ-2А; 22 - обратный клапан; 23 - топливный аккумулятор; 24 - магистральный кран слива топлива; 25 - кран кольцевания; 26 - дроссель; 27 - трубопровод кольцевания; 28 - трубопровод отвода газов в бак-кессон; 29 - трубопровод объединения; 30 - подкачивающие насосы агр. 463; 31 - кран объединения; 32 - предохранительный клапан; 33 - регулятор наддува агр. 3206А; 34 - регулятор наддува агр. 3206А; 35 - обратные клапаны; 36 - обратные клапаны; 37 - перекрывной (пожарный) кран агр. 610200А; 38 - штуцер консервации; 39 - топливный фильтр 11ТФ30-СТ; 40 - перекрывной (пожарный) кран агр. 768600М; 41 - гибкий шланг; 42 - штуцер консервации; 43 - насос низкого давления (первая ступень насоса 760Б); 44 - топливный регулятор 762МА; 45 - насос высокого давления (вторая ступень насоса 760Б); 46 - топливомасляный агрегат; 47 - топливный фильтр двигателя АИ-25; 48 - перепускной клапан; 49 - сигнализатор перепада давления; 50 - термостат; 51 - штуцер проливки; 52 - гибкий шланг; 53 - дроссель; 54 - перепускные обратные клапаны; 55 - обратные клапаны 660А-20-Т; 56 - обратные клапаны 660А-13-Т; 57 - обратный клапан; 58 - кран слива отстоя; 59 - датчик № 7 топливомера; 60 - обратный клапан; 61 - датчик № 8 топливомера; 62 - кран аварийного слива 768600МА; 63 - кран слива отстоя; 64 - трубопровод аварийного слива

Изд. № 400. Вклейка № 1 – Оборот

Автоматическим включением и управлением режимами работы насосов управляет автомат АЦТ5-1Т или АЦТ5-1БТ, который переключает с номинального на ослабленный режим работы насос (агр. 463) того кессона, в котором топлива в данный момент меньше, чем в другом.

Автомат АЦТ5-1Т обеспечивает одинаковое количество топлива в левом и правом кессонах с точностью до 80 кг при нормальных условиях полета и с точностью до 160 кг при предельных условиях, а АЦТ5-1БТ — с точностью 80–160 кг при нормальных условиях полета и 70–170 кг при предельных условиях.

После выравнивания количества топлива в кессонах автомат АЦТ переводит насос (агр. 463), работающий на ослабленном режиме, вновь на номинальный режим.

При разнице в количестве топлива в левом и правом кессонах, достигшей 250-350 кг, на среднем пульте загорается красный светосигнализатор "Отказ АЦТ". Работа автомата АЦТ может быть проверена из кабины экипажа с помощью кнопки "АЦТ провер." и зеленого светосигнализатора "АЦТ исправ.", расположенных на среднем пульте.

При отказе генераторов, когда левый насос (агр. 463) переходит на электрическое питание от бортовых аккумуляторов, если до этого он был автоматически переведен на ослабленный режим работы, насос (агр. 463) автоматически переводится на номинальный режим.

Если же включение ослабленного режима работы насоса производилось вручную, то при переходе насоса на электрическое питание от бортовых аккумуляторов при ослабленном режиме его работы автоматически он не выключится. В этом случае насос нужно перевести на номинальный режим работы вручную.

При отказе генераторов необходимо открыть кран кольцевания топлива для обеспечения питания правого двигателя от левого насоса (агр. 463).

При отказе автомата АЦТ5-1Т или АЦТ5-1БТ выравнивание количества топлива в левом и правом кессонах производится переключателем управления режимами работы насосов (агр. 463).

В условиях полета без эволюций и скольжений при отказе автомата АЦТ5-1Т или АЦТ5-1БТ уровень топлива в кессонах может поддерживаться с помощью крана объединения топлива 31 без ручного управления режимами работы подкачивающих насосов.

Если разница в количестве топлива в кессонах не устраняется, а оба светосигнализатора работы насосов (агр. 463) светятся, то на высоте ниже 5000 м можно применить выключение насоса (агр. 463) того кессона, где топлива меньше, и открыть кран кольцевания топлива.

В случае отказа одного из подкачивающих насосов (агр. 463) питание двигателей топливом обеспечивается одним работающим насосом при открытых кранах объединения 31 и кольцевания топлива 25 и выключенном автомате АЦТ5-1Т или АЦТ5-1БТ. Топливо в этом случае вырабатывается в зависимости от уровня топлива в кессонах.

Если один из насосов отказал на высоте полета более 6000 м, то рекомендуется, кроме открытия кранов объединения и кольцевания топлива, перевести двигатели на режим "Полетный малый газ" и снизиться до высоты 6000 м (высоты надежной работы двигателей на "самотеке").

При обоих неработающих подкачивающих насосах (агр. 463) топливная система обеспечивает питание двигателей топливом на всех эксплуатационных режимах их работы на высотах горизонтального полета до 6000 м и при снижении на режиме полетного малого газа с высоты 6000 до 4000 м с углами на снижении самолета до 6°. На высотах полета ниже 4000 м величина угла снижения не ограничивается.

Невырабатываемый остаток топлива из кессонов составляет:

— для самолетов с 3-тонным кессоном при неработающих насосах подкачки 100, работающих насосах подкачки — 54 кг;

— для самолетов с 4,4-тонным кессоном соответственно 100 и 64 кг.

При полете на высоте более 6000 м в случае отказа одного или двух подкачивающих насосов и непринятия экстренных мер (открытие кранов кольцевания, объединения топлива) возможен останов двигателя (двигателей). В этом случае рекомендуется произвести снижение самолета до высоты ниже 6000 м и запустить двигатель (двигатели).

Дренаж топливных кессонов — открытого типа.

На нижней поверхности крыла, между нервюрами № 21 и 22, расположены два заборника дренажа 2.

Воздух из заборника дренажа 2 по вертикальной трубе попадает в дренажный отсек кессона и затем через открытый поплавковый дренажный клапан 4, расположенный на нервюре № 21, в дренажные отверстия в верхних частях стенок нервюр и под дренажным трубопроводам - внутрь топливных отсеков кессона.

При крене самолета в консоли крыла, опущенной вниз, топливо приливается к поплавковому дренажному клапану 4, и клапан закрывается. Дренажирование кессона в этом случае производится через дренажный трубопровод 7, топливо из которого сливается в дренажный отсек кессона.

Обратно в топливные отсеки кессона из дренажного отсека (при ликвидации крена) топливо поступает через обратный клапан, расположенный на невюре № 21.

Максимально допустимое избыточное давление воздуха в кессоне по отношению к атмосферному давлению воздуха в полете составляет 0,15 кгс/см^2.

Самолеты с серии 0131 оборудованы системой аварийного слива топлива (см.рис.6.8). На самолетах с № 0147 система включена в работу.

Система аварийного слива топлива состоит из сливных топливных трубопроводов, образующих две автономные для каждого топливного кессона сливные магистрали, и двух перекрывных кранов (агр. 768600 МА).

Каждая сливная магистраль сообщается с топливным отсеком № 2 кессона через перекрывной кран (агр. 768600МА) с атмосферой. Магистраль начинается у нижнего лонжерона крыла между нервюрами № 9 и 10. На этом участке она проходит через топливный отсек № 4 кессона. Далее через нервюру № 9 магистраль выходит из кессона и вдоль оси нервюры № 8 — на заднюю кромку крыла вниз.

Управление аварийным сливом топлива осуществляется с правого пульта кабины экипажа, где расположены два переключателя "Авар. слив. пр. закр. — откр", "Авар. слив. лев. закр. — откр." Контроль за аварийным сливом осуществляется по двум красным светосигнализаторам "Авар. слив пр. откр.", "Авар. слив лев. откр." (светятся при открытых кранах 768600МА) и по топливомеру. Аварийный слив топлива производится для уменьшения полетной массы до 14 700 кг и менее.

При открытии обоих перекрывных кранов сливается 1000 кг топлива в течение 5 мин.

Несливаемый остаток топлива составляет 1600—1800 кг (по 800—900 кг в каждом кессоне).

Аварийный слив разрешается производить в наборе высоты, горизонтальном полете и на снижении при следующих условиях:

— скорость полета по прибору 250 км/ч;
— закрылки и шасси убраны;
— крен не более 30^{o}.

Особенности топливной системы на самолетах.

Самолеты Як-40 и Як-40К с максимальной вместимостью кессонов 6000 кг дополнительно оборудованы:
— двумя дополнительными топливными кессонами (отсеки № 5);
— системой централизованной заправки топливом;
— дискретным топливомером.

Топливо на самолете размещено в двух кессонах, расположенных в отъемных частях крыла. Каждый кессон разделен на пять сообщающихся между собой топливных отсеков и один дренажный отсек.

Дополнительные топливные кессоны являются отсеками № 5 левого и правого кессонов. Вместимость каждого дополнительного кессона составляет 800 кг. Общая вместимость топливной системы самолета - 6000 кг.

Выработка топлива в первую очередь осуществляется из дополнительных кессонов. Это обеспечивается работой струйных насосов СНВ-1 с отбором активного топлива от подкачивающего насоса (агр. 463) этого же кессона.

Система централизованной заправки топливом включает в себя штуцер централизованной заправки и панель управления централизованной заправкой, расположенные на правом борту фюзеляжа.

Дискретный топливомер состоит из сигнализаторов уровня ДСМК14-1 и ДСМК14-2 (по 4 шт.), установленных в отсеках № 5, блока БУР13-4 и электрической схемы, обеспечивающей управление централизованной заправкой топливом, индикацию количества топлива в дополнительных кессонах и сигнализацию неравномерной выработки топлива из них.

Индикация количества топлива в дополнительных кессонах осуществляется шестью зелеными сигнальными лампами “800 кг”, “400 кг” и “Более 0", расположенными попарно на панели "Доп. топл. баки лев., прав." на верхнем пульте.

Сигнальные лампы “800 кг” горят при количестве топлива в каждом дополнительном кессоне 800 кг и более. При количестве топлива менее 800 кг лампы гаснут.

Сигнальные лампы “400 кг” горят при количестве топлива в каждом дополнительном кессоне 400 кг и более. При количестве топлива менее 400 кг лампы гаснут.

Сигнальные лампы “Более 0" горят при наличии топлива в дополнительных кессонах. После полной выработки топлива из дополнительных кессонов лампы гаснут.

При нормальной работе топливной системы в процессе выработки топлива из дополнительных кессонов левые и правые сигнальные лампы гаснут одновременно.

Неравномерность выработки топлива из дополнительных кессонов определяется по неодновременному погасанию сигнальных ламп.

При разнице в количестве топлива в левом и правом дополнительных кессонах (300±6) кг (на панели “Доп. топл. баки” разница в количестве погасших сигнальных ламп достигает двух) от сигнализатора уровня того кессона, в котором топлива меньше, поступает сигнал и на приборной доске загорается соответствующее желтое сигнальное табло “Включи осл. реж. лев. насос” или “Включи осл. реж. пр. насос”.

В этом случае необходимо перевести соответствующий подкачивающий насос (агр. 463) на ослабленный режим работы, а после полной выработки топлива из дополнительного кессона снова перевести насос на номинальный режим работы. В дальнейшем равномерность выработки топлива из кессонов будет обеспечиваться автоматом выравнивания АЦТ5-1БТ. Топливоизмерительная система состоит из двух топливомеров: суммирующего электроемкостного ППТИЗ-2ТА и дискретного.

Суммирующий электроемкостной топливомер обеспечивает:

— измерение количества топлива в четырех отсеках каждого кессона и суммарного в восьми отсеках обоих кессонов ;

— автоматическое управление выработкой топлива из восьми отсеков обоих кессонов;

— выдачу светового сигнала экипажу (загорание красных сигнальных табло "Остаток топл. лев." и "Остаток топл. прав."), когда остаток топлива в обоих кессонах будет равен 500 кг (по 250 кг в каждом) или меньше.

Дискретный топливомер обеспечивает индикацию количества топлива в дополнительных кессонах (в отсеках № 5), сигнализацию неравномерной выработки топлива из них и управление централизованной заправкой.

Контроль величины заправленного топлива более 4000 кг осуществляется путем сложения остатка топлива до заправки на самолете по топливомеру АЦТ-5 и количеству заправленного в самолет топлива по счетчику топливозаправщика с учетом реальной плотности топлива. Признаком полной заправки является горение всех шести сигнализаторов уровня топлива в дополнительных баках.

При горении сигнализатора "Более 0" на панели "Доп. топл. баки лев., прав." возможен контроль количества топлива по указателю АЦТ-5 с коэффициентом увеличения показаний, равным 1,11.

В полете до выработки топлива из дополнительных кессонов необходимо только контролировать равномерность выработки топлива из них, не определяя количества топлива.

6.3. СИСТЕМА СМАЗКИ

Общие сведения.

Система смазки каждого двигателя автономна. Все агрегаты системы расположены на двигателе.

Сигнализация о минимальном количестве масла (1,2—2 л) в маслобаке каждого двигателя обеспечивается с помощью светосигнализаторов, подающих световые сигналы в кабину экипажа.

Светосигнализаторы "Остаток масла лев.", "Остаток масла средн.", "Остаток масла прав." расположены на приборной доске слева вверху.

Контроль за давлением и температурой масла каждого двигателя производится по указателям, расположенным на средней части приборной доски.

Сигнализация о падении давления масла в одном из двигателей до минимального значения обеспечивается светосигнализатором "Мин. давл. масла", подающим световой сигнал красного цвета.

Сигнализация о критическом количестве стружки в масле обеспечивается светосигнализаторами "Стружка лев.", "Стружка сред.", "Стружка прав.", подающими световые сигналы.

Контроль за давлением масла в маслосистеме пускового двигателя АИ-9 осуществляется с помощью светосигнализатора "Ном. давл. масла", расположенного на приборной доске слева.

6.4 ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМЫ ПОЖАРНОЙ ЗАЩИТЫ

Общие сведения.

Система пожарной защиты самолета Як-40 состоит из стационарной системы и ручных переносных огнетушителей.

Стационарная система служит для обнаружения и ликвидации пожара во внутренних полостях двигателей АИ-25 и отсеках мотогондол двигателей АИ-25 и АИ-9.

К стационарной системе относится следующее оборудование:

— системы сигнализации о пожаре ССП-ФК и ССП-7;
— четыре огнетушителя УБШ-3-2 с огнегасящим составом фреон $114B_2$;
— два блока электромагнитных распределительных кранов 781100;
— один блок электромагнитных распределительных кранов 781200;
— обратные клапаны, распылительные коллекторы, сигнальный диск, система управления, трубопроводы.

Ручные переносные огнетушители служат для тушения пожара в кабине экипажа и пассажирском салоне в полете и на земле. Они также могут использоваться для тушения пожара снаружи самолета на стоянке.

6.4.1. ПРОВЕРКА ИСПРАВНОСТИ СИСТЕМЫ ПОЖАРНОЙ ЗАЩИТЫ

Проверка исправности системы пожарной защиты производится перед каждым полетом или опробованием двигателей авиатехником АТБ в базовом аэропорту. При замене и опробовании двигателей в промежуточном аэропорту и отсутствии авиатехника АТБ указанную проверку обязан выполнить бортмеханик.

Проверка системы сигнализации.

1. Поставить переключатель "Работа—Контроль", расположенный на верхнем пульте в кабине экипажа, в положение "Работа".

2. Поставить галетный переключатель, расположенный на верхнем пульте в кабине экипажа, в положение "Выключено" и переключатель "Звук. сигнализ. пожара" на приборной доске — в положение "Вкл."

3. Включить АЗС пожарной системы, расположенные на левом распределительном щитке в кабине экипажа. При этом должны загореться четыре желтых светосигнализатора "Пиропатроны огнетушителей исправны".

Примечание. Если один из желтых светосигнализаторов не загорелся, это свидетельствует о неисправности пиропатронов одной из пироголовок соответствующего огнетушителя. Для обнаружения неисправной пары пиропатронов необходимо нажать кнопку "Проверка исправности пироголовок", расположенную на верхнем пульте; если желтый светосигнализатор загорелся, неисправны пиропатроны пироголовок отсеков мотогондол, в ином случае неисправны пиропатроны пироголовок внутренних полостей двигателей.

4. Поставить переключатель "Работа—Контроль" в положение "Контроль".

5. Поставить галетный переключатель в положение "I канал", при этом загораются:

— красное светосигнальное табло "Пожар" (средняя приборная доска пилотов);

— светосигнальное табло "Пожар АИ-9" (левая приборная доска);

— шесть красных светосигнализаторов пожара в отсеках мотогондол и внутри двигателей АИ-25 (верхний пульт);

— три зеленых светосигнализатора "Пожарные клапаны открыты" (отсеки), выдающих информацию об открытии распределительных кранов отсеков мотогондол двигателей АИ-25;

— на самолетах с серии 0115 три зеленых светосигнализатора "Пожарные клапаны открыты" (двигатели), выдающих информацию об открытии распределительных клапанов внутренних полостей двигателей АИ-25;

— зеленый светосигнализатор, выдающий информацию об открытии распределительного клапана АИ-9 (щиток запуска).

Одновременно гаснет желтый светосигнализатор первого огнетушителя. Включается звуковая сигнализация, которая может быть отключена выключателем "Звук. сигнализ. пожара", при этом загорается светосигнализатор "Звук. сигнализ. пожара откл.".

Нажать кнопки второго, третьего, четвертого огнетушителей пожаротушения в мотогондолах двигателей; светосигнализаторы, выдающие информацию об исправности пиропатронов, гаснут. При опускании кнопок светосигнализаторы загораются вновь.

Поставить галетный переключатель в положение между каналами и нажать кнопку "Нажать после тушения пожара", светосигнализаторы и светосигнальные табло должны погаснуть, звуковая сигнализация — выключиться, а светосигнализатор, выдающий информацию об исправности пиропатронов первого огнетушителя, должен загореться, в результате чего схема приводится в исходное положение.

6. Поставить галетный переключатель в положение "II канал", при этом сигнализация аналогична положению "I канал".

Поставить галетный переключатель в положение между каналами и нажать кнопку "Нажать после тушения пожара", светосигнализаторы и светосигнальные табло должны погаснуть, звуковая сигнализация - выключиться, а светосигнализатор, выдающий информацию об исправности пиропатронов 1-го огнетушителя, должен загореться, в результате чего схема приводится в исходное положение.

7. Поставить галетный переключатель в положение "III канал", при этом загораются:

— красное светосигнальное табло "Пожар";

— три красных светосигнализатора, выдающих информацию о пожаре в отсеках мотогондол двигателей АИ-25;

— три зеленых светосигнализатора "Пожарные клапаны открыты" (отсеки).

Одновременно гаснет желтый светосигнализатор, выдающий информацию об исправности пиропатронов первого огнетушителя, включается звуковая сигнализация.

Поставить галетный переключатель в положение между каналами и нажать кнопку "Нажать после тушения пожара", светосигнализаторы и светосигнальные табло должны погаснуть, звуковая сигнализация — выключиться, а светосигнализатор, выдающий информацию об исправности пиропатронов первого огнетушителя, должен загореться, в результате чего схема приводится в исходное положение.

8. Поставить галетный переключатель в положение "IV канал", при этом загораются:

— красное светосигнальное табло "Пожар";

— красный светосигнализатор, выдающий информацию о пожаре в мотогондоле среднего двигателя;



— зеленый светосигнализатор, выдающий информацию об открытии распределительного клапана отсека мотогондолы среднего двигателя.

Одновременно гаснет желтый светосигнализатор, выдающий информацию об исправности пиропатронов первого огнетушителя, включается звуковая сигнализация.

Поставить галетный переключатель в положение между "IV канал" и "Авар."; желтые светосигнализаторы, выдающие информацию об исправности пиропатронов первого, второго, третьего и четвертого огнетушителей, горят. Остальные светосигнализаторы пожарной системы гаснут, звуковая сигнализация - выключается.

9. Поставить галетный переключатель в положение "Авар.", шесть зеленых светосигнализаторов "Пожарные клапаны открыты" загораются, что свидетельствует об открытии распределительных клапанов отсеков мотогондол и внутренних полостей двигателей АИ-25; четыре желтых светосигнализатора, выдающих информацию об исправности пиропатронов гаснут.

Привести схему в исходное положение, для чего поставить галетный переключатель в положение между "Авар." и "Выкл." и нажать кнопку "Нажать после тушения пожара". При этом горящие светосигнализаторы "Пожарные клапаны открыты" погаснут, а четыре светосигнализатора, выдающие информацию об исправности пиропатронов, должны загореться.

6.4.2. ПРОВЕРКА СИСТЕМЫ ПОЖАРОТУШЕНИЯ

1. Поставить переключатель "Работа—Контроль" в положение "Контроль".

2. Поставить галетный переключатель в положение между "Авар." и "Выкл." и последовательно нажать кнопки "Ручное открытие пожарных клапанов" отсеков мотогондол и внутренних полостей двигателей АИ-25 и отсека мотогондолы двигателя АИ-9; зеленые светосигнализаторы "Пожарные клапаны открыты" загораются, а светосигнализатор, выдающий информацию об исправности пиропатронов первого огнетушителя, погаснет.

3. Поставить галетный переключатель в положение "Выкл.". При этом гаснут зеленые светосигнализаторы "Пожарные клапаны открыты" и загорается желтый светосигнализатор исправности пиропатронов первого огнетушителя.

Поставить переключатель "Работа—Контроль" в положение "Работа". Система готова к работе.

6.5. ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

Общие сведения.

Гидравлическая система самолета (рис. 6.9) состоит из двух автономных систем: основной и аварийной. Гидросистема закрытого типа, рабочая жидкость АМГ-10.

Основная гидросистема предназначена для выполнения:

- уборки и выпуска шасси;
- поворота колеса передней стойки шасси;
- торможения колес основных стоек шасси;
- выпуска и уборки закрылков;
- управления стабилизатором;
- управления стеклоочистителями лобовых стекол фонаря кабины пилотов;
- выпуска и уборки щитков реверсивно-тормозного устройства (РТУ).

Рабочее давление в основной гидросистеме создается двумя гидронасосами НП-72М(8), установленными на среднем и левом двигателях самолета.

Гидронасосы переменной производительности, с саморегулированием по давлению.

Во всасывающей магистрали насосов установлены электромагнитные клапаны МКТ-16285, которые предназначены для прекращения подачи жидкости из гидробака к насосам в условиях пожарной опасности.

В магистрали нагнетания между каждым насосом и обратным клапаном установлено реле давления ГА-135Т-00-30(16), сигнализирующее о работе насоса.

В случае нарушения автоматического регулирования насосов по производительности в гидросистеме установлен предохранительный клапан РД-22(28), обеспечивающий сброс жидкости из магистрали нагнетания в магистраль слива при повышении давления до $180\pm\frac{8}{5}$ кгс/см^2.

Для стравливания давления из основной гидросистемы служит стравливающий клапан(27).

В основной гидросистеме установлен гидроаккумулятор(26) с зарядным давлением азота (40±2) кгс/см^2, который служит для устранения пульсаций давления в нагнетающих магистралях и для аккумулирования определенного количества жидкости под давлением. Работа гидросистемы заключается в следующем. Рабочая жидкость из гидробака по магистрали всасывания поступает одновременно к двум гидронасосам НП-72М 8, далее под давлением через обратные клапаны(17) и фильтр тонкой очистки(24) – к кранам управления отдельных систем:

- электромагнитному крану ГА-163А/16(48) основного управления шасси;
- электромагнитным кранам ГА-165(36) и ГА-192Т (35, 37) включения управления поворотом переднего колеса;
- редукционным клапанам УГ92/2(70) основного торможения колес основных стоек шасси;
- электромагнитному крану ГА-163А/16(41) управления закрылками;
- электромагнитному крану ГА-163А/16(45) управления стабилизатором;
- дроссельным кранам ГА-230(31) управления стеклоочистителями;
- электромагнитному крану ГА-163А/16(81) управления РТУ.

При этом происходит зарядка гидроаккумулятора.

При включении соответствующего крана рабочая жидкость поступает к исполнительным агрегатам.

Аварийная гидросистема предназначена для выполнения:

— аварийного выпуска шасси;
— аварийного выпуска закрылков;
— аварийного управления стабилизатором;
— аварийного торможения колес основных стоек шасси;
— стояночного торможения основных колес;
— выпуска и уборки бортового трапа.

Давление в системе создается электроприводной насосной станцией НС14Д 14 и поддерживается автоматически.

Включение и выключение насосной станции производятся переключателем "Насосная станция", расположенным на среднем пульте в кабине экипажа. Переключатель имеет три положения: "Включено", "Автомат", "Выключено". При установке переключателя в положение "Автомат" насосная станция включается при открытии предохранительных крышек аварийных переключателей закрылков или шасси и при нажатии одного из двух переключателей аварийного управления стабилизатором.

В системе установлен гидроаккумулятор(60)с зарядным давлением азота (30±2) кгс/см^2, который служит для обеспечения гидравлической энергией магистрали выпуска и уборки бортового трапа аварийного и стояночного торможения основных колес.

В случае повышения давления до 180^{+8}_{-5} кгс/см^2 производится сброс гидрожидкости из магистрали нагнетания в магистраль слива с помощью предохранительного клапана РД22(28).

Давление в основной и аварийной гидросистемах контролируется по двухстрелочному указателю УИ2-240(33)дистанционного манометра 2ДИМ-240.

Работа гидронасосов основной системы контролируется по загоранию красных аварийных светосигнализаторов отказа гидронасосов "Отказ гидр. лев.", "Отказ гидр. средн.", которые загораются при падении давления за соответствующим насосом ниже допустимого уровня. Указатель и светосигнализаторы установлены на приборной доске в кабине экипажа.

Давление в гидроаккумуляторе аварийной системы контролируется по манометру МА-250М(58),расположенному на левом пульте, и по красному светосигнализатору "Заряди авар. тормозн. систему", расположенному на среднем пульте в кабине экипажа и загорающемуся при падении давления в гидроаккумуляторе ниже допустимой величины.

Уровень гидрожидкости в баке контролируется по светосигнальному табло(86).установленному на приборной доске.

Основные данные

Давление, кгс/см^2:

в основной гидросистеме ..... 150^{+15}_{-5}

в аварийной гидросистеме ..... 165+7

наддува гидробака ..... $2{,}1^{+0{,}4}_{-0{,}3}$

срабатывания предохранительного клапана гидробака ..... $3^{+0{,}3}$

Изд. № 400. Вклейка № 2 – Лист. б/оборота

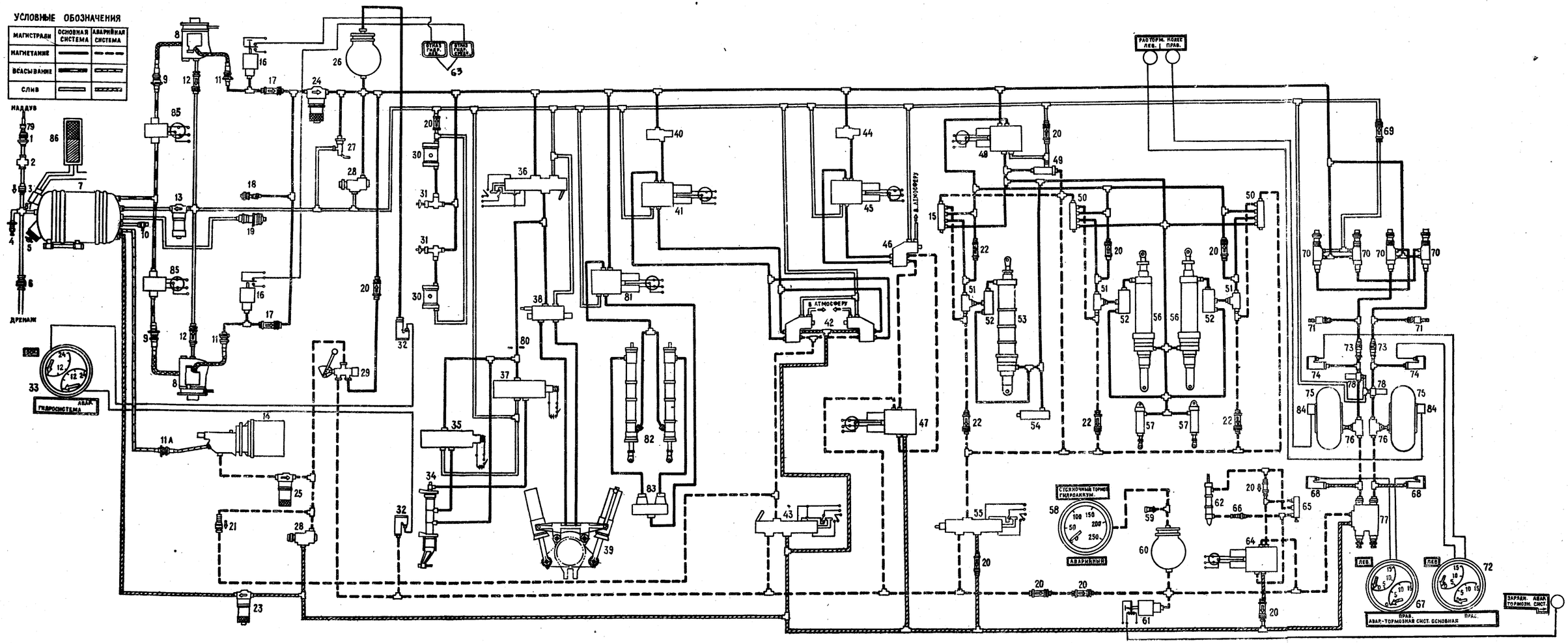


Рис. 6.9. Принципиальная схема гидросистемы:

1 - фильтр воздушный 723900-4АТ; 2 - редуктор РВ-2Т; 3 - обратный клапан; 4 - бортовой штуцер; 5 - заливная горловина гидробака; 6 - предохранительный клапан; 7 - гидробак; 8 - гидронасос НП72М; 9 - разъемный клапан 673500ФТ; 10 - сливной кран 636700/А; 11 - разъемный клапан 673100АФ; 11А - разъемный клапан 673200АФ; 12, 20 - обратные клапаны 674600Б; 13 - фильтр 14ГФ49Т-1; 14 - насосная станция НС14Д; 15 - цилиндр замка убранного положения передней стойки шасси; 16 - реле давления ГА135Т-00-3С; 17 - обратный клапан 671600БТ; 18 - бортовой клапан нагнетания 1925А-1-Т; 19 - бортовой клапан всасывания 1890А-3-Т; 21 - дроссель; 22 - обратный клапан 674500БТ; 23, 25 - фильтры 8Д2.966.015-2; 24 - фильтр 8Д2.966,018-2; 26 - гидроаккумулятор; 27 - стравливающий клапан основной системы; 28 - предохранительный клапан РД22; 29 - клапан переключения; 30 - привод стеклоочистителя ПС4-00-2; 31 - дроссельный кран ГА-230; 32 - датчик давления ИД-240 манометра 2ДИМ-240; 33 - указатель УИ2-240 манометра 2ДИМ-240; 34 - дифференциальный механизм; 35 - электромагнитный кран ГА192Т; 36 - электромагнитный кран ГА165 управления поворотом колеса передней стойки шасси; 37 - электромагнитный кран ГА192Т; 38 - распределительно-демпфирующий механизм РДМ4; 39 - цилиндры поворота колеса передней стойки шасси; 40 - регулятор расхода ГА34/1-5 управления закрылками; 41 - электромагнитный кран ГА163А/16 управления закрылками; 42 - гидромоторы ГМ44А управления закрылками; 43 - электромагнитный кран ГА165 аварийного выпуска закрылков; 44 - регулятор расхода ГА34/1-4 управления стабилизатором; 45 - электромагнитный кран ГА163А/16 управления стабилизатором; 46 - гидромотор ГМ44А механизма перестановки стабилизатора; 47 - электромагнитный кран ГА163А/16 аварийной перестановки стабилизатора; 48 - электромагнитный кран ГА163А/16 управления шасси; 49 - аварийный клапан слива; 50 - цилиндр замка убранного положения основной стойки шасси; 51 - челночный клапан УГ97-7; 52 - гидрозамок ГА111А; 53 - гидроподъемник передней стойки шасси; 54 - цилиндр замка подкоса передней стойки шасси; 55 - электромагнитный кран ГА165/1 аварийного выпуска шасси; 56 - гидроподъемник основной стойки шасси; 57 - цилиндр замка подкоса основной стойки шасси; 58 - манометр МА-250М; 59 - зарядный штуцер 800600М; 60 - гидроаккумулятор магистрали аварийного торможения; 61 - реле давления ГА135Т-00-1-0; 62 - цилиндр выпуска и уборки бортового трапа; 63 - светосигнальные табло; 64 - электромагнитный кран ГА163А/16 управления бортовым трапом; 65 - цилиндр замка бортового трапа; 66 - дроссель; 67 - указатель УИ2-150К манометра 2ДИМ-150; 68 - датчик ИД-150 манометра 2ДИМ-150; 69 - обратный клапан 674600Б; 70 - редукционный клапан УГ92/2; 71 - выключатель гидравлический УГ34/1; 72 - указатель УИ2-150К манометра 2ДИМ-150; 73 - дроссель УГ102/1-5; 74 - датчик ИД-150 манометра 2ДИМ-150; 75 - колесо основной стойки шасси; 76 - челночный клапан УГ24Е; 77 - редукционный клапан УГ100У; 78 - электрогидравлический кран УЭ24/1; 79 - патрон-осушитель Т7400-210А; 80 - дроссель; 81 - электромагнитный кран ГА163А/16 управления РТУ; 82 - цилиндры выпуска и уборки щитков РТУ; 83 - порционер ГА215; 84 - инерционный датчик УА-27; 85 - электромагнитный клапан МКТ-162; 86 - светосигнальное табло уровня гидросмеси в баке; 87 - датчик-сигнализатор ДСМКЗ-2Т

Рабочая емкость гидробака, л: ..... 21,5±1
в отсеке аварийной гидросистемы ..... 5±0,5
в отсеке основной гидросистемы ..... 16,5±0,5

Выдача светосигналов при падении давления за насосами, кгс/см^2 30

Выдача светосигналов при падении давления
в гидроаккумуляторе аварийной системы, кгс/см^2 116

6.5.1 ЭКСПЛУАТАЦИЯ ОСНОВНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ

Уборка шасси от основной гидросистемы.
1. Установить предохранитель переключателя шасси в положение "Шасси уборка".

2. Перевести переключатель "Шасси выпуск — Уборка" в положение "Уборка".

3. Проверить уборку шасси по красным светосигнализаторам, механическим указателям и по достижению полного давления в гидросистеме. Для этого необходимо переключатель шасси держать в положении "Уборка" в течение 5 с, после чего перевести его в нейтральное положение и застопорить предохранительной крышкой.

Выпуск шасси от основной гидросистемы.
1. Установить предохранитель переключателя шасси в положение "Шасси выпуск".

2. Перевести переключатель "Шасси выпуск — Уборка" в положение "Выпуск".

3. Проверить выпуск шасси по загоранию зеленых светосигнализаторов, механическим указателям и по достижению полного давления в гидросистеме.

4. После заруливания на стоянку, выключения двигателей и выхода пассажиров установить переключатель "Шасси выпуск — Уборка" в нейтральное положение и застопорить его предохранительной крышкой.

Выпуск закрылков от основной гидросистемы.
1. Открыть предохранительную крышку и установить переключатель "Закрылки уборка - Выпуск" в положение "Выпуск".

2. Проконтролировать выпуск закрылков по указателю.

3. После отклонения закрылков на заданный угол установить переключатель "Закрылки уборка - Выпуск" в нейтральное положение и закрыть предохранительную крышку.

Уборка закрылков от основной гидросистемы.
1. Открыть предохранительную крышку и установить переключатель "Закрылки уборка - Выпуск" в положение "Уборка".

2. Проконтролировать уборку закрылков по указателю.

3. После уборки закрылков установить переключатель "Закрылки уборка — Выпуск" в нейтральное положение и закрыть предохранительную крышку.

Управление стабилизатором от основной гидросистемы.
1. Перевести стабилизатор нажимным переключателем "Пикир. — Кабрир". в положение, необходимое для полета.

2. Проконтролировать положение стабилизатора по указателю.

3. При выдаче левым и правым пилотами противоположных команд перестановка стабилизатора обеспечивается от команды левого пилота.

Управление стеклоочистителями.

1. Для включения стеклоочистителей повернуть в открытое положение соответствующий кран на левом или правом пульте.

2. Установить желаемую скорость движения щеток, изменяя величину открытия крана. Максимальная скорость движения щеток (около 200 двойных ходов в минуту) достигается при полном открытии крана.

ВНИМАНИЕ! ВКЛЮЧЕНИЕ СТЕКЛООЧИСТИТЕЛЕЙ ПРОИЗВОДИТЬ НА СКОРОСТИ ПОЛЕТА $V_{пр}$ НЕ БОЛЕЕ 450 КМ/Ч.

Управление входным трапом.

Управление входным трапом (выпуск и уборка) осуществляется нажимным переключателем "ТРАП убран, выпущен", установленным в пассажирском салоне на шп. N33. Кроме того, выпуск трапа можно производить из кабины экипажа с помощью переключателя "Управл. трапом, выпущ.", установленного на панели второго пилота, и вручную из пассажирского салона с помощью ручки механического открытия замка убранного положения трапа.

Контроль за положением трапа осуществляется:

— из пассажирского салона визуально и по световой сигнализации;
— из кабины экипажа по световой сигнализации.

Выпуск входного трапа из кабины экипажа.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В ЦЕЛЯХ БЕЗОПАСНОСТИ ПЕРЕД ВЫПУСКОМ ТРАПА НЕОБХОДИМО ПОДАТЬ НАЗЕМНОМУ СОСТАВУ КОМАНДУ "ОТ ТРАПА" И ПОЛУЧИВ ИСПОЛНИТЕЛЬНУЮ КОМАНДУ "ЕСТЬ ОТ ТРАПА", ВЫПУСТИТЬ ВХОДНОЙ ТРАП.

1. Включить АЗС "Управл. трапом питан." на приборной доске.

2. Включить насосную станцию НС-14Д.

3. Открыть предохранительный колпачок и установить переключатель "Управл. трапом" в положение "Выпущен".

4. Убедиться в том, что красный светосигнализатор "Трап выпущен" горит.

5. Установить переключатель "Управл. трапом" в исходное положение и закрыть его предохранительным колпачком.

Примечание. На самолетах с N 0114 схема сигнализации положения трапа изменена: светосигнализатор "Трап выпущен" загорается при выпущенном трапе и гаснет при убранном трапе.

Выпуск входного трапа вручную из пассажирского салона.

Потянуть на себя ручку механического открытия замка убранного положения трапа, расположенную в нише на передней стенке шп. № 33, и проконтролировать выпуск трапа по световой сигнализации и визуально.

Выпуск входного трапа вручную с земли.

Потянуть на себя рукоятку, находящуюся в обшивке фюзеляжа у шп. № 40. Выпуск входного трапа происходит под действием собственной массы.

Уборка входного трапа из пассажирского салона

1. Включить АЗС "Управл. трапом питан" в кабине экипажа.

2. Включить насосную станцию НС-14Д.

3. Установить нажимной переключатель "Трап убран — Вып.", расположенный в нише на передней стенке шп. № 33 в положение "Убран".

4. Убедиться, что трап убран и красный светосигнализатор "Трап выпущен" в кабине пилотов и на передней стенке шп. № 33 не горит.

5. Отпустить нажимной переключатель.

6. Выключить АЗС "Управл. трапом питан." на приборной доске.

Уборка входного трапа вручную с земли

Поднять вручную и нажать на трап до постановки его на замок убранного положения. Закрыть ключом фиксатор ручки открытия и закрытия трапа.

Управление тормозами колес от основной гидросистемы.

ВНИМАНИЕ! ОДНОВРЕМЕННОЕ ТОРМОЖЕНИЕ КОЛЕС ОТ ОСНОВНОЙ И АВАРИЙНОЙ ГИДРОСИСТЕМ НЕ ДОПУСКАЕТСЯ.

1. Нажать тормозные подножки на педалях ножного управления.

2. Проконтролировать работу системы торможения по манометрам "Тормозная система осн. лев - Прав.".

Максимальное давление в тормозах (100±10) кгс/см^2.

Работа противоюзовой автоматики контролируется по миганию зеленых светосигнализаторов "Расторм. колес лев. — прав.". В случае отказа автоматики растормаживания колес светосигнализаторы горят не мигая.

Пользование стояночным тормозом.

Включение стояночного тормоза

1. Проверить давление в гидроаккумуляторе аварийной тормозной системы, которое должно быть (165±7) кгс/см^2.

2. Нажать вниз на два рычага аварийного торможения, расположенных на среднем пульте пилотов.

3. Зафиксировать рычаги стопором стояночного торможения.

4. Проверить давление в тормозах колес по манометру "Тормозная система, авар. лев. - прав.", которое должно быть 40 - 65 кгс/см^2.

5. Стояночный тормоз разрешается включать при остывших барабанах колес.

Выключение стояночного тормоза

1. Нажать вниз на рычаги аварийного торможения.

2. Снять со стопора рычаги и отпустить их.

3. По отсутствию давления на шкале манометра "Тормозная система авар. лев. — прав." убедиться, что произошло растормаживание колес.

Примечание. Продолжительность стояночного торможения обеспечивается в течение не более 24 ч (минимальное давление при этом может достигать 30 кгс/см^2).

Управление реверсивно-тормозным устройством.

Включение реверсивно-тормозного устройства

1. Убедиться, что переключатель "Реверс вкл. — Откл.", расположенный на среднем пульте под крышкой, находится в нейтральном положении.

2. Включить АЗС "Реверс".

3. Установить переключатель "Реверс вкл. - Откл." в положение "Вкл.".

4. Проконтролировать включение РТУ по загоранию желтого светосигнализатора "Реверс вкл.".

Выключение реверсивно-тормозного устройства

1. Установить переключатель "Реверс вкл. — Откл." в положение "Откл".

2. Проконтролировать выключение РТУ по загоранию зеленого светосигнализатора "Реверс откл."; желтый светосигнализатор "Реверс вкл." должен погаснуть.

3. Установить переключатель "Реверс вкл. — Откл." в нейтральное положение; при этом зеленый светосигнализатор "Реверс откл." должен погаснуть.

4. Выключить АЗС "Реверс".

Управление поворотом передней стойки шасси

Включение и выключение управления

1. При закрытой предохранительной крышке переключатель "Отключение бустера передней стойки" должен быть установлен в положение "Включено". При этом бустер передней стойки шасси с помощью крана ГА165 включается на давление. Это положение переключателя и крана ГА165 обеспечивает отклонение колеса передней стойки шасси на угол $\pm 5^0$.

2. Увеличение углового отклонения колеса (на угол $\pm 55^0$) обеспечивается нажатием гашетки "Рулежка (разворот)" на любом из штурвалов.

По окончании руления (самолет на стоянке) открыть предохранительную крышку переключателя "Отключение бустера передней стойки шасси" и установить переключатель в отключенное положение.

6.5.2 ЭКСПЛУАТАЦИЯ АВАРИЙНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ

Аварийное управление стабилизатором .

1. Убедиться, что переключатель "Насосная станция" установлен в положение "Автом.".

2. Установить стабилизатор нажимным переключателем "Авар. стабилизатор пикир. — Кабрир.". в положение, необходимое для полета. Проконтролировать угол установки стабилизатора по указателю.

3. Если при нажатии кнопки — переключателя стабилизатор не отклоняется, открыть предохранительную крышку "Насосная станция", установить переключатель в положение "Вкл." и переставить стабилизатор.

4. Если после прекращения нажатия кнопки — переключателя стабилизатор изменяет положение, перевести переключатель "Основн. управл. стабилизатором" в положение "Отключено" и повторить действия, указанные в п. 2 или 3.

Аварийный выпуск шасси.

В случае невозможности выпуска шасси в полете от основной гидросистемы необходимо:

1. Переключатель основного управления шасси установить в нейтральное положение.

2. Убедиться, что переключатель "Насосная станция" установлен в положение "Автом.".

3. Открыть предохранительную крышку переключателя "Выпуск авар. шасси" и выждать до появления давления по манометру "Гидросист. авар.".

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ГОРЯЩЕМ СВЕТОСИГНАЛЬНОМ ТАБЛО "УРОВЕНЬ ГИДРОСМЕСИ НИЗК.", А ТАКЖЕ НА САМОЛЕТАХ ДО 50-Й СЕРИИ ВО ВСЕХ СЛУЧАЯХ НАСОСНУЮ СТАНЦИЮ НС-14Д ВКЛЮЧАТЬ НА ВЫСОТЕ 2000 М И НИЖЕ.

4. Если насосная станция не включилась, то установить переключатель "Насосная станция" в положение "Вкл."

5. После повышения давления в аварийной гидросистеме до 140—172 кгс/см^2 установить переключатель "Выпуск авар. шасси" в положение "Выпуск".

6. Проверить выпуск шасси по светосигнальному табло и механическим указателям.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВЫКЛЮЧЕНИЕ НАСОСНОЙ СТАНЦИИ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЕМ "ВЫПУСК АВАР. ШАССИ" И ЗАКРЫТИЕ ПРЕДОХРАНИТЕЛЬНОЙ КРЫШКИ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЯ ПРОИЗВОДИТЬ ТОЛЬКО ПОСЛЕ ЗАРУЛИВАНИЯ НА СТОЯНКУ, УСТАНОВКИ ШТЫРЕЙ В ЗАМКИ ШАССИ И ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ.

Если при наличии давления в аварийной гидросистеме и установке переключателя "Выпуск авар. шасси" в положение "Выпуск" шасси не выпускается, необходимо:

1. Переключатель "Выпуск авар. шасси" оставить в положении "Выпуск".

2. Выключить АЗС "Аварийный выпуск шасси" на правой панели АЗС.

3. Потянуть на себя до упора красную ручку "Шасси авар. выпуск".

4. Проверить выпуск шасси по световой сигнализации, отпустить ручку и проверить выпуск по механическим указателям.

После посадки и заруливания на стоянку руководствоваться вышеизложенными указаниями.

Примечания: 1. После механического включения крана аварийного выпуска шасси производить уборку шасси в полете запрещается.

2. При отказе трех генераторов для обеспечения посадки насосную станцию НС-14Д мож-

но включать от аккумуляторных батарей на 1 мин один раз за полет.
3. Перед включением насосной станции от аккумуляторных батарей выключить АЗС "По-радио" и "Фары".

Механический выпуск шасси в полете
(на самолетах, оборудованных механической системой выпуска шасси).

В случае невозможности выпуска шасси от аварийной гидросистемы необходимо:

1. При нейтральном положении переключателя основного управления шасси на скорости по прибору 300 км/ч ручкой механического выпуска открыть замки убранного положения шасси.

2. По погасанию красных светосигнализаторов и по выходу механических указателей убедиться, что шасси снялось с замков убранного положения, после чего ручку механического выпуска шасси возвратить в исходное положение.

3. Для постановки основных стоек шасси на замки выпущенного положения на скорости по прибору 300 км/ч отклонением педалей выполнить энергичные скольжения влево и вправо на 1—1,5 диаметра шарика (по АГБ-3К, ЭУП-53 или ДА-30). Крен при этом достигает 10—15°.

4. По световой сигнализации и механическим указателям убедиться, что все стойки шасси встали на замки выпущенного положения.

Примечание. Основные стойки шасси встают на замки выпущенного положения через 5—2 с в зависимости от величины скольжения. Передняя стойка встает на замок выпущенного положения от скоростного напора за время 1,5—2 мин.

Аварийный выпуск закрылков.
1. Установить переключатель основного управления "Закрылки уборка — Выпуск" в нейтральное положение.
2. Убедиться, что переключатель "Насосная станция" установлен в положение "Автом.".
3. Открыть предохранительную крышку "Авар. закрылки". По достижении давления в системе 140-172 кгс/см^2 перевести переключатель "Авар. закрылки" в положение "Выпуск" и проконтролировать их отклонение по указателю.
4. После отклонения закрылков на заданный угол переключатель "Авар. закрылки" из положения "Выпуск" установить в отключенное положение и закрыть предохранительную крышку.
5. Если после открытия предохранительной крышки насосная станция не включилась, то переключатель "Насосная станция" установить в положение "Вкл." и повторить действия, указанные в пп. 3 — 4.
6. После выпуска закрылков переключатель "Насосная станция" установить в положение "Автом.".

ВНИМАНИЕ! 1. ПРИ ОТКАЗЕ ТРЕХ ГЕНЕРАТОРОВ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ АВАРИЙНОГО ВЫПУСКА ШАССИ, ЗАКРЫЛКОВ В ПОСАДОЧНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ И ПЕРЕСТАНОВКИ СТАБИЛИЗАТОРА ДОЛЖНА БЫТЬ ВКЛЮЧЕНА НАСОСНАЯ СТАНЦИЯ ОТ ЭЛЕКТРОАККУМУЛЯТОРОВ. ВКЛЮЧЕНИЕ НАСОСНОЙ СТАНЦИИ В ПОЛЕТЕ РАЗРЕШАЕТСЯ ОДИН РАЗ И НЕ БОЛЕЕ ЧЕМ НА ОДНУ МИНУТУ.
2. ПЕРЕД ВКЛЮЧЕНИЕМ НАСОСНОЙ СТАНЦИИ НЕОБХОДИМО УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛИ "ФАРЫ" И "ПО-РАДИО" НАХОДЯТСЯ В ВЫКЛЮЧЕННОМ ПОЛОЖЕНИИ.

Аварийное торможение основных колес шасси.
1. Для аварийного торможения колес шасси нажать вниз два тормозных рычага, расположенных на среднем пульте пилотов.

Для раздельного торможения колес нажать вниз рычаг (правый или левый). Максимальное давление в тормозах колес при полном нажатии на тормозные рычаги 130^{-25} кгс/см^2.

2. При загорании красного светосигнализатора "Заряди авар. тормозн. сист." установить переключатель "Насосная станция" в положение "Вкл.".

ВНИМАНИЕ! 1. ПРИ ПОЛНОМ ОБЖАТИИ РЫЧАГОВ АВАРИЙНОГО ТОРМОЖЕНИЯ ВОЗМОЖЕН ЮЗ КОЛЕС, ТАК КАК ПРОТИВОЮЗОВАЯ АВТОМАТИКА В АВАРИЙНОЙ ТОРМОЗНОЙ СИСТЕМЕ ОТСУТСТВУЕТ.

2. ПРИ АВАРИЙНОМ ТОРМОЖЕНИИ НАЖАТИЕ НА ТОРМОЗНЫЕ ПЕДАЛИ ОСНОВНОГО ТОРМОЖЕНИЯ КОЛЕС **ЗАПРЕЩАЕТСЯ.**

3. ПРИ ОТКАЗЕ ГИДРОСИСТЕМ И НАСОСНОЙ СТАНЦИИ ГИДРОАККУМУЛЯТОР АВАРИЙНОЙ ТОРМОЗНОЙ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧИВАЕТ 5—6 ЗАТОРМАЖИВАНИЙ КОЛЕС.

4. ВЫКЛЮЧЕНИЕ НАСОСНОЙ СТАНЦИИ ПРИ АВАРИЙНОМ ПОЛЬЗОВАНИИ ТОРМОЗАМИ РАЗРЕШАЕТСЯ ТОЛЬКО ПОСЛЕ ОСТАНОВА ДВИГАТЕЛЕЙ И ПОЛНОГО ПАДЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ В СИСТЕМЕ.

6.6. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

Общие сведения.

Система управления самолетом включает:

— управление рулем высоты (РВ);
— управление элеронами;
— управление рулем направления (РН);
— управление триммерами;
— стопорение рулей и элеронов на стоянке.

Управление РВ, элеронами и РН — спаренное и может осуществляться с мест обоих пилотов.

Управление РВ и элеронами осуществляется штурвальными колонками через механическую проводку.

Управление РН осуществляется педалями через механическую проводку.

В управление РВ постоянно включен пружинный загружатель, который вступает в работу при отклонении штурвальной колонки от себя на величину ≈ 50 мм.

Управление триммерами элерона, РН и стопорением рулей и элеронов — электродистанционное. Триммер элерона установлен на правом элероне.

Управление триммером элерона.

Управление триммером элерона осуществляется с помощью нажимного переключателя "Триммер элер.", расположенного на среднем пульте.

При установке переключателя в положение "Лев." триммер отклоняется вверх. При установке переключателя в положение "Прав." триммер отклоняется вниз. Контроль нейтрального положения триммера элерона осуществляется по загоранию зеленого светосигнализатора на среднем пульте в кабине экипажа.

Управление триммером руля направления.

Управление триммером руля направления осуществляется с помощью нажимного переключателя "Триммер РН", установленного на среднем пульте.

При установке переключателя в положение "Лев." триммер отклоняется вправо. При установке переключателя в положение "Прав." триммер отклоняется влево. Контроль нейтрального положения триммера РН осуществляется по загоранию зеленого светосигнализатора на среднем пульте в кабине экипажа.

Управление стопорением рулей и элеронов.

Управление стопорением рулей и элеронов, при включенном АЗС "Стопорение Включено" и АЗС "Сигнализ. запуск" осуществляется переключателем "Стопорение РН, элеронов и стопорение РВ".

Для предотвращения взлета с застопоренными рулями и элеронами система стопорения сблокирована с системой запуска двигателей таким образом, что при застопоренном или не полностью расстопоренном управлении невозможен запуск двигателей, а также исключено стопорение управления при работе хотя бы одного из двигателей на частоте вращения ротора КВД выше 41%.

Порядок стопорения рулей и элеронов.

Для стопорения рулей и элеронов необходимо:

1. На панели стопорения включить АЗС "Стопорение включено", а на левой панели АЗС - "Сигнализ. запуск".

На панели стопорения должен загореться красный светосигнализатор "Стопорение включено" и зеленый светосигнализатор "Расстопорение", на приборной доске должно загореться красное светосигнальное табло "Расстопорите рули, выкл. пит.".

2. Установить переключатель "Стопорение РН, элеронов и стопорение РВ" в положение "Стопорение" и одновременным плавным перемещинем педалей, штурвала и штурвальной колонки застопорить рули и элероны. На самолетах с № 06 по 1037 элероны и РН стопорятся в нейтральном положении, РВ - в положение вниз на 10°.

На самолете № 1233 и на самолетах с № 1137 элероны стопорятся при отклонении правого элерона вниз на $(15^{-2})^{\circ}$.

3. При застопоренных рулях и элеронах должны загореться красный светосигнализатор "Стопорение", погаснуть зеленый светосигнализатор "Расстопорение" и продолжать гореть светосигнализатор "Стопорение включено" на панели стопорения и красное светосигнальное табло "Расстопори рули, выкл. пит." на приборной доске.

Порядок расстопорения рулей и элеронов.

Для расстопорения рулей и элеронов необходимо:

1. На панели стопорения включить АЗС "Стопорение включено", а на панели АЗС - "Сигнализ. запуск.".

На панели стопорения должны загореться красные светосигнализаторы "Стопорение включено" и "Стопорение", на приборной доске должно загореться красное светосигнальное табло "Расстопори рули, выкл. пит.".

2. Установить переключатель "Стопорение РН, элеронов и стопорение РВ" в положение "Расстопорение".

При расстопоренных рулях и элеронах должны загореться зеленый светосигнализатор "Расстопорение", погаснуть красный светосигнализатор "Стопорение" и продолжать гореть красный светосигнализатор "Стопорение включено" и красное светосигнальное табло "Расстопори рули. выкл. пит.".

3. После загорания светосигнализатора "Расстопорение" переключатель "Стопорение РН элеронов и стопорение РВ" удерживать в положении "Расстопорение" в течение 10 с. Затем произвести три полных отклонения штурвальной колонки, штурвала и педалей и убедиться, что рули и элероны расстопорились.

4. Убедиться, что светосигнализатор "Стопорение" погас. Выключить АЗС "Стопорение включено".

Должны погаснуть светосигнализатор "Стопорение включено" на панели стопорения и светосигнальное табло "Расстопори рули, выкл. пит." на приборной доске. Зеленый светосигнализатор "Расстопорение" продолжает гореть.

ВНИМАНИЕ! КРАСНОЕ СВЕТОСИГНАЛЬНОЕ ТАБЛО "РАССТОПОРИ РУЛИ, ВЫКЛ. ПИТ." БУДЕТ ГОРЕТЬ В СЛЕДУЮЩИХ СЛУЧАЯХ:

— ПРИ ЗАСТОПОРЕННЫХ РУЛЯХ И ВКЛЮЧЕННОМ АЗС "СТОПОРЕНИЕ ВКЛЮЧЕНО";

— ПРИ РАССТОПОРЕННЫХ РУЛЯХ И ВКЛЮЧЕННОМ АЗС "СТОПОРЕНИЕ ВКЛЮЧЕНО";

— ПРИ ЗАСТОПОРЕННЫХ РУЛЯХ И ВЫКЛЮЧЕННОМ АЗС.

6.7. СИСТЕМА РЕГУЛИРОВАНИЯ ДАВЛЕНИЯ ВОЗДУХА В ГЕРМОКАБИНЕ (СРД)

Общие сведения.

Система регулирования давления воздуха в кабине самолета состоит из командного прибора (изд. 2077), двух выпускных клапанов (изд. 2176Б) и одного дублирующего регулятора (изд. 469Е). На самолетах, начиная с зав. № 1528, а также на самолетах № 0827, 1727, 0728 избыточное давление в кабине увеличено от 0,3 до 0,4 кгс/см^2. В связи с этим агрегаты 2176Б и 469Е заменены агрегатами 2176Д и 469КЕ.

Система регулирования давления обеспечивает:

— начало герметизации кабины от 806 до 430 мм рт. ст. (барометрическую высоту в кабине от —500 до 4500 м);

— избыточное давление в кабине (0,3±0,02) кгс/см^2 (для самолетов с зав. № 1528, а также для самолетов № 0827, 1727, 0728 — (0,4±0,02) кгс/см^2);

— скорость изменения давления в кабине (0,18±0,045) мм рт. ст. (скорость изменения высоты в кабине $V_{у\ каб.}$ в пределах от (2±0,5) до (2,5±0,64) м/с)для "высоты" в кабине соответственно от 0 до 2400 м.

Дублирующие регуляторы давления изд. 469КЕ и 469Е обеспечивают:

— постоянное абсолютное давление в кабине 760^{+30} мм рт. ст. ("высота" в кабине 0—300 м);

— избыточное давление в кабине (0,41±0,02) и (0,3±0,02) кгс/см^2 соответственно (для изд. 469КЕ и 469Е);

— скорость изменения давления в кабине 0,15—0,3 мм рт. ст./с (скорость изменения высоты в кабине 1,5—4 м/с.)

Защита кабины от перенаддува обеспечивается:

— на самолетах с перепадом давления (0,3±0,02) кгс/см^2 и оборудованных дублирующим регулятором (изд. 469Е) — только с помощью ограничителей избыточного давления выпускных клапанов (изд. 2176Б), отрегулированных на давление (0,333±0,013) кгс/см^2;

— на самолетах с перепадом давления (0,4±0,02) кгс/см^2 — с помощью ограничителей избыточного давления выпускных клапанов (изд. 2176Д), отрегулированных на давление (0,44±0,02) кгс/см^2.

На самолетах предусмотрена сигнализация падения давления в кабине и перенаддува кабины, обеспечивающая экипажу подачу через наушники или динамики аварийного звукового сигнала и включение светосигнального табло "Разгерметизация" или "Перенаддув", ввиду чего:

— при достижении высоты в кабине (3400±150) м загорается светосигнальное табло "Разгерметизация" и появляется звуковой сигнал в наушниках;

— при повышении избыточного давления более (0,38±0,023) кгс/см^2 (для самолетов с перепадом давления 0,3 кгс/см^2) или (0,48±0,029) кгс/см^2 (для самолетов с перепадом давления 0,4 кгс/см^2) загорается светосигнальное табло "Перенаддув" и появляется звуковой сигнал в наушниках.

Примечание. Звуковая сигнализация может быть отключена выключателем "Звук. сигнал" на приборной доске.

Контроль за работой СРД осуществляется по УВПД-5-0,8К и кабинному вариометру ВР-10К.

Эксплуатация СРД.

1. Перед полетом

Задатчик "Начало герметизации" установить на давление 650 мм рт. ст.

Проверить исходные положения органов управления и контрольных приборов, которые должны быть следующими:

— трехходовой кран на командном приборе (изд. 2077) включен и законтрен;
— задатчик "Избыточное давление" установлен на давление 0,3 кгс/см^2 (или 0,4 кгс/см^2 для самолетов с заводского N1528, а также самолетов № 0827, 1727, 0728);
— задатчик "Скорость изменения давления" ..... 0,18 мм рт.ст./с;
— переключатель "Дублер рег. давления" ..... выключен;
— выключатель "Авар. сброс давл." ..... выключен
— показания кабинного вариометра ВР-10К 0;
— УВПД-5-0, 8К "Перепад давлений" 0;
— "Высота в кабине" ..... высота аэродрома.

Примечание. На высокогорных аэродромах при давлении менее 510 мм рт. ст. (высота более 3250 м) загорается светосигнальное табло "Разгерметизация" и появляется звуковой сигнал в наушниках. Экипажу отключить звуковой сигнал выключателем " Звук. сигнал" на приборной доске.

2. В наборе высоты

После включения подачи воздуха в кабину и стабилизации его расхода проверить показания приборов, которые должны быть следующими:

— кабинный вариометр ВР-10К в положении 2 $^{+1}_{-0,5}$ м/с ;
— УВПД-5-0,8К "Перепад давлений" плавно растет в пределах заданного давления: (0,3±0,02) или (0,4±0,02) кгс/см^2.

"Высота в кабине" плавно изменяется до достижения (1300±200) м (соответствует (650±15) мм рт. ст.).

После установления постоянного перепада давлений показания приборов должны быть следующими:

— кабинный вариометр ВР-10К — "Подъем", при этом $V_{у\ каб.} = (0,6—0,75)\ V_{ус}$;
— УВПД-5-0, 8К "Перепад давлений" — (0,3±0,02) кгс/см^2 или (0,4±0,02) кгс/см^2 (в соответствии с положением задатчика "Избыточное давление");

"Высота в кабине" увеличивается.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ВЗЛЕТЕ С ВЫСОКОГОРНОГО АЭРОДРОМА С ПРЕДВАРИТЕЛЬНО ОТКЛЮЧЕННОЙ ЗВУКОВОЙ СИГНАЛИЗАЦИЕЙ РАЗГЕРМЕТИЗАЦИИ КАБИНЫ, ПОСЛЕ ДОСТИЖЕНИЯ ВЫСОТЫ В КАБИНЕ МЕНЕЕ 3250 М ВКЛЮЧИТЬ ЗВУКОВОЙ СИГНАЛ ВЫКЛЮЧАТЕЛЕМ "ЗВУК. СИГНАЛ".

3. В крейсерском полете

Проверить показания приборов:

— кабинный вариометр ВР-10К±"0";
— УВПД-5-0,8К "Перепад давлений" — (0,3±0,02) или (0,4±0,02) кгс/см^2;

"Высота в кабине" постоянна и зависит от высоты полета (табл. 6.2).

Таблица 6.2

"Высота в кабине"

Высота полета, км		4,2	4,5	4,8	5,1	5,4	5,7	6,0	6,6	7,2	7,8	8,1
"Высота в кабине", м	При давлении Р = (0,3±0,02) кгс/см2	1300±200		1470± 190	1680± 200	1880± 200	2100± 210	2300± 210	2700± 220	3090± 250	3475± 240	— —
	При давлении Р = (0,4±0,02) кгс/см2	1300±200						1320± 200	1680± 200	2030± 210	2380± 210	2540± 210

Примечание. При перепаде давления, отличающегося от номинальных давлений 0,3 и 0,4 кгс/см^2 не более чем на ±0,02 кгс/см^2, для установления номинального давления разрешается ручку задатчика "Избыточное давление" повернуть на один-два зубца фиксатора с перемещением стрелки в пределах ширины риски.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. НА САМОЛЕТАХ С ПЕРЕПАДОМ ДАВЛЕНИЙ 0,3 КГС/СМ^2 ПРИ ПОЛЕТЕ НА ВЫСОТАХ БОЛЕЕ 7200 М ЗАГОРАЕТСЯ СВЕТОСИГНАЛЬНОЕ ТАБЛО "РАЗГЕРМЕТИЗ." И СЛЫШИТСЯ ЗВУКОВОЙ СИГНАЛ. ЭКИПАЖУ НЕОБХОДИМО СЛЕДИТЬ ПО УВПД-5-0,8К ЗА "ВЫСОТОЙ В КАБИНЕ" И ИЗБЫТОЧНЫМ ДАВЛЕНИЕМ И ПОЛЬЗОВАТЬСЯ КИСЛОРОДНЫМ ПИТАНИЕМ.

4. Снижение и посадка

Перед началом снижения задатчик "Начало герметизации" установить на давление аэродрома посадки.

Примечания: 1. При перестановке задатчика "Начало герметизации" в процессе снижения его ручку следует перемещать медленно, не допуская отклонения стрелки кабинного вариометра ВР-10К более чем на 3-4 м/с.

2. Перед началом снижения на высокогорные аэродромы, расположенные выше 2400 м, установить задатчик "Начало герметизации" на давление аэродрома посадки за 5—10 мин до начала снижения.

В процессе снижения проконтролировать следующие параметры:

— по кабинному вариометру ВР-10К — снижение в пределах 1,5—3 м/с;

— по УВПД-5-0,8К — уменьшение перепада давления;

— "Высота в кабине" изменяется до достижения заданного давления аэродрома посадки.

Во избежание преждевременного выравнивания давлений в кабине с атмосферным, т.е. разгерметизации кабины, при снижении самолета с различных высот средняя вертикальная скорость самолета не должна быть более значений, указанных на рис. 6.10.

Если в кабине после посадки самолета имеется избыточное давление, для его снятия необходимо открыть форточку или включить выключатель "Авар. сброс давл.".

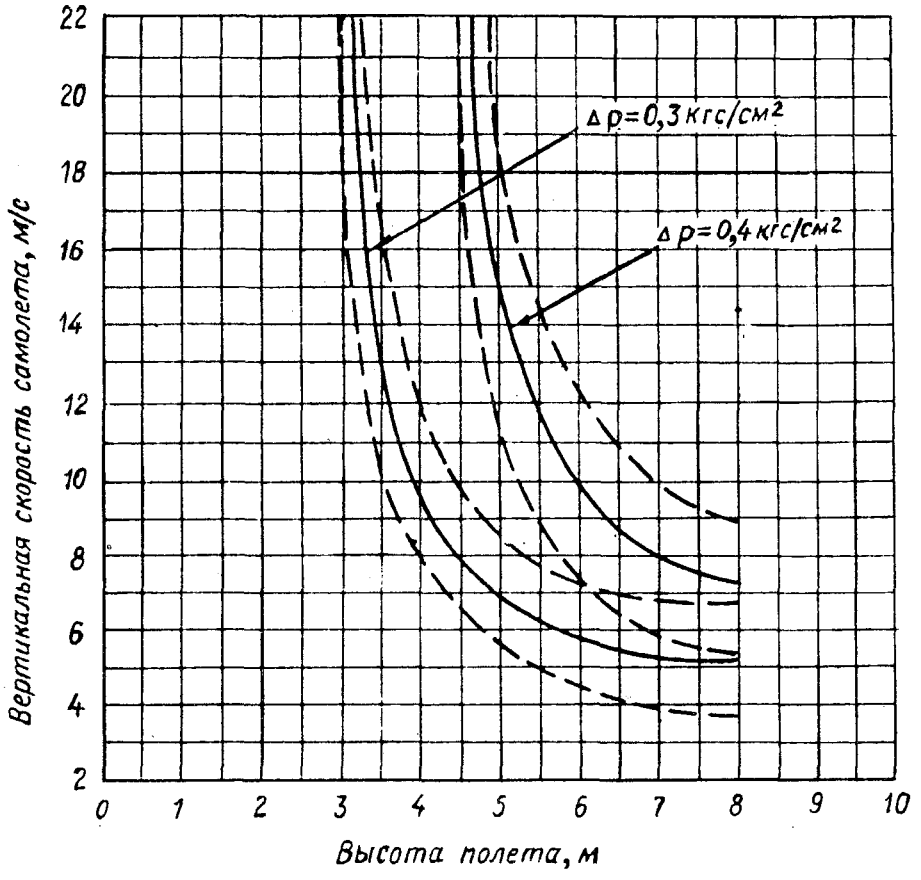


Рис. 6.10. Средняя вертикальная скорость самолета, обеспечивающая, при его снижении с различных высот выравнивание кабинного давления с атмосферным на H=400 м, при скорости изменения давления в кабине (0,18±0,045) мм рт. ст.с

6.8. СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА

Общие сведения.

Система кондиционирования воздуха предназначена для поддержания в кабине экипажа и пассажирском салоне необходимой температуры, давления и влажности на всех высотах и режимах полета самолета, кроме взлетного.

Воздух в систему кондиционирования подается от трех двигателей АИ-25. В случае выхода из строя одного из двигателей нормальная работа системы не нарушается.

Система кондиционирования работает на двух режимах с различным расходом воздуха. Переключение режимов производится переключателем "Расход воздуха 1 реж. — 2 реж.", расположенным на правой панели приборной доски.

Контроль за расходом воздуха осуществляется по указателю "Расход воздуха" в условных единицах: для первого режима 5—8 ед., для второго режима 3—5,5 ед. Указатель "Расход воздуха" расположен на правой панели приборной доски.

Заданный расход воздуха поддерживается автоматически при установке переключателя "Расход воздуха автом. — Откр. — Закр." на правой панели приборной доски в положение "Автом."

Включение и выключение системы кондиционирования осуществляется переключателем "Вкл. сист. Откр. — Закр.", аварийное выключение и включение системы — переключателем "Сист. авар. вкл. — Выкл.". Оба переключателя расположены на правой панели приборной доски. Управление регулированием температуры в магистралях и кабинах самолета может осуществляться как вручную, так и автоматически при помощи переключателей "Темпер. воздуха за ТХ автом. — Тепл. — Холод" и "Темпер. воздуха в салоне автом. — Тепл. — Холод".

Эксплуатация системы кондиционирования в полете.

Перед полетом второй пилот в кабине экипажа обязан:

— установить переключатель "Расход воздуха 1 реж. — 2 реж." в положение "1 реж.";
— установить переключатель "Расход воздуха Автом. — Откр. — Закр." в положение "Автом.";
— установить задатчики "Темпер. воздуха в салоне" и "Темпер. воздуха за ТХ" соответственно на 18—22 и 10—15 °С, после чего переключатели установить в положение "Автом".

1. После взлета и перевода двигателей на номинальный режим включить систему кондиционирования, переведя переключатель "Вкл. сист. Откр. — Закр." импульсами в положение "Откр." и затем в нейтральное, при этом светосигнализатор "Сист. выкл." должен через 3—6 с погаснуть, а указатель "Расход воздуха" покажет поступление воздуха в кабину.

2. При включении системы следить за показаниями кабинного вариометра, которые не должны превышать 2—3 м/с.

3. Импульсное включение производить до стабилизации расхода воздуха по указателю "Расход воздуха" в пределах 5—8 ед., после чего переключатель "Вкл. сист. Откр. — Закр." держать нажатым в положении "Откр." не менее 20 с.

ВНИМАНИЕ! В СЛУЧАЕ, ЕСЛИ СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ НЕ ВКЛЮЧИЛАСЬ, ВКЛЮЧИТЬ ЕЕ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЕМ "СИСТ. АВАР. ВКЛ. — ВЫКЛ.", ДЕЙСТВУЯ КАК УКАЗАНО В ПП.2 И 3.

4. В полете контроль за расходом воздуха осуществлять по указателю "Расход воздуха". На высотах до 2500—2700 м расход должен быть 5—8 ед. Установку переключателя "Расход воздуха 1 реж. — 2 реж.". из положения "1 реж." в положение "2 реж." производить на высоте 2500—2700 м, при этом расход воздуха по указателю уменьшится до 3—5,5 ед.

5. При отказе автоматического регулирования расхода воздуха установить переключатель "Расход воздуха Автом. — Откр. — Закр." из положения "Автом." в нейтральное и перейти на ручное управление, устанавливая переключатель соответственно в положение "Откр." или "Закр." и контролируя расход воздуха по указателю "Расход воздуха".

6. При уменьшении расхода воздуха в полете убедиться по указателю перепада давлений и высоты в кабине в нормальном перепаде давлений и нормальной высоте в кабине. При нормальном перепаде давлений увеличить вручную расход воздуха до требуемой величины на данной высоте полета.

7. Спустя 10—15 мин после включения системы кондиционирования проверить температуру воздуха в салоне. Температура воздуха в салоне при исправной автоматике регулирования температуры должна соответствовать температуре, установленной на задатчике.

8. В случае отказа автоматики перейти на ручное управление температурой воздуха.

9. При подаче воздуха с повышенной температурой в пассажирский салон и кабину экипажа и обнаружении при этом запаха гари, дыма необходимо выключить систему кондиционирования переключателем "Сист. Авар. вкл. — Выкл".

Аварийное выключение системы контролировать по загоранию светосигнализатора "Сист. выкл.".

Перевести самолет в режим экстренного снижения и снизиться до высоты 4000 м и ниже в зависимости от условий погоды и рельефа местности и затем следовать до ближайшего аэродрома или произвести вынужденную посадку вне аэродрома.

10. Расход и температура воздуха, подаваемого в кабину экипажа регулируются выключателем "Подача воздуха экипажу больше — меньше и воздух в кабину теплее — холоднее".

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ТЕМПЕРАТУРА ВОЗДУХА, ПОДАВАЕМОГО В КАБИНУ ЭКИПАЖА, НЕ ДОЛЖНА ПРЕВЫШАТЬ 90°С.

11. При отказе двух двигателей выключение системы кондиционирования произвести аварийно.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ОДНОМ РАБОТАЮЩЕМ ДВИГАТЕЛЕ В ПОЛЕТЕ ОТБОР ВОЗДУХА НА СИСТЕМУ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ КАТЕГОРИЧЕСКИ ЗАПРЕЩЕН.

12. Выключение системы производить на высоте 200—500 м с помощью перевода короткими импульсами переключателя "Вкл. сист. Откр. — Закр." в положение "Закр." При этом следить за показаниями кабинного вариометра, которые должны быть в пределах 2—3 м/с. Импульсное выключение системы производить до тех пор, пока стрелка на указателе "Расход воздуха" не установится левее цифры 1 и не загорится красный светосигнализатор "Сист. выкл.".

6.9. ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА (ПОС)

Общие сведения.

На самолете применена воздушно-тепловая противообледенительная система для защиты от обледенения передних кромок крыла, стабилизатора, киля, воздухозаборников и входных направляющих аппаратов (ВНА) двигателей, заборника системы кондиционирования и антенны УКВ.

Предусмотрен обогрев криволинейной части канала среднего двигателя горячим воздухом от системы кондиционирования.

Обогрев передних стекол кабины экипажа, приемников давления ППД и датчика ДУА-3М — электрический.

На самолете установлены два сигнализатора обледенения РИО-3 в каналах воздухозаборников левого и правого двигателей (на самолетах с 36-й серии — один РИО-3 в носовой части фюзеляжа).

Воздух для ПОС отбирается от трех двигателей АИ-25. При отказе одного двигателя АИ-25 работа ПОС не нарушается, при останове двух двигателей или падении частоты вращения ротора КВД этих двигателей система автоматически отключается.

ПОС работает в трех режимах: полном, предварительном и в режиме обогрева двигателей на земле. Режимы отличаются друг от друга расходом воздуха.

Условия возможного обледенения: температура воздуха 8°С и ниже и наличие облачности, тумана, снегопада, дождя или мороси.

Проверка противообледенительной системы на земле.

Перед полетом в условиях возможного или прогнозируемого по маршруту обледенения экипаж должен при неработающих двигателях проверить работу сигнализаторов обледенения и противообледенительной системы в следующем порядке.

Проверка сигнализаторов обледенения РИО-3.

На самолетах до 36-й серии:

— включить АЗС сигнализаторов обледенения РИО-3 "Сигнал облед. двиг." (лев., прав.), расположенных на правом пульте кабины пилотов;
— установить переключатели "Авар. обогрев РИО — Работа — Контроль" (лев., прав.) на правом пульте в положение "Контроль", при этом загорятся светосигнализаторы "Контроль";
— перевести указанный переключатель в положение "Работа".

На самолетах с 36-й серии:

— включить АЗС сигнализатора РИО-3 "Сигнал облед." на правом пульте;
— установить переключатель "Работа — Контроль" на правом пульте в положение "Контроль", при этом загорится светосигнализатор "Контроль";
— перевести переключатель в положение "Работа".

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ. ПРИ ПРОВЕРКЕ НА ЗЕМЛЕ ВО ИЗБЕЖАНИЕ ПЕРЕГРЕВА И ВЫХОДА ИЗ СТРОЯ ДАТЧИКА РИО-3 ЗАПРЕЩАЕТСЯ:

1. СТАВИТЬ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ "РАБОТА — КОНТРОЛЬ" В ПОЛОЖЕНИЕ "КОНТРОЛЬ" БОЛЕЕ ЧЕМ НА 3 $^{\circ}$С.
2. ВКЛЮЧАТЬ АЗС "СИГНАЛ ОБЛЕД.", ЕСЛИ БОРТСЕТЬ 115 В ПОД НАПРЯЖЕНИЕМ И НЕ ОБЖАТО ШАССИ (ИЛИ ВЫКЛЮЧЕН АЗС "ШАССИ ОСНОВ.") - ДЛЯ САМОЛЕТОВ С 36-Й СЕРИИ.

Проверка противообледенительной системы планера и двигателей при неработающих двигателях:

— включить выключатели "Обогрев двигателей на земле" (лев., средн., прав.), расположенные на правом пульте.

При этом должны загореться светосигнализаторы соответствующих двигателей "Обогрев двигателей включен" над выключателями обогрева;

— выключить выключатели "Обогрев двигателей на земле"; светосигнализаторы должны погаснуть;

— установить переключатель "Полн. — Предвар.", расположенный на правом пульте кабины пилотов, в положение "Предвар.", при этом должны загореться светосигнализаторы "Предвар." и три светосигнализатора "Обогрев двигателей включен";

— установить переключатель "Полн. — Предвар." в положение "Полн.", при этом должен загореться светосигнализатор "Полн." и должны продолжать гореть три светосигнализатора "Обогрев двигателей включен";

— перевести переключатель "Полн. — Предвар." в нейтральное (выключенное) положение, светосигнализаторы должны погаснуть.

Для самолетов, оборудованных кнопкой контроля ПОС "Нажать при проверке ПОС", проверку работы ПОС в предварительном и полном режимах произвести в следующем порядке:

— установить переключатель "Полн. — Предвар.", расположенный на правом пульте, в положение "Предвар." и нажать кнопку "Нажать при проверке ПОС", при этом загорятся светосигнализаторы "Предвар." и три светосигнализатора "Обогрев двигателей включен";

— установить переключатель "Полн. — Предвар." в положение "Полн." и нажать кнопку "Нажать при проверке ПОС", при этом должны загореться светосигнализаторы "Полн." и три светосигнализатора "Обогрев двигателей включен";

— перевести переключатель "Полн. — Предвар." в нейтральное (выключение) положение, светосигнализаторы должны погаснуть.

Проверка обогрева стекол:

— установить переключатель обогрева стекол "I ступень — II ступень" ("Слабо — Сильно"), расположенный на верхнем пульте кабины пилотов, в положение "I ступень" ("Слабо");

— включить АЗС "Обогрев стекол" (лев., прав.), расположенные там же, и проконтролировать включение электрообогрева стекла на ощупь;

— выключить АЗС "Обогрев стекол" (лев., прав.).

На самолетах, оборудованных трехсекционными стеклами (с 44-й серии) проверку обогрева стекол производить в следующем порядке:

— проверить исправность контрольного светосигнализатора, для чего установить галетный переключатель из положения "Откл." в положение "Контр. лампы", нажать кнопку "Контроль секций" - светосигнализатор должен загореться;

— переключить галетный переключатель из положения "Контр. лампы" в положение "I секция лев. стекло";

— нажать кнопку "Контроль секций", при этом загорается светосигнализатор, выдающий информацию об исправности цепи первой секции стекла;

— отпустить кнопку, светосигнализатор погаснет.

В такой же последовательности проверить вторую и третью секции левого стекла, а также три секции правого стекла.

После проверки секции левого и правого стекол галетный переключатель установить в положение "Откл.".

ВНИМАНИЕ! 1. ПРИ ОТКАЗЕ ДВУХ ГЕНЕРАТОРОВ ИЛИ ЛЮБОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ОБОГРЕВ СТЕКЛА ПРАВОГО ПИЛОТА АВТОМАТИЧЕСКИ ОТКЛЮЧАЕТСЯ.
ОБОГРЕВ МОЖЕТ БЫТЬ ВКЛЮЧЕН ВЫКЛЮЧАТЕЛЕМ "СТЕКЛО ПРАВ. АВАР.", ПРИ ЭТОМ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ "ОБОГРЕВ СТЕКЛА ПРАВ." ДОЛЖЕН НАХОДИТЬСЯ В ПОЛОЖЕНИИ "СИЛЬНО", ПРИ ЭТОМ ОБОГРЕВАЕТСЯ ТОЛЬКО СРЕДНЯЯ СЕКЦИЯ СТЕКЛА.
2. ПРИ ОТКАЗЕ ДВУХ ГЕНЕРАТОРОВ ОБОГРЕВ СТЕКОЛ ВОЗМОЖЕН ТОЛЬКО В РЕЖИМЕ "СЛАБО".

6.10. КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Общие сведения.

Бортовое кислородное оборудование состоит из стационарной системы и переносного прибора КП-21 с маской КМ-15И (рис. 6.11).

На самолетах с серии 0152 и самолетах, доработанных по бюллетеню № 482 ДМ, дополнительно устанавливаются переносной прибор КП-19 и дымозащитные маски ЛП-2.

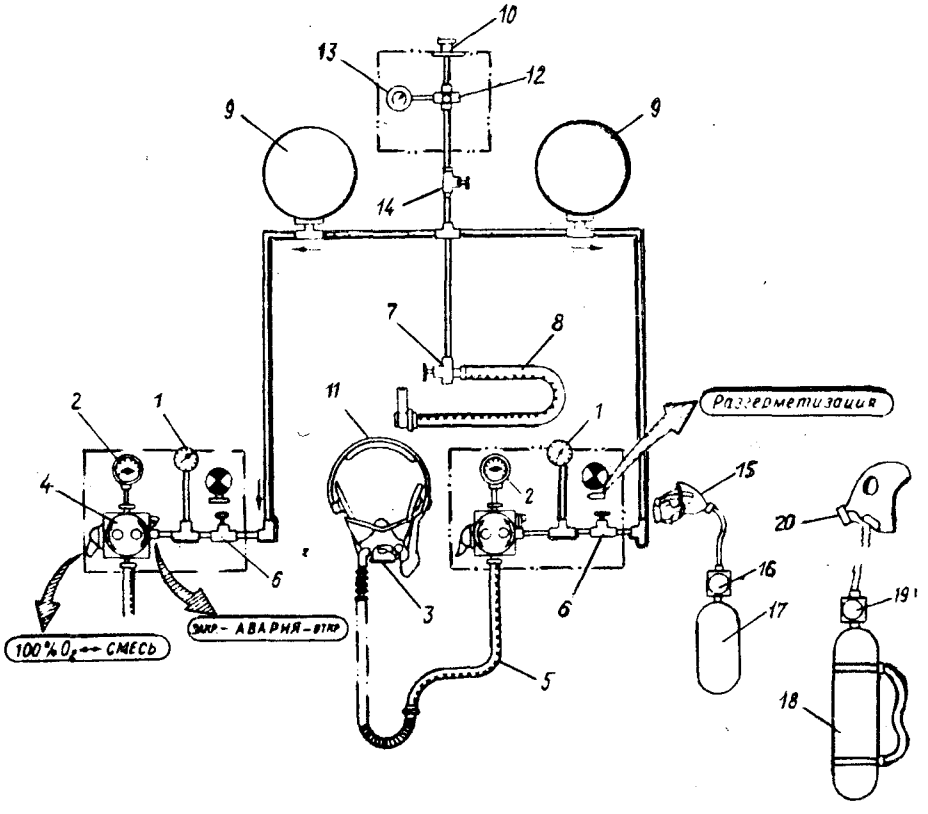


Рис. 6.11. Принципиальная схема кислородного оборудования:
1 - манометр МК-13М; 2 - индикатор ИП; 3 - кислородная маска КМ-32АГ; 4 - кислородный прибор КП-24М; 5 - шланг КШ-24П; 6 - вентиль КВ-5; 7 - вентиль КВ-5; 8 - шланг подзарядки переносных баллонов; 9 - кислородный баллон (вместимость 30 л); 10 - устройство для зарядки кислородной системы; 11 - авиагарнитура АГ-2 (АГ-3); 12 - редуктор КР-15; 13 - манометр МК-13М; 14 - вентиль КВ-5; 15 - кислородная маска КМ-15 (1 шт.); 16 - кислородный прибор КП-21 (1 шт.); 17 - кислородный баллон КБ-3 (вместимость 1,7 л); 18 - кислородный баллон КБ-2 (вместимость 7,8 л); 19 - кислородный прибор КП-19 (1 шт.); 20 - дымозащитная кислородная маска ЛП-2

Стационарное кислородное оборудование предназначено для питания кислородом КВС и второго пилота. Оно используется:

— для снижения утомляемости в профилактических целях;

— при разгерметизации кабины, аварийном снижении и последующем полете на безопасной высоте;

— при появлении дыма в кабине.

Запас кислорода на борту составляет 1800 л (два баллона вместимостью 30 л каждый и давлением 30 кгс/см^2).

Питание кислородом (КВС и второго пилота) осуществляется с помощью кислородных приборов КП-24М легочно-автоматического действия и кислородных масок КМ-32АГ, расположенных у их рабочих мест. Контроль запаса кислорода в системе и работоспособности приборов осуществляется с помощью манометра и индикаторов кислорода, расположенных у каждого рабочего места.

Дымозащитные маски ЛП-2 КВС и второго пилота помещены в карманах, находящихся под их сиденьями.

Переносное кислородное оборудование:

— кислородный прибор КП-19 с баллоном КБ-2 и дымозащитной маской ЛП-2 предназначен для питания кислородом бортмеханика при разгерметизации или появлении дыма на борту самолета.

Указанный прибор может быть использован бортмехаником как при перемещении в пассажирском салоне, так и в кабине экипажа на рабочем месте.

Кислородный прибор КП-19 с баллоном КБ-2 и дымозащитной маской ЛП-2 размещен в передней части пассажирского салона, слева от входа в кабину экипажа;

— переносной кислородный прибор КП-21 с маской КМ-15И и баллоном КБ-3 используется для терапевтического питания пассажиров при их плохом самочувствии в полете. Прибор установлен на полу в кабине экипажа за правым креслом.

Переносные кислородные приборы КП-19 и КП-21 при необходимости могут быть подзаряжены от стационарной системы с помощью зарядного устройства.

6.10.1. НАЗЕМНАЯ ПРОВЕРКА КИСЛОРОДНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

1. Проверить зарядку кислородного баллона и положение органов управления.

Вентили подачи кислорода у каждого члена экипажа открыть.

По манометрам КВС и второго пилота проверить показания в зависимости от температуры воздуха в кабине (табл. 6.3).

Таблица 6.3

Зависимость давления от температуры воздуха в кабине

Температура в кабине, °С		-55	-45	-35	-25	-15	-5	5	15	25	35	45	55
Давление в системе, кгс/см^2	норм.	23	24	25	26	27	28	29	30	31	32	33	34
	мин.	21	22	23	23	25	26	27	28	29	30	31	32

Рукоятка аварийной подачи на КП-24М (кислородный прибор) ..... в положении "Закрыто"
Выключатель подсоса воздуха на КП-24М ..... в положении "100% O_2"

2. Проверить кислородную маску КМ-32АГ.

Кислородный шланг	— проверить соединение;
Маска	— надеть, отрегулировать крепление к авиагарнитуре для плотного прилегания маски к лицу. Проверить герметичность маски, произведя вдох при перегнутом гофрированном шланге;
Индикатор кислорода	— проверить открытие лепестков при вдохе;
Микрофон маски	— присоединить штекер к авиагарнитуре и проверить радиосвязь.

3. Проверить дымозащитную кислородную маску ЛП-2:
— произвести перестыковку масок;
— проверить герметичность маски;
— проверить при включении СПУ работу микрофона маски.

По окончании проверки перестыковать маски. Дымозащитную маску ЛП-2 уложить в сумку.

4. По окончании проверки положения органов управления и кислородных масок должны быть следующие:

Вентили командира воздушного судна и второго пилота	— "Закрыты"
Выключатель подсоса воздуха на КП-24М	— "Смесь"
Рукоятка аварийной подачи на КП-24М	— "Закрыто"
Кислородная маска КМ-32АГ	— присоединена и находится в положении "Наготове"

6.10.2. НОРМАЛЬНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ КИСЛОРОДНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Перед взлетом:

Вентили подачи кислорода	— "Открыты"
Манометры	— показания должны быть, как указано в табл. 6.3
Маски командира воздушного судна и второго пилота	— "Наготове"
Органы управления кислородным питанием	— поставить, как указано в 6.10.1, п. 1.

В крейсерском полете.
Для снижения утомляемости и в профилактических целях (особенно в ночных полетах) рекомендуется дышать чистым кислородом в течение 5-10 мин через каждый час полета, для чего надеть маску и прикрепить к авиагарнитуре. Выключатель подсоса воздуха на КП-24М установить в положение "100% O_2".

После посадки самолета закрыть вентили кислородного оборудования.

6.10.3. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КИСЛОРОДА В АВАРИЙНЫХ УСЛОВИЯХ ПОЛЕТА

Действия экипажа в аварийных ситуациях:

а) при разгерметизиции кабины:

Кислородные маски	— надеть
Выключатели подсоса на КП-24М установить	— в положение "100% O_2"

После аварийного снижения до безопасной высоты полета питание экипажа кислородом продолжить.

Для экономного расхода кислорода выключатель подсоса воздуха на КП-24М установить в положение "Смесь";

б) при затрудненном дыхании, плохом самочувствии рукоятку (маховичок) аварийной подачи на КП-24М установить в положение "Открыто";

в) при появлении в кабине дыма, пламени:

— достать дымозащитную маску ЛП-2 из кармана, находящегося под сиденьем;
— установить выключатель подсоса воздуха на приборе КП-24М в положение "100% O_2":
— отстыковать кислородную маску КМ-32АГ от шланга КШ-24П;
— подстыковать дымозащитную маску ЛП-2 к шлангу КШ-24П;
— снять авиагарнитуру АГ-2 (АГ-3);
— надеть дымозащитную маску ЛП-2;
— подсоединить штекер микрофона маски к авиагарнитуре и надеть авиагарнитуру.

Использование переносного кислородного оборудования:

а) при пользовании переносным кислородным прибором КП-19 необходимо:

— снять чехол с прибора КП-19;
— открыть запорный вентиль и установить выключатель подсоса в положение "Чистый кислород";
— надеть дымозащитную маску ЛП-2;
— отстегнуть хомут крепления баллона КБ-2 и снять переносной прибор с ложемента
— зафиксировать прибор в удобном для работы положении (на груди или за плечом);

б) при пользовании переносным кислородным прибором КП-21 необходимо;

— достать из сумки кислородную маску КМ-15И;
— присоединить шланг маски к штуцеру прибора;
— открыть полностью вентиль подачи кислорода;
— надеть маску и закрепить ее;
— контролировать по манометру запас кислорода.

При затрудненном дыхании, плохом самочувствии в загерметизированной кабине, необходимо пользоваться кислородом. В этом случае следует открыть красный вентиль аварийной подачи.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ УМЕНЬШЕНИИ ДАВЛЕНИЯ В БАЛЛОНЕ ДО 6 КГС/СМ^2 И НИЖЕ ПРИБОР КП-21 (КП-19) НЕ ОБЕСПЕЧИВАЕТ НОРМИРОВАННУЮ ПОДАЧУ КИСЛОРОДА. ДЛЯ ЭТОГО НЕОБХОДИМО ПРОИЗВЕСТИ ПОДЗАРЯДКУ ОТ БОРТСЕТИ.

Зарядка переносного кислородного прибора в полете.

Зарядку переносного кислородного прибора производить по разрешению командира воздушного судна.

Для зарядки необходимо: зарядный шланг присоединить к конусообразному штуцеру на приборе, вентиль стационарной системы и прибора медленно открыть; по манометру контролировать запас кислорода.

По достижении наибольшего давления в кислородном приборе вентили закрыть, зарядный шланг уложить на место.

ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЯ: 1. ПРИ ПОЛЬЗОВАНИИ КИСЛОРОДОМ КУРИТЬ В КАБИНЕ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

2. ДЛЯ ИСКЛЮЧЕНИЯ САМОПРОИЗВОЛЬНОЙ УТЕЧКИ КИСЛОРОДА НЕОБХОДИМО ПЕРЕД СНЯТИЕМ МАСКИ СДЕЛАТЬ ВЫДОХ (НА ПЕРЕНОСНОМ ПРИБОРЕ КП-21) И ЗАКРЫТЬ ВЕНТИЛЬ.

3. НЕ ДОПУСКАТЬ КОНТАКТА С КИСЛОРОДОМ ВЕЩЕСТВ, СОДЕРЖАЩИХ ЖИРЫ И МАСЛО.

6.11. ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ

Общие сведения.

Самолет оборудован следующими системами электроснабжения:

— постоянного тока 28 В;
— переменного однофазного тока 115 В 400 Кц;
— переменного трехфазного тока 36 В 400 Гц.

Первичной системой электроснабжения является система постоянного тока 28 В, вторичной — система переменного тока 115 В 400 Гц и система переменного тока 36 В 400 Гц.

Основными источниками первичной системы электроснабжения являются три генератора постоянного тока ВГ-7500Я с аппаратурой управления, регулирования и защиты.

Аварийными источниками постоянного тока являются две никель-кадмиевые аккумуляторные батареи 20НКБН-25 по 25 ампер-ч каждая или аккумуляторные батареи 12САМ-28, которые в нормальном режиме работают параллельно с генераторами постоянного тока.

Передача электроэнергии потребителям происходит через распределительные щитки генераторов и аккумуляторные щитки.

Защита цепей постоянного тока осуществляется предохранителями типа "ИП", "СП" и автоматами защиты сети.

Защита цепей переменного тока осуществляется предохранителями типа "СП".

АЗС, установленные для индивидуальной защиты потребителей с одновременным выполнением функции выключателей, расположены на левой и правой панелях АЗС, приборной доске, пультах, панели стопорения в кабине экипажа.

Все АЗС, выполняющие функции предохранителей, установлены в распределительных щитках генераторов и в аккумуляторных щитках.

Наиболее ответственные потребители: агрегаты запуска двигателей, агрегаты системы пожаротушения, дежурное освещение и др. подключены непосредственно к аккумуляторным батареям.

Для питания потребителей во время их проверки и отладки на земле в аэродромных условиях на самолете в носовой части установлены штепсельные разъемы аэродромного питания:

— ШРАП-500К для подключения источника постоянного тока 27 В;
— ШРАП-400-3Ф для подключения источника переменного тока 115 В 400 Гц.

Приборы контроля и агрегаты управления системы постоянного тока и систем переменного тока 115 и 36 В расположены на приборной доске и приборной панели за шп. N 8.

6.11.1 ИСТОЧНИКИ ПОСТОЯННОГО ТОКА

Источниками постоянного тока на самолете являются три генератора ВГ-7500Я мощностью по 9 кВт, установленные по одному на каждом двигателе. В нормальном режиме работы все генераторы работают на бортсеть параллельно вместе с двумя никель-кадмиевыми батареями 20НКБН-25 или аккумуляторными батареями 12САМ-28.

Распределительные щитки генераторов и щитки аккумуляторов соединены между собой проводами, защищенными предохранителями типа ИП, и образуют собой кольцевую систему постоянного тока.

Включение генераторов на бортсеть производится с помощью выключателей, расположенных на правой панели приборной доски пилотов, в положении "Вкл.".

Светосигнальные табло, выдающие информацию об отказе генераторов постоянного тока, гаснут при подключении генераторов к бортсети.

Выносные сопротивления, расположенные на приборной панели за шп. № 8, в случае необходимости, позволяют регулировать напряжение каждого генератора в большую или меньшую сторону.

Включение аккумуляторов на бортсеть производится с помощью выключателей, расположенных на приборной панели за шп. № 8 в положении "Вкл.", а включение переключателя "Борт. акк. — Аэр. пит." на правой панели приборной доски — в положении "Борт. акк.". Контроль за нагрузкой генераторов и аккумуляторов производят по амперметрам, расположенным на правой панели приборной доски.

Напряжение каждого бортового источника постоянного тока, а также аэродромного источника определяется по показаниям вольтметра с галетным переключателем, расположенным там же.

Включение аэродромного источника постоянного тока после подключения аэродромного разъема Шрап-500К производится установкой переключателя "Борт. акк. — Аэр. пит." в положение "Аэр. пит.".

При подключении аэродромного разъема на приборной доске загорается светосигнализатор "Аэродр. питание включ.".

6.11.2. ИСТОЧНИКИ ПЕРЕМЕННОГО ТОКА 115 В 400 Гц

Источниками переменного однофазного тока 115 В 400 Гц на самолете являются два преобразователя ПО-1500 (по 1,5 кВт каждый), расположенные в зализах крыла (шп. № 29А-30), справа и слева.

Преобразователи питаются постоянным током с левого (ПО-1500 "Радио") и среднего (ПО-1500 "Стекло") распределительных щитков через предохранители типа ИП. Цепь высокого напряжения защищена предохранителями СП, расположенными там же, где сами преобразователи.

Включаются преобразователи выключателями "ПО-Радио" и "ПО-Стекло", расположенными на правой панели приборной доски. Там же расположен вольтметр с галетным переключателем, по которому контролируется напряжение каждого преобразователя, а также напряжение аэродромного источника переменного тока при его подключении к бортсети. При отказе любого из преобразователей все его потребители (за исключением обогрева стекла правого пилота) автоматически подключаются к исправному преобразователю. На правой приборной доске при этом загорается красный светосигнализатор "Отказ. ПО-1500". Подключение аэродромного источника переменного тока к бортсети производится с помощью аэродромного разъема ШРАП-400-3Ф.

6.11.3. ИСТОЧНИКИ ПЕРЕМЕННОГО ТРЕХФАЗНОГО ТОКА 36 В 400 Гц

Источниками переменного трехфазного тока 36 В 400 Гц на самолете являются два преобразователя ПТ-500Ц (по 0,5 кВт каждый), расположенные за носовым обтекателем на шп. № 1-2.

Питаются преобразователи постоянным током с левого (ПТ-500Ц "РЛС") и правого (ПТ-500Ц "АП") распределительных щитков через предохранители типа ИП.

На самолетах, выполняющих международные полеты, источниками переменного трехфазного тока 36 В 400 Гц являются преобразователи ПТ-1000ЦС (1 шт.) мощностью 1 кВт и ПТ-500Ц (1 шт.) мощностью 0,5 кВт, расположенные за носовым обтекателем на шп. № 1-2. Питаются эти преобразователи постоянным током с левого (ПТ-1000 ЦС) и правого (ПТ-500Ц) распределительных щитков через предохранители ИП-75 и ИП-50 соответственно.

Количество электроэнергии на выходе каждого преобразователя контролируется автоматом переключения преобразователя (АПП-1А).

При коротких замыканиях на выходе преобразователя, обрывах любой из фаз на выходе, перегорании предохранителя в цепи питания преобразователя постоянным током автомат АПП-1А выключает отказавший преобразователь и подключает его потребители на исправный преобразователь.

При отказе любого преобразователя загорается красный светосигнализатор "Отказ ПТ-500Ц".

При этом из потребителей переменного тока 36 В 400 Гц отключается только автопилот.

На самолетах, выполняющих международные полеты, при отказе любого преобразователя загорается красный светосигнализатор "Отказ ПТ". При этом из потребителей переменного тока отключаются автопилот и правый полукомплект аппаратуры "Курс МП-70".

Включаются преобразователи выключателями "ПТ-500Ц РЛС" и "ПТ-500Ц АП", расположенными на правой приборной доске. Там же расположен вольтметр с галетным переключателем, позволяющий контролировать напряжение каждого преобразователя.

На самолетах, выполняющих международные полеты, преобразователи включаются выключателями "ПТ-1000Ц" и "ПТ-500Ц", расположенными на правом пульте. Там же расположен галетный переключатель "Контроль напряжения 36 В".

На самолетах с резервным авиагоризонтом АГБ-3К для его питания установлены преобразователь ПТ-125Ц с автоматом АПП-1А и выключатель коррекции ВК-53РШ. АГБ-3К и ПТ-125Ц включаются автоматом защиты "АГБ резервн.". При отказе ПТ-125Ц на приборной доске загорается светосигнализатор "ПТ-125Ц отказ", резервный АГБ-3К переключается на питание от ПТ-500Ц. При отказе трех генераторов резервный АГБ-3К от ПТ-500Ц отключается. На самолетах, выполняющих международные полеты, при отказе ПТ-125Ц резервный АГБ-3К переключается на питание от ПТ-1000ЦС. При отказе трех генераторов резервный АГБ-3К от ПТ-1000ЦС отключается. Для питания прибора ДА-30 установлен второй преобразователь ПТ-125Ц, который включается автоматом защиты "ДА-30".



6.12. ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

6.12.1. КУРСОВАЯ СИСТЕМА ГМК-1Г

Назначение.

Курсовая система ГМК-1Г служит для определения и указания курса, углов разворота самолета и выдачи сигналов курса другим потребителям.

В зависимости от решаемых задач и условий полета система может работать в одном из двух режимов:
— магнитной коррекции (МК);
— гирополукомпаса (ГПК).

Основным режимом работы является режим ГПК.

6.12.1.1.ЭКСПЛУАТАЦИЯ В ПОЛЕТЕ

1. Включение ГМК-1Г

Для включения курсовой системы перед полетом:
— переключатель широт "Сев.—Южн." пульта управления установить в положение "Сев." при полете в северном полушарии и "Южн." — при полете в южном полушарии;
— широтный потенциометр на пульте управления установить на широту исходного пункта маршрута (ИПМ);
— стрелку магнитного склонения коррекционного механизма установить на "0";
— включить питание курсовой системы.

Время готовности курсовой системы к работе:
— в режиме МК — 3 мин;
— в режиме ГПК — 5 мин.

Через 3 мин после включения питания произвести предполетную проверку исправности курсовой системы.

2. Проверка исправности ГМК-1Г

Перед началом полета проверяется исправность системы в режимах МК и ГПК.

а) Проверка исправности системы в режиме МК осуществляется с помощью переключателя "0 — Контр-300" на пульте управления. Для проверки необходимо установить переключатель режимов в положение "МК", отжимной переключатель "0 — Контр-300" в положение "0". Коррекционный механизм и основные указатели курсовой системы должны отработать угол рассогласования и установиться на курс $(0\pm10)^{0}$. Затем переключатель "0 — Контр-300" установить в положение "300". Коррекционный механизм и указатели должны показать курс $(300\pm10)^{0}$. При положении переключателя на отметках "0" и "300" должны гореть светосигнализаторы "Завал ГА".

Переключатель "0 — Контр-300" установить в среднее положение. При этом коррекционный механизм должен отработать угол рассогласования и установиться по магнитному стояночному курсу самолета.

Переключатель ЗК установить в любое крайнее положение.

Основные указатели курсовой системы должны быстро отработать угол рассогласования и индицировать магнитный стояночный курс самолета. Проверку производить при положении переключателя потребителей на отметках "Осн" и "Зап";

б) Проверка исправности системы в режиме ГПК производится с помощью нажимного переключателя ЗК в следующем порядке:

— переключатель режимов установить в положение ГПК;

— переключатель ЗК установить в левое крайнее положение.

При этом основные указатели должны отрабатывать курс в сторону увеличения показаний курса;

— переключатель ЗК установить в крайнее правое положение.

Указатели должны отрабатывать в сторону уменьшения показаний курса. Проверку производить при положении переключателя потребителей на отметках "Осн." и "Зап.".

Проверить встроенный подсвет пульта управления красным светом.

3. Эксплуатация в полете ГМК-1Г

При выруливании на исполнительный старт убедиться, что показания курса изменяются в соответствии с маневрированием самолета.

Во время руления по РД на исполнительный старт установить переключатель режимов работы курсовой системы в положение "ГПК" и переключатель "Осн. — Зап." — положение "Осн.". Ось самолета должна совпадать с осью РД. Ручкой задатчика курса (ЗК) установить на КППМС обоих пилотов значение магнитного азимута РД.

На исполнительном старте убедиться, что переключатель режимов работы курсовой системы установлен в положение "ГПК". Ось самолета должна совпадать с осью ВПП.

Переключателем задатчика курса (ЗК), расположенным на пульте управления, установить курс взлета.

Магнитная коррекция системы выставляется в том случае, если показания индукционного датчика достаточно точны.

В полете основным режимом работы курсовой системы является режим ГПК с периодической магнитной коррекцией.

Для проведения магнитной (МК) коррекции необходимо после включения переключателя в режим МК выждать не менее 90 с.

В полете магнитную коррекцию проводить только при прямолинейном равномерном движении самолета, желательно каждый раз после выполнения виражей.

Если отсчет курса в режиме МК курсовой системы ведется от истинного меридиана, то на коррекционном механизме должно быть установлено магнитное склонение пункта вылета, а в полете по маршруту необходимо периодически устанавливать его текущее значение по стрелке КМ-8.

В полете с изменением широты необходимо периодически вводить на пульте управления текущую широту.

Установка самолета на курс следования выполняется непосредственно по показаниям курса на курсовых и навигационно-пилотажных приборах.

При этом разворот самолета выполняется до тех пор, пока значение текущего курса не будет равно заданному курсу полета.

(Началом отсчета для каждого отрезка маршрута между ППМ является меридиан, проходящий через начальный пункт каждого отрезка маршрута).

После посадки самолета питание курсовой системы не выключать до заруливания на стоянку.

6.12.1.2. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ НЕИСПРАВНОСТИ КУРСОВОЙ СИСТЕМЫ

1. Отказ гироагрегата

Признаки отказа гироагрегата:

— неустойчивое показание курсовых приборов, индицирующих гироскопический курс, быстрое изменение показаний курса ГПК при прямолинейном полете самолета;

— устойчивое показание магнитного курса на КМ-8 (в районах устойчивой работы индукционного датчика) и неустойчивые показания курсовых приборов, получающих гиромагнитный курс от гироагрегата;

— горящий светосигнализатор "Завал ГА".

При выходе из строя основного гироагрегата необходимо перейти на работу запасного гироагрегата с помощью переключателя "Осн. — Зап." на пульте управления.

При установке переключателя работы гироагрегата в положение "Осн." сигналы курса с основного гироагрегата индицируются на основных указателях курса,а с запасного — на вспомогательных.

При установке переключателя в положение "Зап." распределение сигналов курса меняется.

2. Отказ индукционного датчика или коррекционного механизма КМ-8

При отказе индукционного датчика или коррекционного механизма показания магнитного курса на КМ-8 и гиромагнитного курса на курсовых приборах в прямолинейном полете неустойчивы и неправильны. При отказе индукционного датчика или КМ-8 показания курсовых приборов, связанных с каналом магнитной коррекции, для навигации не используются.

3. Полный отказ курсовой системы

При полном отказе курсовой системы стрелки всех указателей курса либо неподвижны, либо неправильно показывают курс самолета. В случае полного отказа ГМК-1Г полет следует выполнять, пользуясь показаниями магнитного компаса КИ-13 и АРК-9.

6.12.2. МАГНИТНЫЙ КОМПАС КИ-13

Магнитный компас КИ-13 используется в качестве дублирующего прибора для определения магнитного курса самолета.

При пользовании в полете магнитным компасом КИ-13 следует иметь в виду, что остаточная девиация на отдельных курсах может достигать 10^{0} и более.

В полете при отказе системы ГМК-1Г для определения курса по компасу КИ-13 необходимо на время отсчета курса выключить АЗС "Освещение салона" и "АНО".

6.12.3. АВИАГОРИЗОНТ

Самолеты оборудованы авиагоризонтами в двух вариантах.

1-й вариант: у КВС — один основной авиагоризонт АГБ-3К и электрический указатель поворота ЭУП-53; у второго пилота — один основной авиагоризонт АГБ-3К.

Каждый из авиагоризонтов питается от своего источника переменного тока 36 В 400 Гц; АГБ ЛЕВ. и ВК-53РШ ЛЕВ. — от преобразователя ПТ-500Ц РЛС; АГБ ПРАВ. и ВК-53РШ ПРАВ. — от преобразователя ПТ-500Ц АП. При отказе одного из преобразователей ПТ-500Ц соответствующий авиагоризонт и выключатель коррекции автоматически переключаются на питание от другого преобразователя.

ЭУП-53 питается от бортсети 27 В.

2-й вариант: у КВС — основной авиагоризонт АГБ-3К, резервный авиагоризонт АГБ-3К, комбинированный указатель ДА-30; у второго пилота — основной авиагоризонт АГБ-3К.

Питание приборов по переменному току осуществляется:

АГБ ЛЕВ. и ВК-53РШ ЛЕВ. — от преобразователя ПТ-500Ц РЛС;
АГБ ПРАВ. и ВК-53РШ ПРАВ. — от преобразователя ПТ-500Ц АП;
АГБ РЕЗ. и ВК-53РШ РЕЗ. — от преобразователя ПТ-125Ц;
ДА-30 — от своего преобразователя ПТ-125Ц.

При отказе одного из преобразователей ПТ-500Ц авиагоризонт и выключатель коррекции автоматически переключаются на питание от другого преобразователя.

При отказе преобразователя ПТ-125Ц авиагоризонт АГБ-3К РЕЗ. и выключатель коррекции ВК-53РШ РЕЗ. переключаются на ПТ-500Ц РЛС.

При отказе преобразователя ПТ-125Ц, записывающего прибор ДА-30, показаниями этого прибора не пользоваться.

Работа основного авиагоризонта КВС и авиагоризонта второго пилота контролируется блоком сравнения и предельных кренов БСПК-1. При отказе одного из сравниваемых авиагоризонтов и достижении рассогласования в их показаниях $(7\pm2)^{\circ}$ загораются светосигнальные табло "Отказ АГБ" или "Сравни АГБ" (см. 6.12.4).

Для контроля питания основных авиагоризонтов имеются два сигнализатора нарушения питания СНП-1, которые выдают сигнал об отказе на те же табло "Отказ АГБ" или "Сравни АГБ" (2-й вариант), расположенные на приборных досках КВС и второго пилота.

Авиагоризонты включаются после запуска двигателей и включения преобразователей ПТ-500Ц РЛС и ПТ-500Ц АП.

Преобразователи ПТ-125Ц включаются автоматически при включении АЗС "АГБ рез." и "ДА-30".

Авиагоризонты АГБ-3К включаются в следующем порядке:

— заарретировать прибор, для чего нажать до упора кнопку арретира с надписью "Нажать перед пуском";
— после возвращения кнопки арретира в исходное положение ручкой кремальеры совместить индекс поправки тангажа с нулевым делением шкалы крена;
— включить АЗС "АГБ лев.", "АГБ прав." и во втором варианте "АГБ рез.".

После включения питания флажок сигнализатора отказа питания должен убраться из видимой зоны шкалы тангажа. По истечении времени готовности авиагоризонта (не менее 3 мин) показания прибора по углам крена и тангажа должны соответствовать стояночным углам самолета.

Примечание: 1. Указатель поворота и скольжения включается АЗС "ЭУП" (левый щиток АЗС), а ДА-30 (2-й вариант) включается при включении АЗС "ДА-30" (левый щиток АЗС).

2. Время готовности при повторном запуске после кратковременного выключения питания (до 5 мин) и стояночных углах около 5° увеличивается на 2—3 мин.

Во время руления убедиться, что при выполнении разворота все авиагоризонты не изменяют показаний крена и тангажа, стрелка указателя поворота ЭУП-53 или ДА-30 (2-й вариант) отклоняется в сторону разворота, а указатели курса индицируют разворот.

На предварительном старте экипаж должен убедиться, что:

— силуэт самолета на всех авиагоризонтах занимает горизонтальное положение и совпадает с линией горизонта;

— шкала тангажа при вращении кремальеры перемещается.

Проверив работоспособность указателя, совместить индекс поправки шкалы тангажа с нулевым делением шкалы крена;

— флажки сигнализатора отказа питания (бленкеры) на авиагоризонтах убраны;

— светосигнальные табло "Отказ АГБ" или "Сравни АГБ" (2-й вариант) и "Крен лев., прав. пред." не горят .

Если не выполнено хотя бы одно из указанных положений, взлет производить запрещается.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ. ВЗЛЕТ ЗАПРЕЩАЕТСЯ:

1. ДО ИСТЕЧЕНИЯ 3 МИН С МОМЕНТА ВКЛЮЧЕНИЯ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ АВИАГОРИЗОНТОВ.
2. ПРИ ОТКАЗЕ ЛЮБОГО ИЗ АВИАГОРИЗОНТОВ, ЭУП-53 ИЛИ ДА-30 (2-Й ВАРИАНТ), А ТАКЖЕ ЛЮБОГО ИЗ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ ПТ-500Ц ИЛИ ПТ-125Ц (2-Й ВАРИАНТ).

После взлета и уборки закрылков на высоте не ниже 120 м, а также перед входом в облака необходимо убедиться в исправности авиагоризонтов и ЭУП-53 или ДА-30 (2-й вариант), для чего выполнить эволюции с креном не более 5° и сравнить показания авиагоризонтов. При нормальной работе этих приборов авиагоризонты должны без запаздывания реагировать на изменения положения самолета: расхождение в показаниях авиагоризонтов не должно превышать 4°, а стрелка ЭУП-53 или ДА-30 (2-й вариант) должна слегка отклоняться в сторону крена.

На всех прямолинейных режимах полета (при отключенном автопилоте) следует сбалансировать самолет по крену и тангажу триммерами и стабилизатором.

При пилотировании самолета по приборам, особенно при выполнении маневров для контроля исправности пилотажных приборов, необходимо:

— КВС систематически сравнивать показания своего авиагоризонта с показаниями ЭУП-53 и ВАР-30 МК (1-й вариант) или показания своего основного авиагоризонта с показаниями резервного авиагоризонта или ДА-30 (2-й вариант);

— второму пилоту систематически сравнивать показания своего авиагоризонта с показаниями основного авиагоризонта командира воздушного судна и ЭУП-53 и вариометра (1-й вариант) или с показаниями авиагоризонтов и ДА-30 (2-й вариант) командира воздушного судна.

ВНИМАНИЕ! 1. КНОПКАМИ АРРЕТИРОВАНИЯ АГБ-3К В ПОЛЕТЕ НЕ ПОЛЬЗОВАТЬСЯ.

2. СРАВНИВАТЬ ПОКАЗАНИЯ АВИАГОРИЗОНТА С ПОКАЗАНИЯМИ ЭУП-53 ИЛИ ДА-30 (2-Й ВАРИАНТ) ПО КРЕНУ ДОПУСТИМО ТОЛЬКО ПРИ ОТСУТСТВИИ СКОЛЬЖЕНИЯ ("ШАРИК" УКАЗАТЕЛЯ СКОЛЬЖЕНИЯ В ЦЕНТРЕ).

3. СРАВНИВАТЬ ПОКАЗАНИЯ АВИАГОРИЗОНТА С ПОКАЗАНИЯМИ ЭУП-53 (ДА-30) ПО КРЕНУ МОЖНО ТОЛЬКО КАЧЕСТВЕННО, ПО НАПРАВЛЕНИЮ КРЕНА, ПОСКОЛЬКУ ОТКЛОНЕНИЕ СТРЕЛКИ УКАЗАТЕЛЯ ПОВОРОТА ПРИ ОДНОМ И ТОМ ЖЕ УГЛЕ КРЕНА УМЕНЬШАЕТСЯ С УВЕЛИЧЕНИЕМ СКОРОСТИ ПОЛЕТА.

4. ВЫПАДАНИЕ БЛЕНКЕРА НА ЛИЦЕВОЙ ПАНЕЛИ АГБ-3К СИГНАЛИЗИРУЕТ О НАРУШЕНИИ ПИТАНИЯ ДАННОГО АВИАГОРИЗОНТА. ПОЛЬЗОВАТЬСЯ ЭТИМ ПРИБОРОМ В ПОЛЕТЕ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

6.12.4. БЛОК СРАВНЕНИЯ И ПРЕДЕЛЬНЫХ КРЕНОВ (БСПК-1)

Назначение.

Блок БСПК-1 осуществляет:

— сравнение сигналов основных авиагоризонтов командира воздушного судна и второго пилота по крену и тангажу и выдает сигнал отказа при достижении рассогласования в их показаниях величины $(7\pm2)^{o}$;

— сигнализацию предельных кренов самолета при достижении угла крена $(15\pm1,5)^{o}$ при взлете и заходе на посадку и $(32\pm2)^{o}$ в маршрутном полете.

Принцип действия системы сравнения.

Система сравнения включается при включении АЗС БСПК на правом щитке АЗС.

Блок БСПК-1 сравнивает сигналы основных авиагоризонтов КВС и второго пилота по крену и тангажу, поступающие с сельсинов-датчиков АГБ-3К. Резервный авиагоризонт АГБ-3К системой сравнения не контролируется.

При отказе одного из сравниваемых авиагоризонтов и достижении рассогласования в показаниях авиагоризонтов величины $(7\pm2)^{o}$ загораются светосигнальные табло "Отказ АГБ" или "Сравни АГБ" на обеих досках пилотов и включается звуковая сиглализация (звонок длительностью 3 с).

Примечание. Система сравнения указывает на отказ одного из двух авиагоризонтов, но не определяет, какой из них отказал, поэтому оба табло "Отказ АГБ" или "Сравни АГБ" (2-й вариант) горят одновременно.

Одновременно автоматически отключается автопилот, если он был включен, и загораются свтосигнальные табло "Отказ АП бок.", "Отказ АП прод.".

Принцип действия сигнализации предельных кренов.

Светосигнал блока БСПК-1 поступает на светосигнальные табло "Крен лев. пред.", "Крен прав. пред.", расположенные на приборных досках обоих пилотов, при достижении самолетом кренов $(15\pm1,5)^{o}$ при взлете и заходе на посадку и $(32\pm1,5)^{o}$ в маршрутном полете.

В маршрутном полете световая сигнализация сопровождается звуковой (звонком) продолжительностью действия 3 с.

Режимы срабатывания сигнализации переключаются:

— для 1-го варианта — вручную экипажем, переключателем "Предельный крен маршрут - Посадка", расположенным на средней приборной доске. Переключение после выполнения взлета производится в положение "Маршрут", после выхода на предпосадочную прямую - в положение "Посадка";

— для 2-го варианта — автоматически от сигнализатора приборной скорости ССА-2-3. При $V_{пр}>230$ км/ч — на 32^{o}; при $V_{пр}<230$ км/ч — на 15^{o}.

При отказе одного из основных авиагоризонтов и загорании свтосигнального табло "Отказ АГБ" или "Сравни АГБ" сигнализация предельных кренов автоматически отключается и светосигнальные табло "Крен лев., прав. пред." не горят.

Действия экипажа при срабатывании сигнализации предельных кренов.

При загорании светосигнальных табло "Крен лев. пред." или "Крен прав. пред." экипажу необходимо убедиться в исправности авиагоризонтов, после чего уменьшить крен самолета по исправному авигоризонту.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВЫХОД САМОЛЕТА ИЗ КРЕНА ТОЛЬКО ПРИ ЗАЖИГАНИИ СВЕТОСИГНАЛЬНЫХ ТАБЛО "КРЕН ЛЕВ. ПРЕД." ИЛИ "КРЕН ПРАВ. ПРЕД." ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

6.12.5. АВТОПИЛОТ "КРЕМЕНЬ-40"

Назначение.

Автопилот "Кремень-40" предназначен для пилотирования самолета и обеспечивает:

— стабилизацию углов крена, курса и тангажа;
— стабилизацию барометрической высоты полета;
— выдерживание заданного магнитного курса;
— выполнение координированных разворотов;
— набор высоты, снижение и выполнение спиралей;
— автоматическое триммирование руля высоты с помощью управляемого стабилизатора самолета.

В автопилоте предусмотрено совмещенное управление.

Схемное решение и конструкция автопилота обеспечивают безопасность полета в случае возникновения в автопилоте неисправностей.

6.12.5.1. ВКЛЮЧЕНИЕ И ПРОВЕРКА АВТОПИЛОТА ПЕРЕД ПОЛЕТОМ

Проверка исправности автопилота перед полетом осуществляется КВС или вторым пилотом до запуска двигателей в следующем порядке.

Убедиться, что выключатель "Питание" на пульте управления автопилотом установлен в положение "Отключено", выключатель "Тангаж" включен, рукоятка управления в нейтральном положении.

Убедиться, что включены АЗС:
а) на правом электрощитке: "АГБ прав.", "ГМК", "Гидросист.", "Автопилот", "БСПК", "Стабил. основн.";
б) на левом электрощитке: "АГБ лев.";
в) на среднем пульте пилотов: "Манометры".

Убедиться, что на приборной доске правого пилота включены выключатели "ПТ-500Ц АП" и "ПТ-500Ц РЛС".

Расстопорить рули и несколько раз отклонить их до упоров.

Органы управления должны перемещаться без заеданий.

Установить органы управления в нейтральное положение.

Включить выключатель "Питание" на пульте автопилота. После загорания лампы "Готов" включить автопилот, нажав кнопку-лампу "Включен". При этом лампа "Готов" погаснет, а загорится кнопка-лампа "Включен". Прикладывая небольшие усилия к органам управления, убедиться, что рулевые агрегаты включены.

Примечания: 1. При включении автопилота допускается кратковременное (до 10 с) свечение светосигнального табло "Усилие откл. АП".

2. После включения автопилота стабилизатор может перемещаться на пикирование, а колонка — на себя.

Прикладывая к колонке усилие, следует остановить ее примерно в нулевом положении. Для устранения самопроизвольного перемещения стабилизатора при дальнейшей проверке нужно прикладывать небольшое усилие от себя.

3. Перед каждым включением автопилота необходимо устанавливать органы управления в нейтральное пложение.

Проверить работу рукоятки автопилотом по крену и тангажу, контролируя правильность перемещения органов управления.

Нажать кнопку-лампу "Высота", она должна загореться.

Отклонить рукоятку управления по тангажу, кнопка-лампа "Высота" должна погаснуть. Отклонением рукоятки установить колонку в нейтральное положение. Отпустить рукоятку.

Приложить к колонке усилие от себя и медленно увеличивать его. Стабилизатор должен отклоняться на кабрирование, а колонка будет немного перемещаться от себя от прикладываемого усилия.

Приложить к колонке усилие на себя и медленно его увеличивать. Стабилизатор должен отклоняться на пикирование, а колонка будет перемещаться на себя.

Пересилить автопилот, отклоняя штурвал на 1/4—1/3 хода вправо (влево). При этом автопилот примерно через 2 с отключается по крену и направлению, загорается светосигнальное табло "Отказ АП бок" и включается звуковая сигнализация. Нажать кнопку "Откл. АП". Светосигнальное табло "Отказ АП бок" при этом погаснет.

Примечание. При стояночном угле (крен самолета 2° и более) автопилот не отключится при пересиливании его в сторону, обратную крену.

Включить автопилот. Резким движением пересилить автопилот, прикладывая кратковременное усилие к колонке на себя (от себя) в течение не менее 2 с. При этом отключается автопилот по тангажу, загорается светосигнальное табло "Отказ АП прод" и включается звуковая сигнализация. Нажать кнопку "Откл. АП". Светосигнальное табло "Отказ АП прод" погаснет.

Включить автопилот. Нажать кнопку-лампу "Высота". Нажать и держать одну из кнопок "Совмещенное управление". Кнопки-лампы "Включен" и "Высота" должны погаснуть, а лампа "Готов" загореться.

Убедиться, что органы управления свободно перемещаются. Установить органы управления в нейтральное положение и при горящей лампе "Готов" отпустить кнопку "Совмещенное управление". Лампа "Готов" должна погаснуть, а лампа "Включен" загореться. Убедиться, что автопилот препятствует перемещению органов управления.

Примечание. При отпускании кнопки "Совмещенное управление" допускается кратковременное (до 10 с) горение светосигнального табло "Усилие откл. АП".

Путем пересиливания автопилота по крену и тангажу добиться отключения его по боковому и продольному каналам, при этом светосигнальные табло "Отказ АП бок", "Отказ АП прод" должны загореться.

Установить органы управления в нейтральное положение. Нажать и отпустить кнопку "Совмещенное управление". Автопилот не должен включиться (органы управления свободно перемещаются, светосигнальные табло отказов продолжают выдавать световые сигналы). Отключить и снова включить автопилот.



Пересилить автопилот, нажимая на педали. При этом канал направления автопилота отключается. При снятии усилий канал направления снова включается.

Проверить отключение автопилота от кнопок быстрого отключения, для чего, удерживая органы управления, нажать кнопку "Откл. АП" на штурвале КВС. Рули самолета должны мгновенно освободиться и кратковременно прозвучит звонок. Включить автопилот и аналогично проверить отключение от кнопки штурвала второго пилота. Отключить выключатель "Питание" на пульте управления автопилота.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА НА ЗЕМЛЕ ПРИ ЗАСТОПОРЕННЫХ РУЛЯХ И ЭЛЕРОНАХ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

6.12.5.2. ЭКСПЛУАТАЦИЯ В ПОЛЕТЕ

Включение.

Включение автопилота производится на высоте не ниже 300 м в установившемся режиме полета (набор высоты, снижение, координированный разворот с кренами до 30°, горизонтальный прямолинейный полет). Угол тангажа при включении автопилота не должен превышать 15°.

Для включения автопилота необходимо:

— сбалансировать самолет;

— убедиться, что рукоятка управления находится в нейтральном положении и выключатель "Тангаж" включен;

— включить выключатель "Питание" на пульте управления автопилота. Готовность автопилота к включению определяется по загоранию и устойчивому свечению лампы "Готов" на пульте управления автопилота;

— при горящей лампе "Готов" нажать кнопку-лампу "Включен". Лампа "Готов" должна погаснуть. Кнопка-лампа "Включен" должна загореться. Если самолет находится в горизонтальном полете, в наборе или на снижении, данный режим полета сохранится. Если при включении автопилота самолет находится в крене, то он будет выводиться в горизонтальный полет. После выхода из крена автоматически включается стабилизация курса;

— приложить небольшое усилие к органам управления и убедиться, что рулевые агрегаты автопилота включены.

Примечание: 1. При включении автопилота допускается кратковременное (до 4 с) горение светосигнального табло "Усилие откл. АП".

2. При включенном канале тангажа ручное управление стабилизатором отключается. Стабилизатор управляется только автоматически.

Нажать кнопку-лампу "Высота", если необходима стабилизация высоты полета.

ВНИМАНИЕ! ПРИ ВКЛЮЧЕНИИ СТАБИЛИЗАЦИИ ВЫСОТЫ В НАБОРЕ ИЛИ СНИЖЕНИИ САМОЛЕТ АВТОМАТИЧЕСКИ ВЫВОДИТСЯ НА ВЫСОТУ, НА КОТОРОЙ БЫЛА НАЖАТА КНОПКА-ЛАМПА "ВЫСОТА". ВО ИЗБЕЖАНИЕ ОЩУТИМЫХ ПЕРЕГРУЗОК НЕ РЕКОМЕНДУЕТСЯ ВКЛЮЧАТЬ ДАННЫЙ РЕЖИМ ПРИ ВЕРТИКАЛЬНОЙ СКОРОСТИ НАБОРА ИЛИ СНИЖЕНИЯ БОЛЕЕ 4 М/С.

Пользование в полете.

Для выполнения разворотов при включенном автопилоте необходимо отклонить рукоятку управления вправо (влево). Рукояткой можно задавать крен до 30°. Рукоятка имеет фиксированное положение, примерно соответствующее крену 15°.

Для изменения угла тангажа самолета при включенном автопилоте необходимо отклонить рукоятку автопилота вверх (вниз) и удерживать ее в отклонненом положении, при этом кнопка-лампа "Высота" погаснет, что свидетельствует об отклонении режима стабилизации высоты. Отключить режим стабилизации высоты можно также нажатием кнопки "Совмещенное управление". При достижении нужного угла тангажа рукоятку отпустить и автопилот будет стабилизировать выбранный угол тангажа самолета. Рукояткой управления можно задавать, например, две скорости изменения угла тангажа:

— 0,7 град/с при отклонении до 1-го упора;

— 1,9 град/с при отклонении до 2-го упора.

В случае необходимости корректировки парамеров полета самолета вручную, при включенном автопилоте, пилот должен нажать и держать кнопку "Совмещенное управление", расположенную на штурвале. На пульте автопилота загорится лампа "Готов", а кнопка-лампа "Включен" погаснет. После изменения параметров полета при горящей лампе "Готов" отпустить кнопку "Совмещенное управление", при этом лампа "Готов" погаснет, а кнопка-лампа "Включен" загорится, что указывает на включение режима стабилизации. При этом самолет примет крен, заданный рукояткой управления на пульте автопилота. Положение по тангажу сохранится.

Примечание. При отпускании кнопки "Совмещенное управление" допускается кратковременное (до 4 с) горение светосигнального табло "Усилие откл. АП".

При необходимости в автопилоте можно отключить канал тангажа. Для этого необходимо выключатель "Тангаж" поставить в положение "Откл." и перейти на ручное управление по тангажу. При этом боковой канал продолжает работать.

Отключение автопилота производить на высоте не ниже 300 м нажатием кнопки "Откл. АП" на штурвалах и отключением выключателей "Питание" и "Тангаж" на пульте управления автопилота.

Средства обеспечения безопасности полета и сигнализации автопилота.

Безопасность полета самолета в случае неисправности автопилота обеспечивается:

— ограничением усилий рулевых машин автопилота;

— возможностью свободного пересиливания рулевых машин одним пилотом;

— возможностью быстрого отключения автопилота кнопками "Откл. АП", расположенными на штурвалах пилотов, или постановкой переключателя "Питание" в положение "Отключено" на пульте автопилота;

— наличием постояного контроля основных трактов прохождения сигналов в каждом канале автопилота с автоматическим отключением неисправного канала и выдачей световой и звуковой сигнализацией.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ДЛЯ ПЕРЕСИЛИВАНИЯ АВТОПИЛОТА ПО РУЛЮ ВЫСОТЫ УСИЛИЕ К КОЛОНКЕ ПРИКЛАДЫВАТЬ РЕЗКО, ТАК КАК ПРИ ПЛАВНОМ ПРИЛОЖЕНИИ УСИЛИЯ ПРОИЗВОЙДЕТ ПЕРЕКЛАДКА СТАБИЛИЗАТОРА В СТОРОНУ, ПРОТИВОПОЛОЖНУЮ ОТКЛОНЕНИЮ РУЛЯ.

В автопилоте предусмотрена следующая световая и звуковая сигнализации (светосигнальные табло расположены на приборных досках пилотов):

— "Отказ АП бок." — срабатывает при отказе автопилота по крену и по направлению;

— "Отказ АП прод." — срабатывает при отказе автопилота по тангажу;

— "Усилие откл. АП" — срабатывает при отказе системы автоматического триммирования руля высоты.

Загорание любого из вышеуказанных табло сопровождается звуковой сигнализацией. Кроме того, срабатывание звуковой сигнализации происходит при отключении автопилота экипажем.

6.12.6. СИСТЕМА СИГНАЛИЗАЦИИ СРЫВНОГО РЕЖИМА

Система сигнализации срывного режима предназначена для выдачи пилотам предупредительной световой, звуковой и тактильной сигнализаций при выходе самолета на недопустимый угол атаки.

В систему входят: датчик угла атаки ДУА-3, релейно-усилительный блок РУБ-СУА-6, релейно-усилительный блок РУБ-СУА-7, механизм тряски штурвала МТШ-1, светосигнальное табло "Срыв".

Принцип работы системы основан на разбалансе моста, состоящего из потенциометра датчика ДУА-3 и потенциометра блока РУБ-СУА-6 (РУБ-СУА-7), при достижении недопустимого угла атаки.

При достижении самолетом местного угла атаки 22^{o} блок РУБ-СУА-6 выдает импульсный сигнал на светосигнальное табло "Срыв" и на сирену. При дальнейшем увеличении угла атаки до угла, соотвествующего местному углу 24^{o}, срабатывает блок РУБ-СУА-7 и подает напряжение на механизм тряски штурвала МТШ-1.

Датчик ДУА-3 представляет собой флюгер, устанавливающийся вдоль воздушного потока. В корпусе датчика установлены потенциометры, по которым скользят щетки, жестко связанные є осью флюгера. Флюгер поворачивается по отношению к корпусу датчика на определенный угол и с щетки потенциометра снимается электрический сигнал, пропорциональный местному углу атаки. Датчик имеет цепь обогрева.

Основным элементом блока РУБ-СУА-6 (РУБ-СУА-7) является магнитное реле, управляющая обмотка которого включена в диагональ мостовой схемы, образованной потенциометром датчика ДУА-3 и задающим потенциометром блока РУБ-СУА-6 (РУБ-СУА-7). Положение щетки задающего потенциометра определяет величину местного угла атаки, при котором срабатывает сигнализатор. Для учета скорости изменения угла атаки в блоке предусмотрена дифференцирующая ячейка, которая выдает в обмотку управления магнитного реле РУБ-СУА-6 (РУБ-СУА-7) сигнал по скорости изменения угла атаки.

РУБ-СУА-6 выдает предупреждающий электрический сигнал с частотой 3—4 Гц на световой и звуковой сигнализаторы.

РУБ-СУА-7 выдает предупреждающий электрический сигнал на механизм тряски штурвала.

Механизм тряски штурвала МТШ-1 представляет собой вибратор, состоящий из двух несбалансированных грузов, которые через конический и планетарный редукторы приводятся в движение двигателем постоянного тока с параллельным возбуждением.

В системе предусмотрена блокировка сигнализации при обжатой основной стойке. Блокировка осуществляется с помощью концевика, который размыкается при обжатой стойке и блокирует сигнализаторы.

Исправность системы может быть проконтролирована на земле. Для этого при включенной системе необходимо нажать кнопку "КОНТРОЛЬ ДУА". При этом должны работать световая, звуковая и тактильная сигнализации.

ВНИМАНИЕ! ВКЛЮЧЕНИЕ КНОПКИ "КОНТРОЛЬ ДУА" БОЛЕЕ ЧЕМ НА 10 С ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

Для проверки обогрева ДУА-3 необходимо включить АЗС "Обогрев ДУА" и нажать кнопку "Контроль ДУА", при этом должен загореться светосигнализатор "Контроль".

ВНИМАНИЕ! ВО ИЗБЕЖАНИЕ ПЕРЕГРЕВА НА ЗЕМЛЕ (БЕЗ ОБДУВА) ЭЛЕКТРОНАГРЕВАТЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ДУА-3 ВКЛЮЧАТЬ АЗС "ОБОГРЕВ ДУА" НЕ БОЛЕЕ ЧЕМ НА 1-2 МИН.

6.12.7. АНЕРОИДНО-МЕМБРАННЫЕ ПРИБОРЫ, СИСТЕМЫ ПОЛНОГО И СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЙ

Назначение и описание.

На самолете для измерения высоты полета, горизонтальной и вертикальной скоростей используются следующие автономно работающие анероидно-мембранные приборы, установленные на приборных досках пилотов:

— комбинированные указатели скорости КУС-730/1100 — 2 шт.;
— вариометры ВАР-30МК — 2 шт.;
— высотомеры ВД-10К — 2 шт.;
— высотомер УВИД-30-15.

На самолетах, выполняющих международные полеты, дополнительно устанавливаются:

— высотомер ВЭМ-72ФГ;
— высотомер ВМФ-50К.

Схема систем питания анероидно-мембранных приборов полным и статическим давлениями приведена на рис. 6.12.

Система полного давления состоит из двух отдельных магистралей, подключенных к приемникам ППД. Приемники ППД расположены на наружной стороне обшивки фюзеляжа между шп. № 8 и 9 по одному на левом и правом бортах самолета.

Система статического давления состоит из четырех основных и одной объединенной резервной магистралей.

Приемники статического давления расположены на обшивке фюзеляжа между шп. № 14 и 15 на левом и правом бортах самолета. Приемники левого борта попарно закольцованы с приемниками правого борта.

Первая магистраль питает статическим давлением приборы командира воздушного судна, вторая магистраль — приборы второго пилота, третья магистраль — систему кондиционирования и четвертая — автопилот.

Объединенная резервная статическая магистраль (с приемниками на панели основной статики) с помощью кранов статики, расположенных на левом и правом горизонтальных пультах, может в случае отказа основных магистралей подключаться к приборам КВС и второго пилота. С помощью кранов статики возможно также производить продув основных и резервной магистралей КВС и второго пилота.

На левом и правом горизонтальных пультах рядом с кранами статики установлены краны переключения динамики. С помощью этих кранов в случае необходимости подключаются приборы КВС к магистрали полного давления второго пилота и наоборот.

Приемники ППД имеют обогревательные элементы, включение которых осуществляется с помощью двух АЗС-10 "Обогрев ППД лев." и "Обогрев ППД прав." Оба АЗС установлены на правом горизонтальном пульте. Электрическое питание обогревательных элементов приемников ППД производится постоянным током напряжением 27 В±10%.

Проверка исправности цепей обогревательных элементов приемников ППД производится с помощью кнопки КНР "Контроль ППД" и двух зеленых светосигнализаторов СМ-39. Кнопка КНР и лампа СМ-39 находятся на приборной панели (шп. N 8).



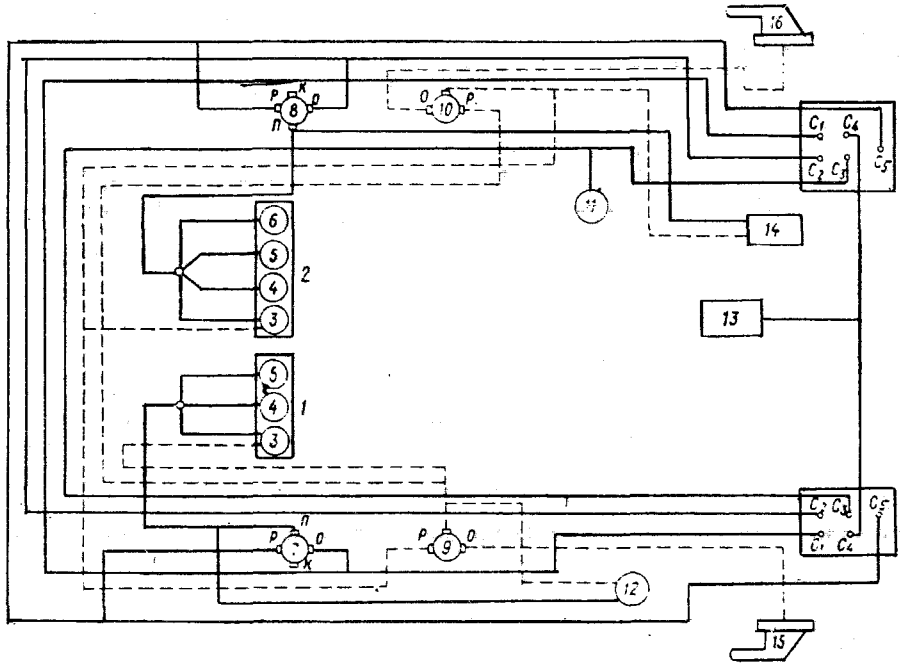


Рис. 6.12. Схема питания анероидно-мембранных приборов самолета:
1 - приборная доска КВС; 2 - приборная доска второго пилота; 3 - указатель скорости КУС-730/1100; 4 - высотомер ВД-10К; 5 - вариометр ВАР-30МК; 6 - указатель высоты и перепада давления УВПД-5-0,8К; 7 - кран переключения статического давления приборов КВС; 8 - кран переключения статического давления приборов второго пилота; 9 - кран переключения динамического давления приборов КВС; 10 - кран переключения динамического давления приборов второго пилота; 11 - регулятор давления воздуха 2077; 12 - сигнализатор скорости ССА-0,7-2,2; 13 - корректор высоты КВ-11; 14 - самописец КЗ-63 или МСРП-12-96; 15 - приемник полного давления ППД командира воздушного судна; 16 - приемник полного давления ППД второго пилота; C_1 - статическая магистраль приборов КВС; C_2 - статическая магистраль приборов второго пилота; C_3 - статическая магистраль высотной системы; C_4 - статическая магистраль автопилота; C_5 - резервная статическая магистраль; К - кабина; П - приборы; О - основная система; Р - резервная система

Эксплуатация.

1. Обогревательные элементы приемников ППД включить с помощью АЗС "Обогрев ППД лев." и "Обогрев ППД прав.".

2. Проверка исправности цепей обогревательных элементов приемников ППД производится нажатием кнопки КНР "Контроль ППД".

При исправных цепях обогревательных элементов зеленые светосигнализаторы должны гореть.

3. Убедиться, что показания шкал барометрического давления высотомеров ВД-10К соответствуют атмосферному давлению на уровне аэродрома.

4. Убедиться, что ручки кранов "Динамика" и "Статика" КВС и второго пилота находятся в положении "Основное" и опломбированы.

5. Учет в полете суммарных поправок измерения высоты должен производиться по "Единой методике ввода поправок при измерении высоты на самолетах и вертолетах авиации всех министерств и ведомств" (изд. 2-е).

В горизонтальном полете на эшелоне перехода при получении разрешения на снижение для захода на посадку произвести установку барометрических шкал высотомеров с давления 760 мм рт. ст. на давление, соответствующее атмосферному давлению на аэродроме посадки. Перед установкой давления аэродрома (переданного диспетчером круга) КВС должен сверить давление на аэродроме посадки с давлением, указанным в предыдущей информации о погоде, имеющейся у экипажа. КВС первым выставляет на высотомере давление аэродрома посадки, затем, — второй пилот под его контролем. После этого бортмеханик сверяет установленное давление аэродрома посадки и значение высоты на высотомерах и докладывает об этом командиру воздушного судна.

Экипаж осуществляет контроль за выдерживанием высоты полета при заходе на посадку по радиовысотомеру.

ВНИМАНИЕ! ЗАПРЕЩАЕТСЯ ОДНОВРЕМЕННО УСТАНАВЛИВАТЬ РУКОЯТКИ КРАНОВ ДИНАМИЧЕСКИХ СИСТЕМ В ПОЛОЖЕНИЕ "РЕЗЕРВН." ТАК КАК ПРИ ЭТОМ ОБА УКАЗАТЕЛЯ СКОРОСТИ ОТКЛЮЧАЮТСЯ ОТ ПРИЕМНИКОВ ППД.

Эксплуатационные ограничения.

1. Допустимое расхождение показаний шкал барометрического давления с атмосферным давлением на уровне аэродрома для высотомеров ВД-10К и УВИД-30-15 составляет ±1,5 мм рт. ст. при температурах воздуха от -15 до 35° С, а при других температурах ±2,5 мм рт. ст.

Согласование шкал высотомеров непосредственно на самолете не производить.

2. Время непрерывной работы обогревательного элемента ППД на земле (без обдува) при плюсовых температурах — не более 2 мин, а при нулевых и отрицательных — 3 мин.

6.12.8. ВЫСОТОМЕР УВИД-30-15

Высотомер предназначен для измерения относительной барометрической высоты полета, индикации измеренной высоты, для выдачи сигнала в ответчик СО-69.

Для измерения высоты полета относительно аэродрома посадки или любого пункта по пути следования самолета на счетчике-сигнализаторе давления p_0 установить значение, соответствующее давлению места, относительно которого определяется высота.

Данные о давлении запрашиваются по радио у диспетчера УВД. При отказе электропитания 115 В 400 Гц на панели указателя загорается сигнализатор.

Эксплуатационные ограничения.

1. Разрешается пользоваться показаниями высотомера УВИД-30-15 не ранее чем через 5 мин после включения электропитания.

2. Не вращать кремальеру (ручку ввода давления) высотомера УВИД-30-15 при отключенном электропитании.

6.12.9. ВЫСОТОМЕР ВЭМ-72ФГ

Высотомер ВЭМ-72ФГ предназначен:

— для измерения и индикации относительной барометрической высоты полета в футах;

— для выдачи в самолетный ответчик СО-72М электрического сигнала, пропорционального абсолютной барометрической высоте полета.

Диапазон измерения высоты — от 0 до 50 000 футов.

Индикация измеренной высоты осуществляется стрелкой и четырехбарабанным счетчиком. Отсчет высоты осуществляется с точностью до 5 футов.

Ввод барометрического давления в диапазоне от 700 до 1075 гПа осуществляется ручкой, расположенной на лицевой части указателя. При отказе электропитания напряжением 115 В 400 Гц в прорези циферблата указателя появляется красно-белый бленкер.

Проверка работоспособности высотомера в режиме "Автоконтроль" производится с помощью кнопки, расположенной на лицевой части указателя. При нажатии кнопки показания высотомера должны измениться не менее чем на 300 футов и в прорези циферблата должен появиться красно-белый бленкер. После отпускания кнопки высота не должна отличаться от первоначальной более чем на 50 футов.

Эксплуатационные ограничения.

1. Не устанавливать вращением ручки ввода давления показания высотомера ниже минус 1500 футов.

2. Не вращать ручку ввода давления при отключенном электропитании высотомера.

6.12.10. ВЫСОТОМЕР ВМФ-50К

Высотомер ВМФ-50К предназначен для измерения и индикации относительной барометрической высоты полета.

Диапазон измерения высоты — от 0 до 50 000 футов.

Индикация высоты осуществляется тремя стрелками. Один оборот длинной стрелки соответствует 1000 футам, один оборот короткой стрелки — 10 000 футам, один оборот третьей (маленькой) стрелки — 100 000 футам. Цена деления шкалы высот — 20 футов.

В нижней части прибора находится барометрическая шкала с диапазоном показаний от 890 до 1050 мбар и ценой делений 1 мбар.

Введение поправки на барометрическую высоту местности осуществляется кремальерой, расположенной в нижней части прибора слева.

Индекс заданной высоты устанавливается с помощью ручки, расположенной под кремальерой.

6.13. РАДИООБОРУДОВАНИЕ

Самолет может эксплуатироваться с различными вариантами радиооборудования:

I вариант:

— УКВ-радиостанции "Ландыш-5" (два комплекта);
— самолетное громкоговорящее устройство СГУ-15;
— радиокомпасы АРК-9 (два комплекта);
— радиовысотомер РВ-3М;
— аппаратура посадки СП-50 и маркерный приемник МРП-56П;
— метеонавигационный радиолокатор "Гроза";
— изделие "020М".

II вариант:

— УКВ-радиостанции "Баклан-5" (два комплекта);
— КВ-радиостанция "Ядро-1";
— самолетное громкоговорящее устройство СГУ-15;
— радиокомпасы АРК-9 (два комплекта);
— радиовысотомер РВ-3М;
— аппаратура посадки "Ось-1";
— метеонавигационный радиолокатор "Гроза";
— изделие "020М";
— самолетный ответчик СО-69.

III вариант (для самолетов, выполняющих международные полеты):

— УКВ-радиостанция "Баклан-5" (два комплекта);
— КВ-радиостанция "Ядро-1";
— самолетное громкоговорящее устройство СГУ-15;
— радиокомпасы АРК-15М (два комплекта);
— радиовысотомер РВ-5М;
— аппаратура навигации и посадки "Курс МП-70";
— метеонавигационный радиолокатор "Гроза";
— изделие "020М";
— самолетный ответчик СО-72М;
— самолетный дальномер СД-75.

Цепи питания радиооборудования защищены по постоянному току АЗС, а по переменному току - плавкими предохранителями, которые расположены на щитке, установленном в проходе кабины пилотов с левой стороны, с указанием принадлежности каждого предохранителя и его номинала.

6.13.1. УКВ-РАДИОСТАНЦИИ Р-860-11 ("ЛАНДЫШ-5")

Управление УКВ-радиостанциями № 1 и 2 осуществляется командиром воздушного судна или вторым пилотом.

Перед включением радиостанции ручки управления на пультах управления должны находиться в следующих положениях:

— выключатель "Арк. — Выкл." — в положении "Выкл." (на радиостанциях "Ландыш-5" отсутствует);
— выключатель "ПШ — Выкл." — в положении "Выкл." (на радиостанциях "Ландыш-5 " выключатель "ПШ" — в нижнем положении);
— регулятор громкости — в положении максимальной громкости.

1. Для включения УКВ-радиостанций необходимо:

а) включить питание радиостанций АЗС "УКВ-1" на левом щитке АЗС (радиостанция № 1) и "УКВ-2" на правом щитке АЗС (радиостанция № 2). Радиостанции Р-860-11 через 2 мин после включения питания будут готовы к работе. Радиостанции "Ландыш-5" готовы к работе также через 2 мин после включения питания;

б) установить переключатель рода работ на левом и правом абонентских щитках в одно из положений: "КР-1" (радиостанция N 1) или "КР-2" (радиостанция № 2);

в) произвести набор требуемой частоты связи на пультах управления радиостанций и установить двустороннюю радиосвязь.

Для передачи нажать кнопку "Радио" на штурвале.

Для включения подавителя шумов установить выключатель "ПШ — Выкл." на пульте управления в положение "ПШ" (на радиостанциях "Ландыш-5" выключатель "ПШ" установить в верхнее положение).

Для прослушивания передачи через громкоговоритель в кабине установить переключатель "Громкоговоритель - Левый пилот — Выключено — Правый пилот" в положение "Левый" или "Правый".

В положении "Левый" через громкоговоритель прослушиваются сигналы радиостанции, которая включена на абонентском щитке КВС; в положении "Правый" — сигналы радиостанции, которая включена на абонентском щитке второго пилота.

Примечания: 1. При одновременной работе обеих радиостанций возможны взаимные помехи.
2. В полете в условиях обледенения при уменьшении дальности радиосвязи по УКВ-2 следует вести связь с УВД по УКВ-1.

2. Выключение питания радиостанций производится установкой АЗС "УКВ-1" и "УКВ-2" в положение "Выкл.".

6.13.2. САМОЛЕТНОЕ ГРОМКОГОВОРЯЩЕЕ УСТРОЙСТВО СГУ-15

Самолетное громкоговорящее устройство СГУ-15 обеспечивает:

— выход на внешнюю связь через две УКВ-радиостанции "Ландыш-5" ("Баклан-5");
— выход на внешнюю связь через КВ-радиостанцию "Ядро-1";
— прослушивание радиостанций через приемники двух радиокомпасов АРК-9 (АРК-15М);
— прослушивание позывных посадочных радиомаяков через курсовой радиоприемник (КРП) и сигналов маркерных радиомаяков через маркерный радиоприемник (МРП) аппаратуры "Курс МП-70";
— прослушивание позывных сигналов радиомаяков VOR/DME;
— прослушивание аварийных сигналов разгерметизации, перенаддува кабины и сигнала опасной высоты (только для радиовысотомера РВ-3М);
— связь между кабиной экипажа и пассажирским салоном;
— связь с техническим составом при стоянке самолета.

Включение СГУ-15 осуществляется АЗС "СГУ" на левом пульте. Органы управления СГУ-15 находятся на абонентских щитках КВС и второго пилота, расположенных на левом и правом пультах.

На каждом абонентском щитке имеются переключатель рода работ и кнопка "Салон".

Переключатель рода работ позволяет выбрать одно из внешних средств связи в положениях:

— "КР-1" ("УКВ-1") — УКВ-радиостанция N1 (КВС);
— "КР-2" ("УКВ-2")-УКВ-радиостанция N2 (второго пилота);
— "КВ" — КВ-радиостанция;
— "РК-1" ("АРК-1") — радиокомпас N1 (КВС);
— "РК-2" ("АРК-2") — радиокомпас N2 (второго пилота);
— $\frac{VOR-1}{ILS}$ — левый полукомплект аппаратуры "Курс МП-70";
— $\frac{VOR-2}{ILS}$ — правый полукомплект аппаратуры "Курс МП-70";
— "СД" — самолетный дальномер СД-75.

Передача сообщений в салон осуществляется через гарнитуры пилотов при нажатии кнопки "Салон". На самолетах, оборудованных системой СГУ-15 с выносным микрофоном, ведение передач через связные радиостанции, оповещение пассажиров или связь с бортпроводником осуществляется также с помощью выносного микрофона при установке переключателя "Микрофон радио — Салон — Бортпроводник" в положение "Радио", "Салон" или "Бортпроводник" при включенных АЗС "СГУ", "УКВ-1", "УКВ-2" и "Рация КВ".

При ведении передачи через связные радиостанции КВС необходимо:

— установить переключатель на левом абонентском щитке в положение "КР-1" ("УКВ-1"), "КР-2" ("УКВ-2") или "КВ";
— установить переключатель громкоговорителя в кабине в положение "Лев. пилот";
— нажать кнопку на корпусе выносного микрофона и осуществить передачу.

При появлении акустической обратной связи между микрофоном и громкоговорителем необходимо уменьшить громкость в кабине регулятором "Громкоговоритель громче".

Передаваемые в салон сообщения одновременно прослушиваться с пониженной громкостью через громкоговоритель, установленный в кабине. Для обеспечения качественной передачи микрофон следует держать на расстоянии 1—2 см от угла рта говорящего и повернуть на 20—30° к плоскости рта.

На самолетах с N 1545 за перегородкой, отделяющей салон от багажника, установлен абонентский щиток бортпроводника.

Выключатель освещения трапа и багажника и выключатель дежурного освещения перенесены с левого борта у шп. N 33 на абонентский щиток бортпроводника.

Взамен светосигнализатора вызова экипажа на приборной доске установлены два светосигнализатора вызова бортпроводника на его щиток. Один светосигнализатор загорается при нажатии одной из трех кнопок в салоне, второй светосигнализатор загорается при нажатии кнопки в туалете.

Изменена система внутрисамолетной связи. Обеспечена телефонная связь бортпроводника с КВС и передача сообщений в салон через микрофон борпроводника. Для этого на самолете установлен усилитель СПУ-7 и абонентский щиток борпроводника с телефонной трубкой, микрофоном и светосигнализатором "Экипаж", подключенным к системе СГУ. Для вызова на связь бортпроводника и на время переговоров с ним необходимо нажать на левом пульте кнопку "Бортпроводник", при этом на щитке бортпроводника загорается светосигнализатор "Экипаж".

Телефонная трубка бортпроводника подключается к системе связи при снятии ее со щитка. При снятой трубке горит светосигнализатор "Бортпроводник", который гаснет при нажатой кнопке "Бортпроводник". Передачу сообщений в салон бортпроводник осуществляет через микрофон и усилитель У-15 при нажатой кнопке микрофона. На время передачи пилотами сообщений в салон микрофон бортпроводника автоматически отключается.



6.13.3. РАДИОКОМПАС АРК-9

На самолете установлены два радиокомпаса АРК-9.

Индикаторами курса для КВС являются два прибора БСУП-2, расположенные на левой приборной доске. Верхний прибор БСУП-2 показывает курсовой угол радиостанции, на которую настроен радиокомпас N1, нижний прибор БСУП-2 — курсовой угол радиостанции, на которую настроен радиокомпас N2.

На самолетах последних серий (с 53-й серии) для КВС вместо двух указателей БСУП-2 на левой приборной доске установлен индикатор курса ИКУ-1А, предназначенный для индикации курсовых углов радиокомпасов АРК-9 N 1 и 2, а также магнитного курса самолета, измеряемого курсовой системой ГМК-1Г.

Прибор ИКУ-1А имеет две стрелки (узкую и широкую) и две шкалы (подвижную и неподвижную).

Курсовые углы радиостанций отсчитываются стрелками по неподвижной шкале прибора: узкой стрелкой КУР-1 от радиокомпаса N 1, широкой стрелкой КУР-2 от радиокомпаса N 2, при этом переключатели на лицевой панели ИКУ-1А должны быть установлены в положение, при котором в смотровых окнах прибора видны надписи "АРК-1" и "АРК-2". Магнитный курс отсчитывается на приборе ИКУ-1А по подвижной шкале относительно индекса неподвижной шкалы.

Включение индикатора ИКУ-1А производится АЗС "ИКУ-1А", установленным на левом пульте.

Для второго пилота индикатором курса является прибор УПДБ-2А, расположенный на правой приборной доске.

Для включения и использования радиокомпаса АРК-9:

— включить АЗС "АРК-1" и "АРК-2" на левом и правом электрощитках АЗС и включить питание радиокомпасов переключателями на щитках управления радиокомпасами, поставив их в положение "Ант.";

— установить ручку "Громкость" в среднее положение;

— установить переключатель "Б-Д" на нужный канал работы;

— установить ручкой декадной настройки данного канала нужную частоту (с округлением до ± 10 кГц) и, вращая ручку "Подстр.", настроиться на приводную радиостанцию по максимальному отклонению стрелки индикатора настройки;

— установить для прослушивания в телефонах или через громкоговоритель в кабине сигналов приводных радиостанций переключатель на абонентском щитке в положение "РК-1" или "РК-2".

В положении "РК-1" прослушиваются сигналы радиокомпаса N 1, а в положении "РК-2" - сигналы радиокомпаса N 2;

— установить переключатель в положение "Комп." и убедиться, что стрелка указателя курсовых углов (ИКУ-1А) устанавливается на курс, соответствующий положению радиостанции относительно продольной оси самолета;

— проверить, включая переключатель "Л — Рамка — П", и убедиться, что стрелки указателя курсовых углов в режимах "Компас" и "Рамка" соответственно отклоняются. Для выключения радиокомпаса установить переключатель в положение "Выкл."

6.13.4. РАДИОВЫСОТОМЕР РВ-3М

Радиовысотомер малых высот РВ-3М предназначен для измерения истинной высоты полета самолета в диапазоне от 0 до 600 м.

Точность измерения радиовысотомера составляет:
— в диапазоне от 0 до 10 м± 0,8 м;
— в диапазоне от 10 до 600 м ±0,8%.

Радиовысотомер дает показания текущей высоты полета самолета на указатель высоты радиовысотомера, который установлен на левой приборной доске.

Стрелка указателя показывает величину текущей высоты. Ручка "Устан. высот", находящаяся на фланце указателя высоты, обеспечивает установку заданной высоты.

Отсчет заданной высоты производится по желтому индексу, который с помощью ручки "Устан. высот" перемещается по шкале указателя. На фланце указателя находится светосигнализатор заданной высоты.

Эксплуатация радиовысотомера.

Включение радиовысотомера

Включение питания РВ производится выключателем "Радиовысотомер" на левом пульте.
После прогрева приемопередатчика стрелка указателя высоты УВ-3М, расположенного на левой части приборной доски, установится на нулевую риску шкалы с точностью ±1 м.

Работа радиовысотомера в полете

Перед взлетом ручкой "Устан. высот", расположенной на фланце указателя, установить индекс заданной высоты на значение 100 м.

После набора высоты 3000 м выключить радиовысотомер.
Перед снижением с эшелона радиовысотомер включить.

При снижении самолета до высоты, равной установленной на указателе заданной высоте, загорается светосигнализатор желтого цвета на указателе и в телефоны пилотов поступает звуковой сигнал продолжительностью от 4 до 8 с.

ВНИМАНИЕ! ПРИ УГЛАХ КРЕНА БОЛЕЕ 30°, А ТАКЖЕ ПРИ ПОЛЕТЕ НАД МЕСТНОСТЬЮ СО СНЕЖНЫМ И ЛЕДЯНЫМ ПОКРОВОМ ПОКАЗАНИЯМИ РВ-3М ПОЛЬЗОВАТЬСЯ НЕ РЕКОМЕНДУЕТСЯ.

При загорании на приборной доске красного светосигнализатора "Отказ РВ" показание радиовысотомера неверно, поэтому в полете на высотах ниже 600 м его необходимо выключить.

После посадки выключить радиовысотомер.

6.13.5. АППАРАТУРА ПОСАДКИ СП-50 И МАРКЕРНЫЙ РАДИОПРИЕМНИК МРП-56П

Управление аппаратурой СП-50 и маркерным радиоприемником осуществляется КВС или вторым пилотом.

1. Включение аппаратуры производится АЗС "СП-50", расположенном на правом щитке АЗС, и выключателем на щитке управления СП-50.

Нуль-приборами системы СП-50 являются приборы КППМС, расположенные на левой и правой приборных досках.



2. Вход в зону действия курсового и глиссадного радиомаяков сигнализируется закрытием сигнальных бленкеров на приборах КППМС черными флажками.

Выпадение флажка бленкера в момент нахождения самолета в зоне действия курсового и глиссадного маяков показывает, что система вышла из строя и пользоваться ею нельзя.

Во время полета при входе в зону действия курсового радиомаяка для проверки установки баланса необходимо нажать кнопку "Контроль нуля" на щитке управления. В случае необходимости установки баланса повернуть ручку "Контроль нуля" до установки курсовой планки в нулевое положение.

Пролет маркерных радиомаяков определяется по загоранию светосигнализатора "Маркер" и появлению звукового сигнала в телефонах.

6.13.6. МЕТЕОНАВИГАЦИОННЫЙ РАДИОЛОКАТОР "ГРОЗА"

1. Перед включением радиолокатора "Гроза" необходимо убедиться, что переключатели и регуляторы на индикаторе находятся:

— переключатель режимов работы в положении "Готов";
— регулятор "Яркость" в среднем положении;
— регулятор "Наклон" в среднем положении;
— регулятор "Контрастность" в среднем положении;
— регулятор "Метки" в среднем положении;
— переключатель диапазонов дальности в положении "125".

2. Проверить, включены ли АЗС "ПО радио" на левом щитке АЗС и "ПТ — РЛС" на приборной доске.

3. Установить переключатель "ПО-Радио" на приборной доске в положение "Включ.".

4. Проверить, включен ли АЗС "АГБ лев." на левом щитке АЗС.

Включение радиолокатора

1. Нажать клавишу "РЛС" на индикаторе, и по истечении 3—5 мин радиолокатор будет готов к работе.

2. Установить необходимый режим работы.

В случае необходимости взлета самолета с включенной станцией непосредственно перед взлетом переключатель режимов работы установить в положение "Земля", а переключатель диапазонов дальности - в положение "30".

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ВЫВОДИТЬ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ РЕЖИМОВ РАБОТЫ ИЗ ПОЛОЖЕНИЯ "ГОТОВ" ПРИ НАЛИЧИИ КРУПНЫХ ОБЪЕКТОВ В СЕКТОРЕ ОБЗОРА РЛС ($\pm 100^{0}$) НА РАССТОЯНИИ МЕНЕЕ 100 М ОТ САМОЛЕТА.

Для включения и перевода радиолокатора в режиме работы "Земля" необходимо:

— установить переключатель режимов работы в положение "Земля";
— отрегулировать регуляторами "Яркость" и "Метка" яркость линии развертки и калибрационных меток дальности на экране индикатора;
— установить антенну регулятором "Наклон" вниз до появления изображения;
— установить необходимый для работы масштаб:
  — "30" для высоты полета 1000—3000 м;
  — "50" для высоты полета 3000—5000 м;
  — "125" для высоты полета 5000—12000 м;
— получить регулятором "Контрастность" оптимальное радиолокационное изображение.

Включение режима работы Метео".

1. Для включения и перевода радиолокатора в режим работы "Метео" необходимо:
— установить переключатель режимов работы в положение "Метео";
— установить переключатель диапазонов дальности в положение "250";
— установить ручку "Наклон" в нулевое положение;
— установить с помощью регулятора "Яркость" необходимую яркость масштабных колец дальности, не допуская, однако, интенсивного сплошного засвечивания всей площади экрана индикатора. Регулировку производить при установке регулятора "Метки" в среднее положение;
— после обнаружения грозового очага по мере сближения с ним производить переключение диапазонов дальности, исходя из конкретной обстановки.

2. Регулятором "Наклон" пользоваться при необходимости просмотра пространства впереди самолета под различными углами.

3. При нулевом положений регулятора "Наклон" центр просматриваемой зоны совпадает с горизонтальной плоскостью.

Зависимость высоты просматриваемой зоны на различных расстояниях от радиолокатора следующая:

Расстояние от радиолокатора, км	10	30	50	100	200;
Высота зоны, км	0,71	2,1	3,5	7,0	14,0

Регулятор "Контрастность" в данном режиме отключен и может находиться в любом положении.

Включение режима работы Контур"

Для включения и перевода радиолокатора в режим работы "Контур" установить переключатель режимов работы в положение "Контур".
Положение остальных переключателей такое же, как в режиме "Метео".

Включение режимов работы Снос"

Для включения и перевода радиолокатора в режим работы "Снос":
— установить переключатель режимов работы в положение "Земля";
— отрегулировать яркость линии развертки регулятором "Яркость";
— вращением ручки регулятора "Контрастность" получить четкое радиолокационное изображение земной поверхности;
— установить переключатель диапазонов дальности в положение "50";
— перевести переключатель режимов работы в положение "Снос";
— попеременно нажимая клавиши и регулируя скорость движения линии развертки ручкой регулятора "Контрастность", медленно перемещать ее в пределах курсовых углов ± (15-20)^{0} до положения, когда частота мерцаний линий развертки будет наименьшей;
— прочитать угол сноса по шкале индикатора.

Выключение радиолокатора

Для кратковременного выключения радиолокатора переключатель режимов работы установить в положение "Готов".

В случае обнаружения влияния работы радиолокатора "Гроза" на глиссадный канал аппаратуры СП-50 или "Ось-1" (по колебанию глиссадных стрелок на приборах КППМС) разрешается при заходе на посадку в сложных метеоусловиях перед входом в глиссаду по усмотрению КВС отключать сканирование ан-



тенны радиолокатора установкой переключателя режимов работы в положение "Готов". Если требуется выключить радиолокатор на длительное время, нажать клавишу "Откл.".

6.13.7. ИЗДЕЛИЕ "020М"

1. Управление изделием "020М" осуществляет КВС с пульта управления.

2. Изделие необходимо включать после запуска двигателей и выключать после посадки самолета, переключив его с режима работы в нерабочее положение.

3. Для подготовки изделия к включению КВС необходимо включить АЗС "020М" на левом щитке АЗС.

4. Для включения изделия необходимо установить сдвоенный выключатель "Питание - Выкл." в положение "Питание". Сразу же после включения загораются светосигнализаторы "Код — ДШ" над пультом управления. Через 10—30 с загорается светосигнализатор "Контр. пит." и "Код вкл." на пульте изделия.

Необходимый режим работы изделия устанавливается переключателем на пульте управления и просматривается на световом табло над ручкой переключателя.

Переключатель "Запасной — Рабочий" на левом пульте установить в положение "Рабочий", если нет других указаний.

5. Светосигнализатор "Индик. ответа" загорается при облучении самолета радиолокатором и сигнализирует о посылке ответных сигналов. Длительное горение светосигнализатора "Индик. ответа" свидетельствует о запросе изделия радиолокатором без кругового вращения или о том, что самолет находится в непосредственной близости от радиолокатора.

6. Выключатель "Бедствие" включается в случаях, предусмотренных НПП ГА, или по команде с земли диспетчером УВД.

6.13.8. САМОЛЕТНЫЙ ОТВЕТЧИК СО-69
(На самолетах, оборудованных ответчиком СО-69)

Ответчик СО-69 предназначен для работы в комплексе с наземными вторичными радиолокаторами (ВРЛ), входящими в систему УВД.

Ответчик обеспечивает автоматическую передачу наземным ВРЛ информации о бортовом номере самолета и высоте полета.

Датчиком высоты для ответчика служит электромеханический высотомер УВИД-30-15.

Ответчик может работать в трех режимах:

— "УВД" — основной режим. В этом режиме ответчик обеспечивает работу с отечественными ВРЛ;
— "РСП" — в настоящее время в гражданской авиации не используется;
— "023М" — режим связи с изделием "020М". Управление ответчиком осуществляет КВС с пульта ответчика.

Для включения ответчика необходимо:

— включить АЗС "СО-69" и "УВИД-30-ДА-30" на левом пульте;
— установить переключатель включения ответчика на пульте управления в положение "СО-69";
— нажать кнопку "Контроль" на пульте, при исправной работе ответчика должен гореть светосигнализатор.

Примечание. При наличии на аэродроме ВРЛ сигнализатор может периодически мигать.

ВНИМАНИЕ! 1. ПЕРЕД РУЛЕНИЕМ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ РЕЖИМОВ РАБОТЫ НА ПУЛЬТЕ УПРАВЛЕНИЯ ОТВЕТЧИКА УСТАНОВИТЬ В ПОЛОЖЕНИЕ "023М" ("020М").
2. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ОДНОВРЕМЕННО НАЖИМАТЬ КНОПКИ "ЗНАК" И "КОНТРОЛЬ".

Эксплуатация ответчика в полете.

1. На исполнительном старте установить переключатель режимов работы в положение "УВД".

2. По команде диспетчера УВД кнопку "Знак" — нажать.

3. При аварийных ситуациях КВС открыть предохранительный колпачок и включить переключатель "Авария".

4. После посадки перед рулением ответчик СО-69 выключить.

5. При отказе ответчика (кнопка "Контроль" нажата, сигнализатор не загорелся) доложить диспетчеру УВД о неисправности ответчика УВД.

6.13.9. ЭКСПЛУАТАЦИЯ САМОЛЕТОВ, ОБОРУДОВАННЫХ РАДИОСТАНЦИЯМИ "БАКЛАН-5", "ЯДРО-1" И АППАРАТУРОЙ "ОСЬ-1". СВЯЗНАЯ УКВ-РАДИОСТАНЦИЯ "БАКЛАН-5"

Назначение.

Бортовая приемо-передающая радиостанция "Баклан-5" предназначена для обеспечения радиосвязью в симплексном режиме экипажа самолета с экипажами других самолетов и с диспетчерами службы УВД

В комплект радиостанции входят:
- — приемопередатчик;
- — дополнительный усилитель низкой частоты;
- — пульт дистанционного управления;
- — амортизационная рама.

Питание радиостанции осуществляется от бортовой сети постоянным напряжением от 24 до 29,4 В. Радиостанция сохраняет работоспособность при снижении напряжения бортовой сети до 18 В.

Основные характеристики радиостанции "Баклан-5" приведены в табл. 6.4.

Таблица 6.4

Основные характеристики радиостанции "Баклан-5"

Наименование параметра	Величина параметра
Диапазон частот, МГц	118,000—135,975
Разнос частот между соседними каналами, кГц	25
Общее число частот связи	720
Потребляемая мощность, Вт:	
— в режиме передачи;	85
— в режиме приема	30
Время перехода с волны на волну, с, не более	1
Готовность к работе после включения, мин	через 2
Готовность к работе после включения в условиях низких температур (-40°С), мин	через 5

Управление УКВ радиостанциями N 1 и 2 осуществляет КВС или второй пилот.

Перед включением радиостанции органы управления на пультах управления должны находиться в следующих положения:

— переключатель ПШ — в нижнем положении;
— регулятор громкости — в положении максимальной громкости.

Для включения УКВ радиостанций необходимо:

— включить питание радиостанций автоматами защиты сети УКВ-1 на левом щитке АЗС (радиостанция N 1) и УКВ-2 на правом щитке АЗС (радиостанция N 2);
— установить переключатель рода работ на левом и правом абонентских щитках в одно из положений: КР-1 (радиостанция N 1) или КР-2 (радиостанция N 2). В телефонах должны прослушиваться шумы.

Для включения подавителя шумов установить переключатель ПШ на пульте управления в верхнее положение, шумы в телефонах должны прекратиться;

— произвести набор требуемой частоты связи на пультах управления радиостанций и установить двустороннюю радиосвязь.

Передача осуществляется нажатием кнопки "Радио" на штурвале. Для прослушивания передачи через громкоговоритель в кабине установить переключатель "Громкоговоритель — Левый пилот — Выключено — Правый пилот" в положение "Левый" или "Правый". В положении "Левый" через громкоговоритель прослушиваются сигналы радиостанции, которая включена на абонентском щитке КВС. В положении "Правый" прослушиваются сигналы радиостанции, которая включена на абонентском щитке второго пилота.

Выключение питания радиостанций производится установкой АЗС УКВ-1 и УКВ-2 в нижнее положение.

Примечание. При одновременной работе обеих радиостанций возможны взаимные помехи. Помехи отсутствуют при максимальном разносе частот между первой и второй радиостанциями ≈ 0,1 МГц.

СВЯЗАННАЯ КВ РАДИОСТАНЦИЯ "ЯДРО-1"

Назначение.

Бортовая приемо-передающая коротковолновая радиостанция "Ядро-1" предназначена для обеспечения беспоисковой, бесподстроечной симплексной радиотелефонной связи экипажа самолета с диспетчерами службы УВД.

В комплект радиостанции входят:

— приемопередатчик;
— пульт дистанционного управления;
— антенное согласующее устройство;
— блок питания вентиляторов.

Питание радиостанции осуществляется от бортовой сети постоянным напряжением от 24 до 29,4 В.

Радиостанция сохраняет работоспособность при снижении напряжения бортсети до 18 В.

Основные характеристики радиостанции "Ядро-1" приведены в табл. 6.5.

Основные характеристики радиостанции "Ядро-1" Таблица 6.5

Наименование параметра	Величина параметра
Диапазон частот, МГц	2,000—17,999
Дискретность установки частоты, Гц	100
Потребляемая мощность, Вт, не более:	
— в режиме передачи	600
— в режиме приема	200
Время автоматической перестройки с одной волны на другую, с, не более	5
Готовность к работе после включения питания, мин:	
— с пониженной стабильностью при виде работы АМ;	через 2
— с номинальной стабильностью при видах работы ОМ, АМ	через 15

Управление радиостанцией осуществляется с пульта дистанционного управления, установленного в кабине экипажа на правом пульте.

Пульт управления обеспечивает:

— набор любой частоты в диапазоне 2,000—17,999 МГц с дискретностью 100 Гц;
— включение и выключение радиостанции;
— выбор вида работы с помощью переключателя — "Выкл. — ОМ — АМ";
— регулировку громкости приемника;
— включение и выключение подавителя шумов;
— включение встроенного контроля работоспособности радиостанции;
— индикацию настройки радиостанции.

Подключение питания к станции производится автоматом защиты сети "Рация КВ", расположенным на правом пульте.

Для выхода на связь через радиостанцию "Ядро-1" с места КВС при виде работы АМ необходимо:

— установить на левом пульте переключатель "КР-1 — КР-2 — КВ — РК-1 — РК-2" в положение "КВ".

Дать команду второму пилоту выполнить следующие операции:

— включить АЗС "Рация КВ" на правом пульте;
— регулятор громкости "Громк." на пульте управления установить в положение максимальной громкости;
— на пульте управления радиостанции установить переключатель "Выкл. — ОМ — АМ" в положение "АМ", при этом светосигнальное табло "Наст." должно загореться;
— установить ручками установки частоты требуемую частоту связи. После настройки радиостанции не более чем через 5 с табло "Наст." должно погаснуть;
— нажать кнопку "Радио" на штурвале управления самолетом и вызвать на связь оператора наземной радиостанции.

Если уровень шумов, прослушиваемых в телефонах, в паузах речи принимаемой передачи высокий, то переключатель "ПШ" вывести из положения "Выкл." и установить соответствующий порог срабатывания подавителя шума.

Ведение радиосвязи с места второго пилота производится аналогичным образом.

Для проверки работоспособности радиостанции "Ядро-1" с помощью встроенного контроля необходимо:

— в режиме приема нажать кнопку "Контроль", при этом в телефонах прослушиваются

шумы и загорается светосигнальное табло "Контроль";
— в режиме передачи при виде работы АМ нажать кнопку "Контроль", при этом в телефонах прослушивается звуковой сигнал 2000 Гц, загорается светосигнальное табло "Контроль".

АППАРАТУРА ПОСАДКИ "ОСЬ-1"

Назначение

Аппаратура "Ось-1" предназначена для выполнения инструментального захода на посадку по курсо-глиссадной системе "СП-50" и международной системе "ILS".

Аппаратура "Ось-1" обеспечивает выдачу на курсовую и глиссадную планки приборов КППМС сигналов отклонения самолета от зон курса и глиссады и на бленкеры этих приборов сигналов готовности, а также световую и звуковую сигнализацию о пролете маркерных маяков системы посадки.

На самолете установлен сдвоенный полукомплект аппаратуры "Ось-1". При этом обеспечивается автоматическое автономное резервирование по каналам курса и глиссады. В случае отказа одного из полукомплектов по каналу курса или глиссады загораются желтые светосигнальные табло "Ось "К" нет резерва" или "Ось "Г" нет резерва", установленные на приборных досках КВС и второго пилота.

Световая сигнализация о пролете маркерных маяков обеспечивается загоранием светосигнальных табло "Маркер" на приборных досках пилотов, звуковая сигнализация — подачей сигналов низкой частоты в телефонные цепи экипажа.

Управление аппаратурой "Ось-1" осуществляется с блока управления, размещенного на среднем пульте пилотов.

На блоке управления аппаратурой "Ось-1" размещены следующие органы управления:
— выключатели "Вкл. 1" и "Вкл. 2" для раздельного включения первого и второго полукомплектов аппаратуры;
— ручка набора частоты со счетчиком, с помощью которой обеспечивается одновременный выбор рабочей частоты основного и резервного курсовых приемников "КРП-69" в диапазоне частот от 108,1 до 111,9 МГц с интервалом 0,2 МГц (одновременно происходит настройка на рабочую частоту глиссадных приемников "ГРП-66", работающих в диапазоне частот 329,3 - 335 МГц);
— переключатель режимов работы "СП-50" — ILS" для выбора системы посадки;
— кнопки "Контроль" для управления схемой встроенного контроля. Маркерный приемник "МРП-66" имеет одну фиксированную частоту 75 МГц, включается вместе со всей аппаратурой и оперативных органов управления не имеет.

В аппаратуре "Ось-1" предусмотрен встроенный контроль работоспособности на земле и в полете по каналам курса, глиссады и маркера.

Контроль осуществляется при нажатии кнопок "Контроль" на блоке управления. Работоспособность аппаратуры оценивается по заданному отклонению курсовой и глиссадной планок приборов КППМС и срабатыванию сигнализации маркерного приемника.

Питание аппаратуры обеспечивается от бортовой сети постоянным напряжением от 24 до 29,4 В. Защита цепей питания выполнена отдельными плавкими предохранителями в цепях питания каждого из полукомплектов курсо-глиссадных приемников и отдельным плавким предохранителем в цепи питания маркерного приемника. Общая цепь питания обоих полукомплектов аппаратуры защищена АЗС "Ось", установленным на левой панели АЗС и служащим одновременно выключателем питания аппаратуры "Ось-1".

Для включения и проверки аппаратуры перед полетом необходимо включить АЗС "Ось" на левой панели АЗС.

На блоке управления аппаратурой "Ось-1":

а) установить в положение "Вкл." выключатели "Вкл. 1" и "Вкл. 2";

б) установить в положение "СП-50" переключатель "СП-50 — ILS";

в) установить по счетчику ручкой набора частоты частоту 110,1 или 110,3 МГц;

ВНИМАНИЕ! ЕСЛИ РАБОЧАЯ ЧАСТОТА КУРСОВОГО МАЯКА, АЭРОДРОМА, ГДЕ ПРОИЗВОДИТСЯ ПРОВЕРКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ АППАРАТУРЫ "ОСЬ-1", СОВПАДАЕТ С ОДНОЙ ИЗ КОНТРОЛЬНЫХ ЧАСТОТ (110,1 ИЛИ 110,3 МГц), ТО ВО ИЗБЕЖАНИЕ ОШИБОЧНЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ ПРОВЕРКУ СЛЕДУЕТ ПРОИЗВОДИТЬ НА ДРУГОЙ КОНТРОЛЬНОЙ ЧАСТОТЕ.

г) нажать левую кнопку "Контроль", при этом на приборах КППМС должны закрыться курсовой и глиссадный бленкеры, а планки курса и глиссады должны отклониться соответственно влево и вниз и занять положение между 3-й и 4-й точками шкалы. Должно загореться светосигнальное табло "Маркер дальний", а в телефонах должен прослушиваться звуковой сигнал 400 Гц;

д) нажать среднюю кнопку "Контроль", при этом на приборах КППМС должны закрыться курсовой и глиссадный бленкеры, планки курса и глиссады должны занять положение в пределах среднего белого кружка. Должно загореться светосигнальное табло "Маркер средний" и в телефонах должен прослушиваться звуковой сигнал 1300 Гц;

е) нажать правую кнопку "Контроль", при этом на приборах КППМС должны закрыться курсовой и глиссадный бленкеры, планки курса и глиссады должны отклониться соответственно вправо и вверх и занять положение между 3-й и 4-й точками шкалы. Должно загореться светосигнальное табло "Маркер ближний", а в телефонах должен прослушиваться звуковой сигнал 3000 Гц;

ж) установить переключатель "СП-50 — ILS" в положение "ILS" и выполнить все указанные действия по пунктам в, г, д, е для проверки аппаратуры в режиме ILS;

з) выключить первый полукомплект аппаратуры выключателем "Вкл. 1" на блоке управления и выполнить все указанные действия по пунктам в, г, д, е для второго (резервного) полукомплекта аппаратуры;

и) после проверки выключить питание аппаратуры выключателями "Вкл. 1" и "Вкл. 2".

В полете:

— включить оба полукомплекта аппаратуры выключателями "Вкл. 1" и "Вкл. 2" на блоке управления;
— установить переключатель "СП-50 — ILS" на блоке управления в положение "СП-50" или "ILS" в зависимости от используемой системы посадки;
— ручкой набора частоты установить по счетчику частоту курсового радиомаяка используемой системы посадки;
— при входе в зону действия курсового и глиссадного радиомаяков на приборах КППМС сработают бленкеры и планки прибора будут показывать отклонение самолета от зон курса и глиссады;
— при пролете дальней и ближней приводных радиостанций (маркерных радиомаяков) системы "СП-50" будет загораться светосигнальное табло "Маркер ближний" и в телефоны экипажа будет подаваться звуковой сигнал. Световой и звуковой сигналы при пролете ДПРМ имеют характер продолжительных импульсов (тире), а при пролете БПРМ — ко-



ротких импульсов (точек). В системе "ILS" загорится светосигнальное табло "Маркер дальний, средний, ближний", а в телефоны будет подаваться звуковой сигнал разного тона в зависимости от пролетаемого маркерного радиомаяка (дальнего, среднего, ближнего);
— в случае сомнения в исправности аппаратуры проверить ее работоспособность с помощью системы встроенного контроля.

Для этого:

— установить переключатель "СП-50" — ILS" на блоке управления в необходимое положение;
— ручкой набора частоты установить по счетчику частоту 110,1 или 110,3 МГц;
— нажимая кнопки "Контроль", убедиться в правильности отработки контрольных показаний на приборах КППМС и наличии световых и звуковых сигналов маркера.

После проверки вновь установить рабочую частоту маяка, переключатель "СП-50" — ILS" установить в необходимое положение и выполнить полет по выбранной системе посадки.

По окончании полета выключить питание аппаратуры выключателями "Вкл. 1" и "Вкл. 2" на блоке управления "Ось-1" и АЗС "Ось" на левой панели АЗС.

6.13.10. ЭКСПЛУАТАЦИЯ САМОЛЕТОВ, ВЫПОЛНЯЮЩИХ МЕЖДУНАРОДНЫЕ ПОЛЕТЫ И ОБОРУДОВАННЫХ РАДИОКОМПАСОМ АРК-15М, РАДИОВЫСОТОМЕРОМ РВ-5М, АППАРАТУРОЙ "КУРС МП-70", САМОЛЕТНЫМ ОТВЕТЧИКОМ СО-72М И САМОЛЕТНЫМ ДАЛЬНОМЕРОМ СД-75

АВТОМАТИЧЕСКИЙ РАДИОКОМПАС АРК-15М

Автоматический радиокомпас АРК-15М предназначен для самолетовождения по приводным и вещательным радиостанциям.

АРК-15М позволяет с помощью другого оборудования решать следующие навигационные задачи:

— выполнять полет на радиостанцию и от нее с индикацией курсового угла;
— автоматически определять пеленг на радиостанцию;
— обеспечивать непрерывный отсчет курсового угла радиостанции;
— выполнять заход на посадку по системе ОСП;
— вести прием и прослушивание сигналов средневолновых радиостанций в диапазоне 150-1799,5 кГц.

На самолете установлены два радиокомпаса АРК-15М: АРК левый с пультом управления у КВС и АРК правый с пультом управления у второго пилота.

На каждом пульте управления радиокомпасом расположены:

— переключатель рода работ с положениями "Выкл.", "Ком.", "Ант.", "Рам.";
— два наборных устройства для установки частоты приводных радиостанций;
— переключатель "ТЛФ — ТЛГ" в положении "ТЛГ" позволяющий производить прослушивание позывных станций, работающих немодулированными колебаниями;
— регулятор громкости "Громк." регулирующий громкость в телефонах;
— переключатель "Канал 1–2", осуществляющий переключение наборных устройств;
— кнопка "Рамка", используемая для принудительного вращения стрелок КУР;
— кнопка "Упр.", которая не задействована.

Включение и проверка радиокомпасов.

Проверить включение источников питания постоянного и переменного тока.

Включить на левой панели АЗР автомат защиты "АРК-15М лев.".

На правой панели АЗР включить автомат защиты "АРК-15М прав.".

На левом пульте включить АЗС "СГУ".

Проверка левого радиокомпаса:

— на абонентских щитках СГУ-15 КВС и второго пилота переключатели рода работ установить в положение "АРК-1";
— на приборах РМИ-2 левые ручки переключения режимов установить в положение "АРК-1";
— на пульте управления АРК КВС на левом и правом наборных устройствах набрать соответственно частоты ДПРС и БПРС аэродрома базирования;
— переключатель "Канал 1-2" установить в положение "Канал 1";
— на пульте управления АРК КВС установить переключатель рода работ в положение "Ком." и по показаниям стрелок "1" приборов РМИ-2 убедиться в правильности пеленгования радиостанции;
— установить переключатель "ТЛФ - ТЛГ" в положение "ТЛФ" и прослушать позывные приводной радиостанции;
— установить переключатель "ТЛФ - ТЛГ" в положение "ТЛГ", при этом в телефонах должен появиться тон звуковой частоты, который должен исчезнуть после установки переключателя в положение "ТЛФ";
— нажать кнопку "Рамка" и убедиться во вращении стрелок "1" обоих РМИ-2 и в возвращении их в исходное положение при отпускании кнопки;
— установить переключатель рода работ на пульте управления в положение "Ком.". и использовать радиокомпас для радионавигации;
— в таком же порядке проверить работу левого радиокомпаса при установке переключателя "Канал 1-2" в положение "Канал 2", производя отсчет КУР по показаниям стрелок "2" приборов РМИ-2.

Проверка правого радиокомпаса:

— на абонентских щитках СГУ-15 КВС и второго пилота переключатели рода работ установить в положение "АРК-2";
— на приборах РМИ-2 правые ручки переключения режимов установить в положение "АРК-2";
— на пульте управления АРК второго пилота на левом и правом наборных устройствах набрать соответственно частоты ДПРС и БПРС аэродрома базирования.

Остальные действия такие же, как и при проверке левого радиокомпаса.

Примечание. В полете при одновременной работе КВ-радиостанции "Ядро-1" в режиме "Передача" и радиокомпаса АРК-15М возможно кратковременное изменение значений КУР на приборах РМИ-2.

РАДИОВЫСОТОМЕР РВ-5М

Радиовысотомер РВ-5М предназначен для определения истинной высоты полета самолета в диапазоне высот от 0 до 750 м.



Радиовысотомер обеспечивает на указателе А-034-4-12:

— индикацию текущей истинной высоты полета;
— световую и звуковую сигнализации о выходе самолета на заданную высоту;
— бленкерную сигнализацию отказа радиовысотомера.

ЭКСПЛУАТАЦИЯ РАДИОВЫСОТОМЕРА

I. Радиовысотомер включается автоматом защиты "Радиовысотомер", установленным на левом пульте.

Проверка радиовысотомера на земле

Включить радиовысотомер. Через 3 мин на указателе высоты уберется бленкер отказа радиовысотомера, а стрелка установится вблизи нулевой отметки.

Ручкой-лампой Δ установить на указателе высоты индекс заданной высоты на значение 10 м и нажать кнопку "Тест". После того как стрелка указателя высоты установится в контрольном секторе шкалы (15±1,5) м, отпустить кнопку. В момент прохождения стрелкой указателя высоты индекса заданной высоты на указателе должна загореться желтая сигнальная лампа Δ, а в телефонах авиагарнитуры экипажа и через громкоговоритель в кабине должен прослушиваться звуковой сигнал длительностью 3-9 с.

Проверка радиовысотомера в полете.

Проверка радиовысотомера в режиме "Контроль" может производиться на любой высоте полета (по усмотрению пилота).

Для проверки радиовысотомера нажать на указателе высоты кнопку "Тест". При этом стрелка указателя высоты должна установиться в контрольном секторе шкалы (15±1,5) м.

При нажатой кнопке "Тест" в момент прохождения стрелкой указателя высоты индекса заданной высоты при движении ее от текущего значения высоты к контрольному сектору должна загореться желтая сигнальная лампа Δ, а в телефонах авиагарнитуры экипажа и через громкоговоритель в кабине должен прослушиваться звуковой сигнал.

ВНИМАНИЕ! ПРИ ПРОВЕРКЕ РАДИОВЫСОТОМЕРА В ПОЛЕТЕ В РЕЖИМЕ "КОНТРОЛЬ" СИГНАЛИЗАЦИЯ РАДИОВЫСОТОМЕРА БУДЕТ СРАБАТЫВАТЬ ТОЛЬКО ПРИ УСЛОВИИ, ЕСЛИ ИНДЕКС ЗАДАННОЙ ВЫСОТЫ УСТАНОВЛЕН НА ЗНАЧЕНИЕ НЕ НИЖЕ 15 м (КОНТРОЛЬНОГО СЕКТОРА).

2. При полете выше рабочего диапазона высот радиовысотомера и при отсутствии радиолокационного контакта с земной поверхностью или при неисправном радиовысотомере на указателе высоты стрелка устанавливается в затемненном секторе и выпадает бленкер отказа. При снижении самолета ниже заданной высоты на указателе высоты загорается желтая сигнальная лампа.

Примечание. При полете на высоте, близкой к заданной, установленной на указателе радиовысотомера, возможно неустойчивое срабатывание сигнализации радиовысотомера.

3. При углах крена и тангажа более 15^{o} погрешность измерения высоты может увеличиться за счет наклонной дальности. При углах крена и тангажа более 30^{o} радиовысотомером пользоваться не рекомендуется.

4. Включение радиовысотомера в нормальных условиях температуры и влажности воздуха производить не позднее чем за 3 мин до использования.

В условиях повышенной влажности и низких температур время прогрева радиовысотомера увеличивается до 10 мин.

5. При полетах на высотах менее 50 м над толстым слоем льда и снега, а также над лесными массивами необходимо учитывать неточность показаний радиовысотомера, так как измерение высоты в этих случаях может производиться до верхней (при влажном или мокром снеге, льде) или нижней кромки покрова, до верхней кромки деревьев (густой лес) или до земной поверхности (редкий лес).

При полетах над горной местностью, когда резкие изменения высоты полета могут превысить диапазон измеряемых высот, радиовысотомером пользоваться не рекомендуется.

Примечание. В качестве индикатора высоты может использоваться указатель УВ-5М, взаимозаменяемый с указателем А-034-4-12. Особенности эксплуатации радиовысотомера с указателем УВ-5М является то, что проверка радиовысотомера встроенным контролем и установка индекса заданной высоты осуществляются совмещенной ручкой-кнопкой "Контроль уст. высот", а световая сигнализация ВПР — желтой сигнальной лампой "Опасная высота".

АППАРАТУРА НАВИГАЦИИ И ПОСАДКИ "КУРС МП-70"

Назначение.

Аппаратура навигации и посадки "Курс МП-70" предназначена для обеспечения самолетовождения по сигналам всенаправленных радиомаяков международной системы ближней навигации VOR, выполнения маневров и заходов на посадку по сигналам радиомаяков ILS или СП-50, СП-70.

Состав.

Аппаратура навигации и посадки состоит из:

— двух блоков навигационно-посадочных устройств (НПУ), блоков встроенного контроля и блока питания;
— одного маркерного радиоприемника РПМ-70;
— двух пультов управления;
— селектора режимов СР-42;
— двух селекторов курса;
— антенно-фидерной системы.

В качестве индикаторных приборов используются два прибора РМИ-2 и два пилотажных командных прибора КППМС.

Управление аппаратурой "Курс МП-70" осуществляется с пультов управления, селекторов курса и селектора режима, установленных на приборной доске в кабине экипажа.

Проверка аппаратуры.

Для проверки аппаратуры "Курс МП-70" включить следующие АЗС:

— "Курс МП лев.", "РМИ лев.", "КППМС лев.", "ГМК" на левом электрощитке АЗС и правой дополнительной панели АЗС и АЗС "СГУ" на левом пульте;
— "Курс МП прав.", "РМИ прав.", "КППМС прав." на правом электрощитке АЗС и правой дополнительной панели АЗС.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. НЕ ПРОИЗВОДИТЬ ПРОВЕРКУ АППАРАТУРЫ ОТ ВСТРОЕННОГО КОНТРОЛЯ НА ЧАСТОТЕ, СОВПАДАЮЩЕЙ С ЧАСТОТОЙ СИГНАЛА РАДИОМАЯКА, ПРИНИМАЕМОГО В ДАННЫЙ МОМЕНТ.

а) Проверка аппаратуры в режиме "VOR";

— на селекторе режимов переключатель "Маршрут — Посадка" установить в положение "Маршрут";

— на пультах управления установить частоту, соответствующую режиму "VOR";

— на левом селекторе курса установить значение заданного азимута, равное $(0\pm2)^{o}$;

— на РМИ-2 ручки переключения режимов установить в положение "VOR-1" — для стрелки "1" и "VOR-2" — для стрелки "2";

— нажать кнопку ⊕ на пульте управления КВС. Курсовые планки на приборах КППМС должны занять положение в центре шкалы, а стрелки "КУР 1" на РМИ-2 должны установиться в пределах $(0\pm2)^{o}$, на приборной доске должен загореться светосигнализатор "На".

Поочередно нажать кнопки ⊕ и ⊕. Курсовые планки на КППМС должны занять положение в центре шкалы, а стрелки "КУР 1" на РМИ-2 должны установиться в пределах $178—182^{o}$, на приборной доске должен загореться светосигнализатор "От".

— при нажатии любой кнопки ⊕, ⊕, ⊕ на пульте управления КВС на селекторе режимов должна загореться лампа "К1" и на КППМС должны убраться курсовые бленкеры;

— при нажатии на пульте управления кнопок ⊕, ⊕, ⊕ на приборной доске должны загореться светосигнальные табло "Маркер. дальн.", "Маркер средн.", "Маркер ближн." соответственно и в телефонах должны быть слышны сигналы тональностью 400, 1300, 3000 Гц. Для прослушивания сигналов предварительно на абонентских щитках СГУ-15 установить галетный переключатель в положение «$\frac{VOR-1}{ILS}$»;

— проверить работу аппаратуры с пульта управления второго пилота аналогично проверке с пульта управления КВС.

ВНИМАНИЕ! ПРИ ПРОВЕРКЕ АППАРАТУРЫ ОТ ВСТРОЕННОГО КОНТРОЛЯ ПРИ НАЖАТИИ КНОПОК КОНТРОЛЯ НА ОДНОМ ИЗ ПУЛЬТОВ УПРАВЛЕНИЯ "КУРС МП-70" ОДНОВРЕМЕННО С ПОЯВЛЕНИЕМ СИГНАЛА ГОТОВНОСТИ КУРСОВОГО КАНАЛА СООТВЕТСТВУЮЩЕГО НАВИГАЦИОННО-ПОСАДОЧНОГО УСТРОЙСТВА МОЖЕТ ПОЯВЛЯТЬСЯ СИГНАЛ ГОТОВНОСТИ КУРСОВОГО КАНАЛА ВТОРОГО НАВИГАЦИОННО-ПОСАДОЧНОГО УСТРОЙСТВА.

Проверка аппаратуры в режиме "Посадка":

— на пультах управления "Курс МП-70" установить частоту, соответствующую режиму "Посадка";

— на селекторе режимов переключатель "ILS — СП-50" установить в положение "СП-50", а переключатель "Маршрут — Посадка" — в положение "Посадка";

— на левом пульте управления нажать кнопку ⊕ и держать — 5–8 с;

На левом КППМС курсовые и глиссадные планки должны занять положение в центре шкал, бленкеры и глиссады должны убраться, на селекторе режимов должны загореться зеленые лампы готовности "К1" и "Г1";

— поочередно нажать кнопки ⊕ и ⊕ - должны загореться лампы "К1" и "Г1", убраться бленкеры курса и глиссады на левом КППМС, планка отклонения от равносигнальной зоны курсового радиомаяка должна отклониться соответственно к крайнему (левому или правому) концу шкалы, а стрелка отклонения от равносигнальной зоны глиссадного радиомаяка должна отклониться соответственно в крайнее верхнее или нижнее положение;

— при нажатии кнопок ⊕, ⊕, ⊕ на приборной доске должны загореться светосигнальные табло "Маркер дальн.", "Маркер средн.", "Маркер ближн." соответственно и в телефонах должны быть слышны сигналы тональностью 400, 1300, 3000 Гц соответственно. Для про-

слушивания сигналов предварительно на абонентских щитках СГУ-15 включить галетный переключа-тель в положение: $\frac{VOR-1}{ILS}$;

— проделать все операции с нажатием кнопок на правом пульте управления – должна быть индикация на правом КППМС, лампы готовности "К2" и "Г2" на селекторе режимов должны гореть;
— на селекторе режимов переключатель "ILS — СП-50" установить в положение "ILS";
— проделать все операции с проверкой аппаратуры в режиме "ILS" в том же порядке, что и в режиме "СП-50".

Эксплуатация в полете

Информация, выдаваемая аппаратурой "Курс МП-70", может использоваться для выполнения следую-щих задач

— самолетовождения по выбранному азимуту радиомаяка;
— определения азимута радиомаяка;
— определения местоположения самолета по азимуту двух радиомаяков;
— захода на посадку.

ВНИМАНИЕ. В СВЯЗИ С ТЕМ, ЧТО СТАНЦИИ УКВ-ЧМ-РАДИОВЕЩАНИЯ МОГУТ СОЗДАВАТЬ ПОМЕХИ РАБОТЕ РАДИОАППАРАТУРЫ "КУРС МП-70" ("КУРС МП-2") ПРИ ЕЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ В ПОЛЕТЕ РУКОВОДСТВУЙТЕСЬ ОГРАНИЧЕНИЯМИ, ИЗЛОЖЕННЫМИ В РАЗДЕЛЕ 2.

Примечания: 1. При одновременной работе КВ-радиостанции "Ядро-1" в режиме "Передача" и аппаратуры "Курс МП-70" в режиме "VOR" возможно кратковременное отклонение от заданного курса вертикальной стрелки и выпадание бленкера отказа на приборах КППМС.
2. При выполнении полета на радиомаяк VOR возможно кратковременное выпадание бленкера отказа на КППМС при работе УКВ-радиостанции "Баклан-5" в режиме "Передача" на частотах 135 МГц и более в случае незначительной (до 1,25 МГц) разницы между частотами работающей УКВ-радиостанции и радиомаяка VOR, на который настроена аппаратура "Курс МП-70".

Маршрутный полет на радиомаяк VOR.

Для выполнения самолетовождения по выбранному азимуту радиомаяка·

— на обоих пультах управления аппаратурой "Курс МП-70" установить значение частоты радиомаяка, на которой будет выполняться полет;
— на левом и правом селекторах курса установить значения выбранного азимута радиомаяка;
— проконтролировать прием аппаратурой сигналов радиомаяка и ее работоспособность позагоранию ламп "КГ и "К2" на селекторе режимов;
— переключатель "Маршрут — Посадка" на селекторе режимов установить в положение "Маршрут";
— пилотировать самолет, удерживая стрелку отклонения от заданной линии пути на приборах КППМС в центре шкалы,
— момент пролета радиомаяка VOR определять по светосигнализаторам "На" и "От".

Определение местоположения самолета по азимутам двух радиомаяков VOR.

Для определения местоположения самолета по азимутам двух радиомаяков VOR.

— установить значение рабочих частот выбранных радиомаяков;
на левом пульте управления — частоту одного радиомаяка;
на правом пульте управления — частоту другого радиомаяка;
— проконтролировать прием аппаратурой сигналов радиомаяков и ее работоспособность по загоранию ламп "К1" и "К2" на селекторе режимов;
— произвести отсчет азимутов радиомаяков на РМИ-2 и отсчет времени на часах;

— по отсчитанным значениям азимутов радиомаяков на заранее подготовленной карте или прокладкой азимутальных линий на карте определить местоположение самолета в точке пересечения азимутальных линий. Полученная точка местоположения самолета соответствует моменту времени снятия отсчета азимутов.

Заход на посадку.

Для обеспечения выполнения захода на посадку:

— на обоих пультах управления установить значение частоты, на которой работает курсовой радиомаяк;

— на селекторе режимов переключатель "ILS — СП-50" установить в положение "ILS" при заходе на посадку по системе ILS или в положение "СП-50" при заходе на посадку по системе СП-50;

— переключатель "Маршрут — Посадка" на селекторе режимов установить в положение "Посадка";

— пилотировать самолет, удерживая курсовую и глиссадную стрелки на приборах КППМС в центре шкал.

Примечание. Курсовая и глиссадная стрелки на приборах КППМС указывают положение равносигнальных зон курса и глиссады относительно самолета.

САМОЛЕТНЫЙ РАДИОЛОКАЦИОННЫЙ ОТВЕТЧИК СО-72М

Самолетный радиолокационный ответчик СО-72М предназначен для работы в комплексе с наземными вторичными радиолокаторами (ВРЛ) аэродромов и воздушных трасс, входящих в систему УВД.

Ответчик СО-72М обеспечивает автоматическую передачу наземным ВРЛ информации о тактическом номере самолета и высоте полета при работе как с отечественными, так и с зарубежными радиолокационными станциями УВД.

Датчиками высоты для ответчика СО-72М служат высотомеры УВИД-30-15 (для передачи данных об относительной высоте полета) и ВЭМ-72ФГ (для передачи данных об абсолютной высоте полета).

Ответчик СО-72М может работать в четырех режимах:

— "УВД"— основной режим работы при полетах на авиалиниях СНГ. В этом режиме ответчик обеспечивает работу с отечественными ВРЛ. Информация, передаваемая ответчиком, отображается на цифровом табло диспетчера КДП.

Сигналы запроса принимаются бортовым приемником на частотах 837,5 МГц, 1030 МГц, сигналы ответа излучаются на частоте 740 МГц;

— "УВД-М" — перспективный режим работы ответчика с отечественными диспетчерами ВРЛ системы УВД. Работа в этом режиме полностью аналогична работе в режиме "УВД", но ответные сигналы излучаются на частоте 1090 МГц;

— "АС" — применяется при полетах на зарубежных авиалиниях и обеспечивает работу с ВРЛ, отвечающими стандартам ИКАО.

Режим "АС" включается для передачи ответчиком информации о высоте полета и тактическом номере самолета;

— "А" — применяется при полетах на зарубежных авиалиниях и обеспечивает работу с ВРЛ, отвечающими стандартам ИКАО.

Режим "А" включается для передачи ответчиком тактического номера самолета.

При включении выключателя "Авария" в режимах "УВД", "УВД-М" или при наборе номера "7700" в режимах "А" и "АС" ответчик обеспечивает передачу органам УВД сигнала об аварийной ситуации на самолете.

Управление ответчиком осуществляется с пульта управления СО-72М, расположенного на левом пульте в кабине экипажа.

Автомат защиты сети "СО-72" расположен на правой дополнительной панели АЗС.

ВКЛЮЧЕНИЕ И ПРОВЕРКА ПЕРЕД ПОЛЕТОМ

1. Убедиться в наличии электропитания постоянным и переменным током.

2. Включить АЗС "СО-72".

3. Установить переключатель режимов работы в положение "Готов".

4. Установить выключатель "СО-72М — Откл." в положение "СО-72М".

5. Через 2—3 мин. после включения ответчика переключатель режимов работы установить в положение, соответствующее режиму работы, в котором ответчик будет использоваться в полете, и нажать кнопку "Контроль". При этом лампа "Контроль" должна загореться белым светом.

Примечание. При положениях переключателя режимов работы "УВД", "УВД-М" "АС" или "А" при наличии на аэродроме работающих ВРЛ лампа "Контроль" может периодически загораться белым светом без нажатия кнопки "Контроль".

ВНИМАНИЕ! ЗАПРЕЩАЕТСЯ ОДНОВРЕМЕННО НАЖИМАТЬ КНОПКИ "ЗНАК" И "КОНТРОЛЬ".
КНОПКУ "КОНТРОЛЬ" МОЖНО НАЖИМАТЬ ЧЕРЕЗ 1-2 МИН ПОСЛЕ НАЖАТИЯ КНОПКИ "ЗНАК".

6. Установить переключатель режимов работы в положение "Готов".

ЭКСПЛУАТАЦИЯ ОТВЕТЧИКА СО-72М В ПОЛЕТЕ

1. При полетах на авиатрассах СНГ:
   — на исполнительном старте переключатель режимов работы установить в положение "УВД";
   — перед пересечением границы зоны (района) УВД нажать кнопку "Контроль" и удерживать ее в нажатом положении 10—15 с. При этом лампа "Контроль" должна гореть белым светом;
   — кнопку "Знак" нажать по команде органа УВД для передачи на индикаторы наземных РЛС сигнала индивидуального опознавания самолета;
   — при аварийной ситуации откинуть предохранительный колпачок "Авария" и включить выключатель под колпачком.

2. При полетах на зарубежных авиалиниях:
   — на предварительном старте и при перелете границы СНГ установить переключатель режимов работы в положение "АС";
   — ручками-колесами "КОД-А" установить номер согласно команде органа УВД.

Примечание. Установка номера производится слева направо. Например, если требуется установить номер "46", необходимо устанавливать "0046";



— при необходимости контроля работы ответчика СО-72М нажать кнопку "Контроль" и удерживать ее в нажатом положении 10—15 с.
При этом лампа "Контроль" должна гореть белым светом. В случае, если при нажатии кнопки "Контроль" лампа "Контроль" горит красным светом, доложить диспетчеру УВД о неисправности ответчика СО-72М;
— по команде диспетчера УВД переключатель режимов работы установить в положение "А" или "Готов".

Примечание. Режим "Готов" устанавливается по команде диспетчера УВД "Standby" ("Готовность");
— при аварийной ситуации ручками-колесами установить номер "7700";
— при потере радиосвязи ручками-колесами установить номер "7600";
— при нападении на экипаж ручками-колесами установить номер "7500".

3. После посадки и освобождения ВПП выключить ответчик СО-72М, установив переключатель "СО-72М — Откл." в положение "Откл.".

САМОЛЕТНЫЙ ДАЛЬНОМЕР СД-75

Самолетный дальномер СД-75 предназначен для определения наклонной дальности между самолетом и наземными радиомаяками системы ДМЕ и приема сигналов опознавания выбранного радиомаяка. Пульт управления дальномера ПУА и АЗС "СД-75" установлены на правом пульте, а индикатор дальности ИСД-1 — на приборной доске второго пилота.

Питание дальномера осуществляется постоянным током от бортсети напряжением 27 В через АЗС "СД-75" и переменным током от бортсети напряжением 115 В 400 Гц.

Включение и проверка дальномера.

Для включения дальномера:
— включить АЗС "СД-75" на правом пульте и АЗС "СГУ" на левом пульте;
— на абонентских щитках пилотов СГУ установить переключатель в положение "СД";
— установить переключатель "ДМЕ — Резерв" на пульте управления ПУА в положение "ДМЕ";
— установить ручку "Громк. вкл." вправо до упора;
— с помощью ручек управления "МГц" и "кГц" набрать частотно-кодовый канал маяка ДМЕ.

Через 1—3 мин с момента включения дальномера и появления "черточек" на индикаторе ИСД-1 нажать кнопку "Контроль" на пульте управления ПУА.

В момент включения питания левого и правого полукомплектов аппаратуры "Курс МП-70" при работающем радиодальномере СД-75 допускается кратковременное (на 1-2 с) пропадание индикации на ИСД-1 с последующим восстановлением нормального режима индикации.

При нажатой кнопке "Контроль" на индикаторе ИСД-1 поочередно должны индицироваться:
— мигание "нулей" в течение 0,5—2 с (приемный тракт дальномера работоспособен);
— появление "черточек" в течение 0,5—2 с (передающий тракт работоспособен);
— значение дальности 401,9—402,7 км или 401,4—401,5 м.мили — в течение 0,5—2 с при соответствующем положении переключателя "М.мили — Км" на пульте управления ПУА;
— значение дальности 1,9—2,7 км или 1,1—1,5 м.мили — в течение 5—15 с (устройство измерения дальности работоспособно).

Допускается последовательное увеличение или уменьшение индицируемого контрольного значения дальности в указанных пределах.

При проверке в наушниках авиагарнитуры должен прослушиваться звуковой сигнал опознавания радиомаяка, громкость которого регулируется ручкой "Громк. вкл." на пульте управления ПУА.

Отпустить кнопку "Контроль".

Если самолет находится в зоне действия и прямой видимости маяка ДМЕ, то на индикаторе появится значение дальности до него.

Для прослушивания позывных маяка КВС или второму пилоту необходимо установить галетный переключатель режимов работы на соответствующем абонентском щитке СГУ-15 в положение "СД".

Эксплуатация дальномера СД-75 в полете.

Перед взлетом настроить дальномер на частоту выбранного радиомаяка ДМЕ. При полете по маршруту в целях выполнения задач самолетовождения производить настройку дальномера на частоты необходимых радиомаяков ДМЕ.

Осуществлять контроль работоспособности СД-75 по отработке на индикаторах ИСД-1 дальности до наземного радиомаяка.

Перед посадкой настроить дальномер на частоту радиомаяка аэродрома посадки и прослушать его позывные.

6.14. АППАРАТУРА РЕГИСТРАЦИИ ПОЛЕТНОЙ ИНФОРМАЦИИ

6.14.1. САМОПИСЕЦ МСРП-12-96

Магнитный самописец режимов полета МСРП-12-96 предназначен для регистрации на магнитной ленте основных параметров полета и сохранения записанной информации для последующей расшифровки и анализа качества выполнения полета, а также для разработки мероприятий по повышению безопасности полетов.

Самописец регистрирует 12 аналоговых параметров и 13 разовых команд, указанных в табл. 6.6

Таблица 6.6

Основные параметры и разовые команды

Наименование	Диапазон измерения	Тип датчика и согласующего устройства
Аналоговые параметры		
Высота барометрическая	-250...13 000 м	ДВбп-13
Скорость приборная	0...800 км/ч	ДАС
Положение руля высоты	$\pm 25^{o}$	МУ-615А
Вертикальная перегрузка	-2...+5 ед.	МП–95$^{+5}_{-2}$
Положение элерона правого	$+19^{o}...-15^{o}$	МУ-615А
Угол крена	$\pm 90^{o}$	АГБ-3К (лев.) РСАГ-1186А
Гиромагнитный курс	$0^{o}...360^{o}$	ГМК-1; БР-40
Положения руля направления	$\pm 30^{o}$	МУ-615А
Положение стабилизатора	$+4...-6^{o}$	МУ-615А
Частота вращения ротора КВД левого двигателя	0...100 %	ДТЭ-1; ПО-15
Частота вращения ротора КВД среднего двигателя	0...100 %	ДТЭ-1; ПО-15
Частота вращения ротора КВД правого двигателя	0...100 %	ДТЭ-1; ПО-15
Разовые команды		
Сигнал выхода на внешнюю радиосвязь	Кнопка “Радио”	Кнопка “Радио”
Сигнал пролета маркеров		МРП-56П
Пожар на самолете		Светосигнализатор “Пожар”
Сигнал на уборку закрылков		ГА-163/16
Разгерметизация		Светосигнализатор “Разгерметизация”
Отказ основной гидросистемы		Электросхема
Сигнал на выпуск закрылков		ГА-163/16
Выпущенное положение шасси		Светосигнализатор “Шасси выпущено”
Включение реверсивного устройства		Светосигнализатор “Реверс”
Сигнал выключенного состояния автопилота по продольному каналу		“Кремень-40"
Отказ преобразователя 36 В		Электросхема
Сигнал обледенения		РИО-3
Сигнал выключения состояния автопилота по боковому каналу		“Кремень-40"

Питание самописца МСРП-12-96 осуществляется от сети постоянного тока напряжением 27 В. Питание согласующих устройств РСАГ-1186А и БР-40 осуществляется переменным трехфазным напряжением 36 В 400 Гц.

Таблица 6.7

6.14.2. РАЗМЕЩЕНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ ЗАЩИТЫ, КОНТРОЛЯ И УПРАВЛЕНИЯ СИСТЕМОЙ МСРП-12-96

Управление элементами питания МСРП	Тип элемента	Место расположения	Примечание
Питание МСРП	АЗС-10	Левый распределительный щиток (внутри щитка)	Постоянно включен
Ручного включения питания блоков системы МСРП	АЗС-10	Правый горизонтальный пульт, кабина	
Ручного включения ЛПМ МСРП	ВГ-15К	Правый горизонтальный пульт, кабина	
Светосигнализатор "Работа ЛПМ"	СМ-39с 3 ед. с/ф	Правый горизонтальный пульт, кабина	
Предохранители питания реле и согласующих устройств	СП-5	Щиток МСРП на шп. № 8, этажерка	
Предохранители питания переменным током	СП-5	Щиток 36 В на шп. № 8, левый борт	

6.14.3. ЭКСПЛУАТАЦИЯ МСРП-12-96 ПЕРЕД ПОЛЕТОМ. ПРОГРЕВ ПЕРЕД ПОЛЕТОМ

Перед включением ЛПМ аппаратура МСРП-12-96 должна быть прогрета. Время прогрева указано в табл. 6.8.

Таблица 6.8

Время прогрева МСРП

Температура у земли, °С	5 и выше	5...-15	-15...-30	-30...-40	-40...-50	50 и ниже
Время прогрева, мин	5	10	15	20	30	40

Для прогрева МСРП-12-96 необходимо выключатель "Вкл. питания" на правом горизонтальном пульте кабины под трафаретом МСРП установить в положение "Включено". После прогрева выключатель "Вкл. ЛПМ" на правом горизонтальном пульте кабины под трафаретом МСРП установить в положение "Включено" и убедиться по миганию светосигнализатора проверки "ЛПМ", расположенному под трафаретом МСРП, что лентопротяжный механизм работает. Непрерывная выдача световых сигналов или отсутствие их указывает на отказ лентопротяжного механизма либо обрыв ленты.После проверки выключатели вернуть в исходное положение.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ВЫЛЕТ САМОЛЕТА С НЕИСПРАВНОЙ СИСТЕМОЙ МСРП-12-96 НЕ РАЗРЕШАЕТСЯ.

2. ПЕРЕД ЗАПУСКОМ ДВИГАТЕЛЕЙ НЕОБХОДИМО ПРОИЗВЕСТИ ПРОГРЕВ СИСТЕМЫ МСРП-12-96 СОГЛАСНО ДАННЫМ ТАБЛИЦЫ.

6.14.4. ЭКСПЛУАТАЦИЯ МСРП-12-96 В ПОЛЕТЕ

Перед включением аппаратура МСРП-12-96 должна быть прогрета.

Включение аппаратуры и контроль за ее работой на борту самолета выполняет второй пилот. Контроль работы осуществляется по миганию светосигнализатора "Работа ЛПМ" на правом горизонтальном пульте кабины. Перед запуском двигателя установить выключатели "Вкл. питания" и "Вкл. ЛПМ" в положение "Включено" и убедиться в мигании светосигнализатора.

При обнаружении отказа аппаратуры в полете сделать в бортжурнале запись об отказе и доложить диспетчеру аэропорта.

После посадки и окончания пробега самолета выключатели "Вкл. питание" и "Вкл. ЛПМ" установить в положение "Выключено".

6.15. СВЕТОСИГНАЛЬНОЕ И ОСВЕТИТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Назначение

Система светосигнального и осветительного оборудования самолета предназначена для обеспечения возможности выполнения руления, взлета, посадки, обозначения воздушного судна на земле и в полете, а также обеспечения нормальной работы экипажа и комфорта для пассажиров.

Внешнее светосигнальное и осветительное оборудование включает в себя: посадочно-рулежные фары (АПРФ), аэронавигационные огни (АНО) и огни предупреждения столкновения (проблесковые маяки).

Внутреннее светосигнальное и осветительное оборудование предназначено для выдачи информации в виде световых сигналов, а осветительное — для освещения кабины членов экипажа, пассажирских салонов и служебных помещений.

Эксплуатация системы светосигнального и осветительного оборудования

Условия работы	Необходимые действия
Ночные полеты	
Предполетный осмотр	Убедиться в отсутствии повреждений стекол АПРФ, АНО, проблесковых маяков, стекол плафонов, светосигнальных табло, кабинных светильников местного освещения. Проверить, находятся ли выключатели АНО, АПРФ, проблесковых маяков и другие переключатели светосигнального оборудования в положении "Выключено".
Перед выруливанием	Необходимо: — включить кабинные светильники белого света в кабине экипажа и проверить их исправность; — установить переключатель режимов работы светосигнальных табло "День/ночь" в положение "Ночь"; — поворотом колпачков светосигнальных арматур вправо до отказа уменьшить яркость сигналов; — включить аэронавигационные огни и проверить их исправность; — включить проблесковые маяки и проверить их работу; — проверить исправность каждой посадочно-рулежной фары, для чего выпустить их и включить поочередно рулежный и посадочный свет; — включить освещение приборной доски, выключить кабинные светильники белого света и реостатами отрегулировать яркость красного освещения на приборных досках, щитках и панелях. **Примечания.** Аэронавигационные огни включать днем в условиях плохой и ухудшенной видимости; — включить дежурное освещение салонов; — после запуска двигателей включить проблесковые маяки и АНО; — включить все салонные светильники пассажирских салонов.



Окончание таблицы

Условия работы	Необходимые действия
Руление	Перед выруливанием выпустить АПРФ и включить рулежный свет.
	Примечание. При необходимости для просмотра полосы руления разрешается кратковременное включение посадочного света (при этом непрерывное свечение посадочного света АПРФ не должно превышать 5 мин.).
Взлет	На линии предварительного старта убедиться в достаточном освещении приборов. Взлет выполнять с включенным посадочным светом АПРФ, направление при разбеге выдерживать по относительному смещению посадочных огней ВПП. На высоте 50 м или после пролета препятствий выключить и убрать АПРФ.
	С помощью регулировочных реостатов подобрать яркость, необходимую для нормального считывания оцифровки шкал приборов.
Снижение с эшелона	После 4-го разворота выпустить АПРФ. Включение света фар производить на высоте 150-100 м.
	Примечание. При заходе на посадку в снегопад, дождь, и т.п. при включении АПРФ возникает так называемый "световой экран", мешающий пилотированию самолета. В этом случае (на усмотрение КВС) рекомендуется периодически включать и выключать свет АПРФ и производить посадку самолета при наиболее благоприятных условиях посадочного освещения для данных условий или уйти на запасный аэродром.
Руление после посадки	Выключить посадочный свет. Включить рулежный свет АПРФ.
	Примечание. При необходимости допускается использование света посадочных нитей АПРФ, однако при этом продолжительность свечения посадочных нитей АПРФ не должна превышать 5 мин.
На месте стоянки	После останова двигателей выключить:
	— аэронавигационные огни (АНО);
	— проблесковые маяки;
	— систему освещения приборов, пультов и щитков управления;
	— рулежный свет и убрать АПРФ;
	— салонные светильники пассажирских салонов.
	Включить дежурное освещение.

Раздел 7

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ



СОДЕРЖАНИЕ

7.1. Общие сведения ... **3**

7.1.1. Применение летных характеристик ... **3**
7.1.2. Принятые определения ... **3**
7.1.3. Поправка на высоту полета ... **7**
7.1.4. Аэродинамическая поправка на скорость полета ... **9**
7.1.5. Скорости сваливания на режиме малого газа ... **9**

7.2. Взлетные характеристики ... **11**

7.2.1. Общие сведения ... **11**
7.2.2. Скорости на взлете ... **11**
7.2.3. Максимально допустимая взлетная масса в зависимости от условий старта ... **11**
7.2.4. Максимально допустимая взлетная масса в зависимости от длины ВПП+КПБ и условий на старте ... **16**

7.3. Чистая траектория набора высоты ... **22**

7.3.1. Общие сведения ... **22**
7.3.2. Чистая траектория набора высоты — 2-й этап ... **22**
7.3.3. Чистая траектория набора высоты — 3-й этап ... **26**
7.3.4. Чистая траектория набора высоты — 4-й этап ... **26**
7.3.5. Чистая траектория набора высоты — 5-й этап ... **26**
7.3.6. Чистая траектория набора высоты — 6-й этап ... **31**
7.3.7. Радиусы установившихся виражей ... **31**
7.3.8. Горизонтальная дистанция на вираже. Время виража ... **31**
7.3.9. Чистый градиент набора высоты по маршруту ... **31**

7.4. Посадочные характеристики ... **37**

7.4.1. Общие сведения ... **37**
7.4.2. Скорости на посадке ... **37**
7.4.3. Максимально допустимая посадочная масса ... **37**
7.4.4. Максимальная посадочная масса в зависимости от высоты расположения аэродрома и температуры воздуха, ограниченная по набору высоты при уходе на второй круг ... **37**
7.4.5. Максимальная посадочная масса, ограниченная располагаемой длиной ВПП ... **37**

7.5. Характеристики полета по маршруту ... **41**

7.5.1. Расчет наивыгоднейшего режима полета ... **41**
7.5.2. Характеристики набора высоты и снижения ... **44**
7.5.3. Характеристики горизонтального полета ... **57**
7.5.4. Определение количества заправляемого топлива и коммерческой загрузки ... **69**

7.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Приведенные в разд. 7 летные характеристики позволяют экипажу самолета получить необходимую информацию для обеспечения безопасности полета.

7.1.1. ПРИМЕНЕНИЕ ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

Летные характеристики, приведенные на графиках, не применяются:

— если масса самолета превышает максимально допустимую (взлетную или посадочную) для соответствующей высоты расположения аэродрома, температуры воздуха, ветра и других учитываемых условий для рассматриваемого случая;

— если величины с графиков определяются экстраполяцией за пределами диапазона, приведенного на графиках. При температуре воздуха и высотах ниже приведенного на графиках диапазона характеристики должны приниматься для наименьшей, имеющейся на графике температуры воздуха и высоты расположения аэродрома.

7.1.2. ПРИНЯТЫЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Ветер — это фактическая скорость продольной составляющей ветра в м/с. График перевода скорости ветра в продольную составляющую ветра приведен на рис. 7.1.

Примечание. При определении взлетно-посадочных характеристик влияние ветра учтено с коэффициентами: 0,5 — при встречном ветре, 1,5 — при попутном ветре.

Температура воздуха — это температура невозмущенного воздуха вблизи самолета, может быть замерена или принята по метеосводке.

Высота расположения аэродрома — это высота по стандартной атмосфере (СА), соответствующая давлению на данном аэродроме. График перевода барометрического давления в высоту расположения аэродрома приведен на рис. 7.2.

Градиент набора высоты — это тангенс угла наклона траектории при наборе высоты, выраженный в процентах. В летных характеристиках рассматривают полный градиент (фактический осредненный) и чистый градиент (фактический, уменьшенный на допуск 0,9%, учитывающий отклонения от стандартной методики пилотирования и другие факторы, уменьшающие градиент).

Уклон ВПП — это тангенс угла наклона аэродрома относительно горизонта, выраженный в процентах.

Скорость сваливания (V_C) — это минимальная скорость, которая определяется началом сваливания самолета при заданных конфигурациях самолета, его полетной массе и режиме работы двигателей.

Полный градиент набора — предельно достижимое на самолете в рассматриваемых эксплуатационных условиях значение градиента набора высоты.

Чистый градиент набора — наиболее вероятное для данного самолета значение градиента набора. Он принимается равным соответствующему полному градиенту набора высоты, уменьшенному на 0,9%.

Чистая траектория начального набора высоты — это траектория, построенная по чистому градиенту набора.

Располагаемая длина разбега — это длина ВПП, уменьшенная на длину участка выруливания после установки самолета в положение, необходимое для начала разбега.

Потребная длина разбега — это сумма длин разбега и расстояния по горизонтали от точки отрыва самолета до точки, расположенной на равном расстоянии между точкой отрыва и точкой на траектории, находящейся на H=10 м при продолженном взлете, или длина прерванного взлета (при распознании отказа



двигателя на скорости принятия решения V_1, определяемой по графику на рис. 7.9. по линии ВПП).

Располагаемая длина взлетной дистанции — это сумма длин ВПП и КПБ в направлении взлета, уменьшенная на длину участка выруливания после установки самолета в положение, необходимое для начала разбега. Потребная длина взлетной дистанции равна длине продолженного взлета до достижения высоты 10 м (над уровнем ВПП в точке отрыва самолета) с одновременным разгоном до скорости V_2 или длине прерванного взлета (при распознавании отказа двигателя на скорости принятия решения V_1, определяемой по графику на рис. 7.9 по линии ВПП+КПБ).

Потребная посадочная дистанция — это фактическая посадочная дистанция при сухой ВПП, умноженная на коэффициент 1,5.

Фактическая посадочная дистанция — это сумма длин горизонтальной проекции траектории движения самолета при посадке на горизонтальную ВПП с высоты 15 м (над уровнем ВПП в точке касания) до полной его остановки.

Располагаемая посадочная дистанция — это длина ВПП, которая должна обеспечивать (быть не менее длины) потребную посадочную дистанцию.

V_1 — это скорость принятия решения;
V_2 — это безопасная скорость взлета, т.е. скорость самолета, достигаемая на первом этапе взлета, и выбираемая таким образом, чтобы обеспечить безопасное получение нормируемых характеристик взлета самолета (градиент набора высоты, дистанция продолженного взлета и др.);
$V_{п.ст.}$ — это скорость подъема передней стойки шасси, т.е. скорость начала увеличения тангажа на разбеге для обеспечения отрыва самолета;
V_3 — это скорость начала изменения положения механизации;
V_4 — это скорость начала набора высоты (в конце взлетной дистанции);
$V_{вк\ п}$ — это скорость пересечения входной кромки ВПП при нормальной работе всех двигателей;
$V_{вк_{п-1}}$ — это скорость пересечения входной кромки ВПП с одним неработающим двигателем;
$V_п$ — это посадочная скорость самолета.

Полная взлетная дистанция — это расстояние по горизонтали, проходимое самолетом от момента страгивания с линии старта до момента набора высоты 400 м. Полная взлетная дистанция охватывает этап разбега и четыре этапа воздушного участка.

Участок начального набора высоты — это участок полной взлетной дистанции, начинающейся от момента набора высоты 10 м (над уровнем ВПП в точке отрыва самолета) с одновременным достижением скорости V_2 и простирающийся до конца полной взлетной дистанции.

Взлетная дистанция — это расстояние по горизонтали, проходимое самолетом от момента страгивания с линии старта до момента набора высоты 10 м, характеризующее взлет самолета.

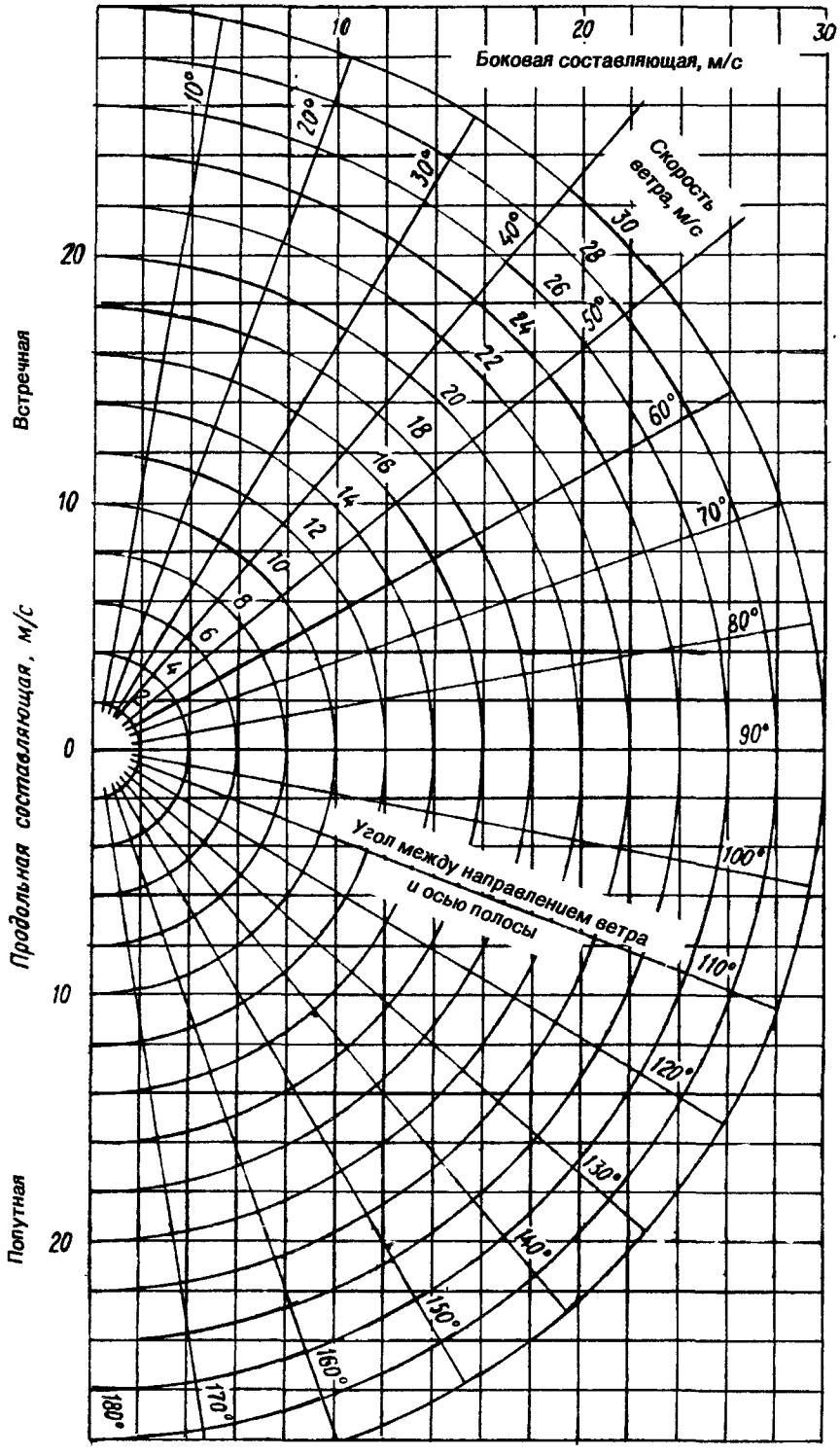


Рис. 7.1. Составляющие ветра

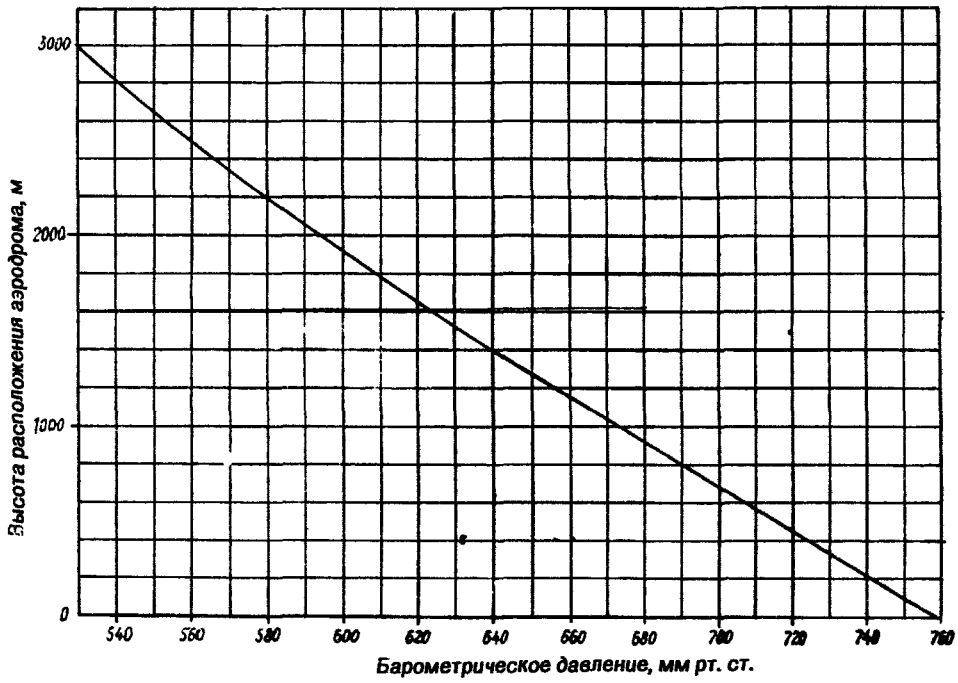


Рис. 7.2. Перевод барометрического давления в высоту расположения аэродрома

7.1.3. ПОПРАВКА НА ВЫСОТУ ПОЛЕТА

Таблица 7.1

Аэродинамическая поправка к показаниям высотомеров самолета Як-40

Заданная высота эшелона, м	Приборная скорость, км/ч	Аэродинамическая поправка к приемникам пилотов, м
600	380	—5
900	380	—5
1200	380	—10
1500	380	—10
1800	380	—10
2100	380	—10
2400	380	—10
2700	380	—10
3000	380	—10
3300	380	—10
3600	380	—10
3900	410	—10
4200	410	—10
4500	405	—10
4800	400	—10
5100	395	—10
5400	390	—10
5700	390	—10
6000	385	—10
6600	385	—10
7200	385	—10
7800	385	—10
8100	385	—10

Аэродинамические поправки по скорости практически не меняются.

Таблица 7.2

Аэродинамические поправки к показаниям высотомера самолета Як-40К (приемники статического давления расположены в районе между шп. №11 и 12 и стрингерами № 18 и 19)

Высота эшелона $H_{эш}$, м	Приборная скорость $V_{пр}$, км/ч				
	250	300	350	400	450
	Аэродинамические поправки H_a, м				
600	—15	—25	—30	—35	—50
900	—15	—25	—30	—40	—50

Окончание табл. 7.2

Высота эшелона $H_{эш}$, м	Приборная скорость $V_{пр}$, км/ч				
	250	300	350	400	450
	Аэродинамические поправки H_a, м				
1200	—20	—25	—30	—40	—50
1500	—20	—25	—30	—40	—55
1800	—20	—25	—30	—40	—55
2100	—20	—25	—35	—45	—55
2400	—20	—25	—35	—45	—60
2700	—20	—30	—35	—45	—60
3000	—20	—30	—35	—45	—60
3300	—20	—30	—35	—50	—65
3600	—25	—30	—40	—50	—65
3900	—25	—30	—40	—50	—70
4200	—25	—35	—40	—55	—70
4500	—25	—35	—40	—55	—70
4800	—25	—35	—45	—55	—75
5100	—25	—35	—45	—60	—75
5400	—30	—35	—45	—60	—80
5700	—30	—40	—50	—65	—80
6000	—30	—40	—50	—65	—85
6300	—30	—40	—50	—65	—85
6600	—30	—45	—55	—70	—90
6900	—35	—45	—55	—70	—95
7200	—35	—45	—60	—75	—100
7500	—35	—50	—60	—80	—100
7800	—35	—50	—60	—80	—105
8100	—40	—50	—65	—80	—110
8400	—40	—50	—65	—85	—110
8700	—40	—55	—70	—90	—115
9000	—40	—55	—70	—90	—120

Аэродинамические поправки основных приемников статического давления самолетов Як-40 и Як-40К практически не отличаются от аэродинамических поправок резервных приемников статического давления.

В случае переключения питания анероидных-мембранных приборов на резервный приемник статического давления высоту полета выдерживать по бортовой таблице показаний высотомеров, составленной для основной статики.

Таблица 7.3

Аэродинамические поправки к показаниям высотомера самолета Як-40К (ПСД в районе шп. № 11 и 12 и стрингеров № 18 и 19) при выпущенных шасси и закрылках

Наименование приемника статического давления	Положение закрылков шасси	Приборная скорость $V_{пр}$, км/ч			
		190	200	250	300
		Аэродинамические поправки H_a, м			
Приемники статического давления КВС и второго пилота	$\delta_З$=20°, шасси выпущено	—	—13	—16	—20
	$\delta_З$=35°, шасси выпущено	—10	—10	—10	—

На самолетах Як-40К, оборудованных приемниками статического давления, расположенными в районе между шп. № 14 и 15 и стрингерами № 25 и 26, аэродинамические поправки не учитывать.

Для высотомеров ВД-10К учитывать только инструментальные поправки.

7.1.4. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ПОПРАВКА НА СКОРОСТЬ ПОЛЕТА

Аэродинамические поправки к указателям скорости самолетов Як-40 в эксплуатационном диапазоне скоростей практически постоянны и равны - 3 км/ч, а для самолетов Як-40К - см. табл. 7.4.

7.1.5..СКОРОСТИ СВАЛИВАНИЯ НА РЕЖИМЕ МАЛОГО ГАЗА

На рис. 7.3. приведены скорости сваливания на режиме малого газа в зависимости от полетной массы самолета для различных положений закрылков. Скорости сваливания получены на основании результатов испытаний самолета на больших углах атаки.

Таблица 7.4

Аэродинамические поправки к указателям скорости самолета Як-40К с приемниками статического давления, расположенными в районе шп. № 11 и 12 и стрингеров № 18 и 19

Наименование приемников статического давления	Положение закрылков и шасси	Приборная скорость Vпр, км/ч						
		190	200	250	300	350	400	450
		Аэродинамические поправки ΔV_a, км/ч						
Приемники статического давления КВС и второго пилота	$\delta_з$=0°, шасси убрано	—	—	—8	—	—9	—11	—12
	$\delta_з$=20°, шасси выпущено	—	—8	—8	—8	—	—	—
	$\delta_з$=35°, шасси выпущено	—7	—7	—5	—	—	—	—
Резервный приемник статического давления	$\delta_з$=0°, шасси убрано	—	—	—7	—6	—8	—9	—11
	$\delta_з$=20°, шасси выпущено	—	—9	—8	—7	—	—	—
	$\delta_з$=35°, шасси выпущено	—9	—	—5	—	—	—	—

7.2. ВЗЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

7.2.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

В данном подразделе представлен материал, позволяющий определять допустимую взлетную массу для фактических условий взлета, а также всю необходимую информацию, обеспечивающую установленный уровень безопасности при выполнении взлета с учетом отказа бокового двигателя на ИВПП и ГВПП:

— скорость принятия решения;
— скорость подъема передней стойки шасси;
— безопасную скорость взлета;
— скорости набора на различных этапах взлета;
— данные для построения чистой траектории набора высоты для определения высоты над препятствием.

7.2.2. СКОРОСТИ НА ВЗЛЕТЕ

На рис. 7.4 показаны скорость, на которой производится подъем передней стойки шасси $V_{п.ст}$ и безопасная скорость взлете V_2 в зависимости от взлетной массы самолета.

На рис. 7.5 показаны скорости в начале изменения положения механизации V_3 и скорость начального набора взлета V_4 с убранными закрылками при одном отказавшем двигателе.

7.2.3. МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМАЯ ВЗЛЕТНАЯ МАССА В ЗАВИСИМОСТИ ОТ УСЛОВИЙ СТАРТА

7.2.3.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Максимальная взлетная масса ограничивается:

— требованиями к градиенту набора высоты на третьем этапе взлета (см. 7.2.3.2) [после отрыва, уборки шасси и достижения высоты 10 м с одновременным разгоном до скорости V_2];
— располагаемыми длинами аэродрома в конкретных условиях старта (см. 7.2.4);
— возможностью полета над препятствиями (см. 7.3).

За максимальную взлетную массу должна быть принята наименьшая из величин максимальных взлетных масс, определенная из перечисленных условий.

Для окончательно выбранной взлетной массы должна быть определена вся необходимая информация по скоростям на взлете.

7.2.3.2. МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМАЯ ВЗЛЕТНАЯ МАССА, ОГРАНИЧЕННАЯ ТРЕБОВАНИЯМИ К ГРАДИЕНТУ НАБОРА ВЫСОТЫ НА ТРЕТЬЕМ ЭТАПЕ ВЗЛЕТА

На рис. 7.6 представлена номограмма, позволяющая определить максимально допустимую взлетную массу из условия обеспечения нормируемого градиента набора 2,4% при отказе двигателя на взлете.

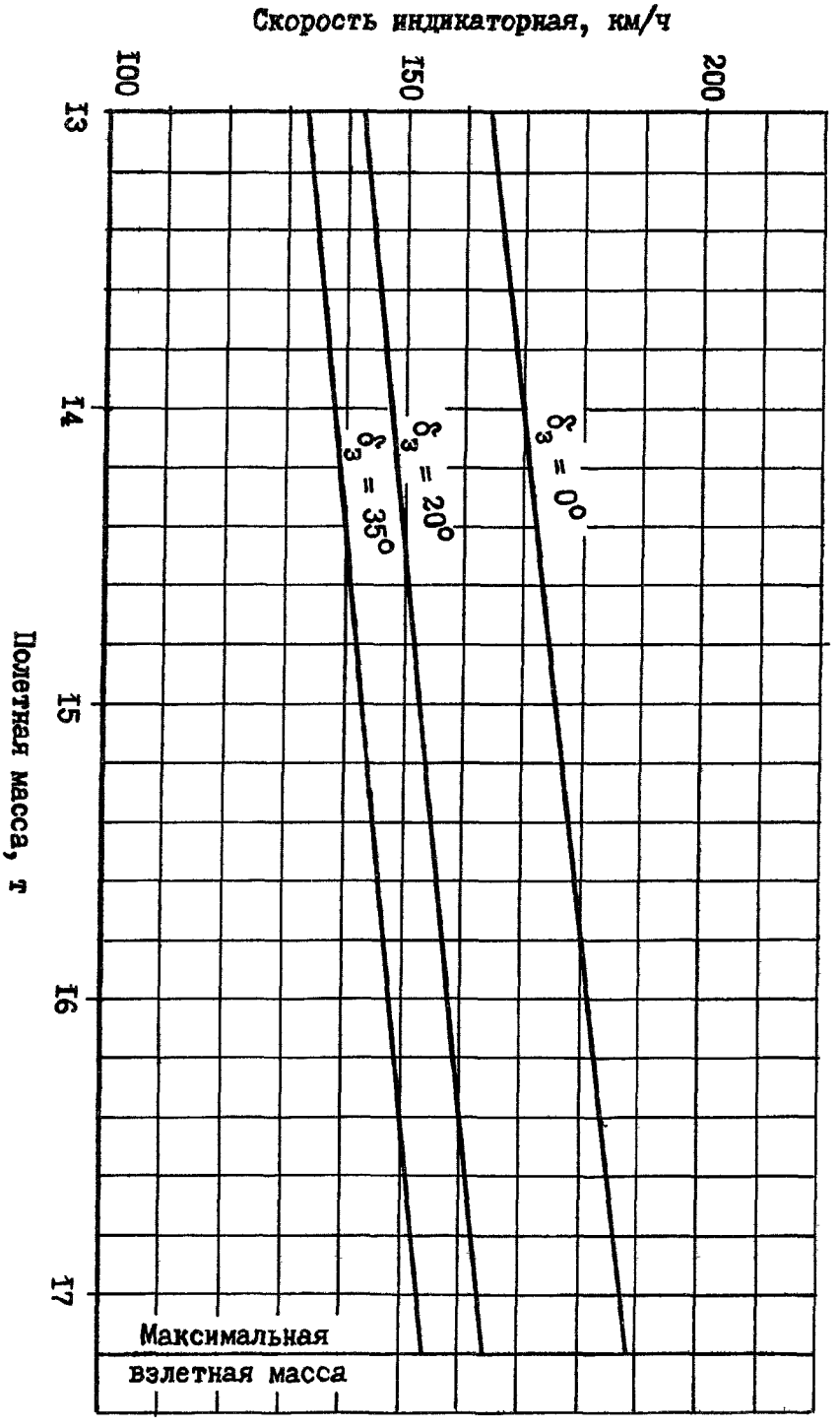


Рис. 7.3. Скорости сваливания на режиме малого газа

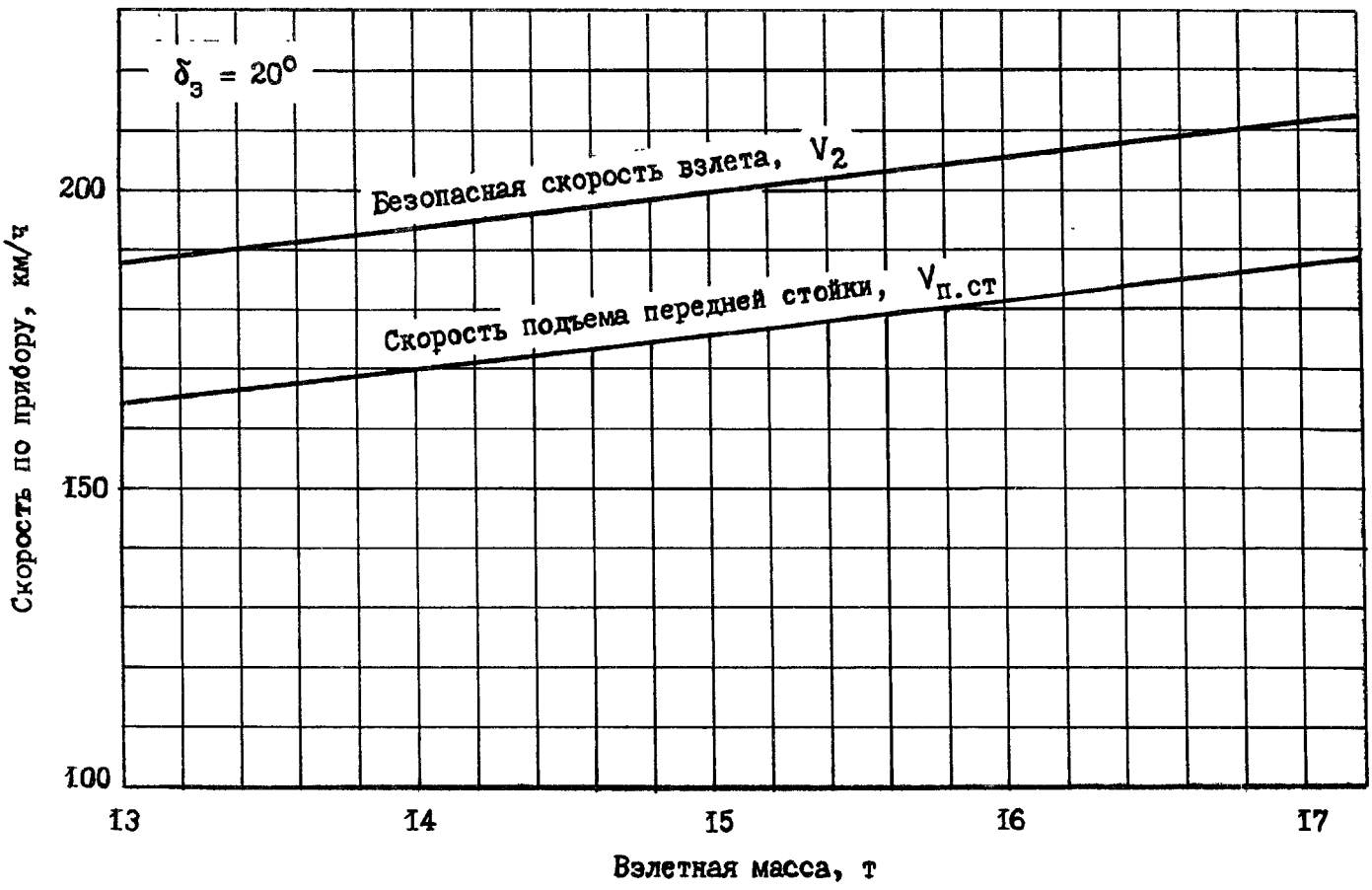


Рис. 7.4. Скорости подъема передней стойки и безопасная скорость взлета

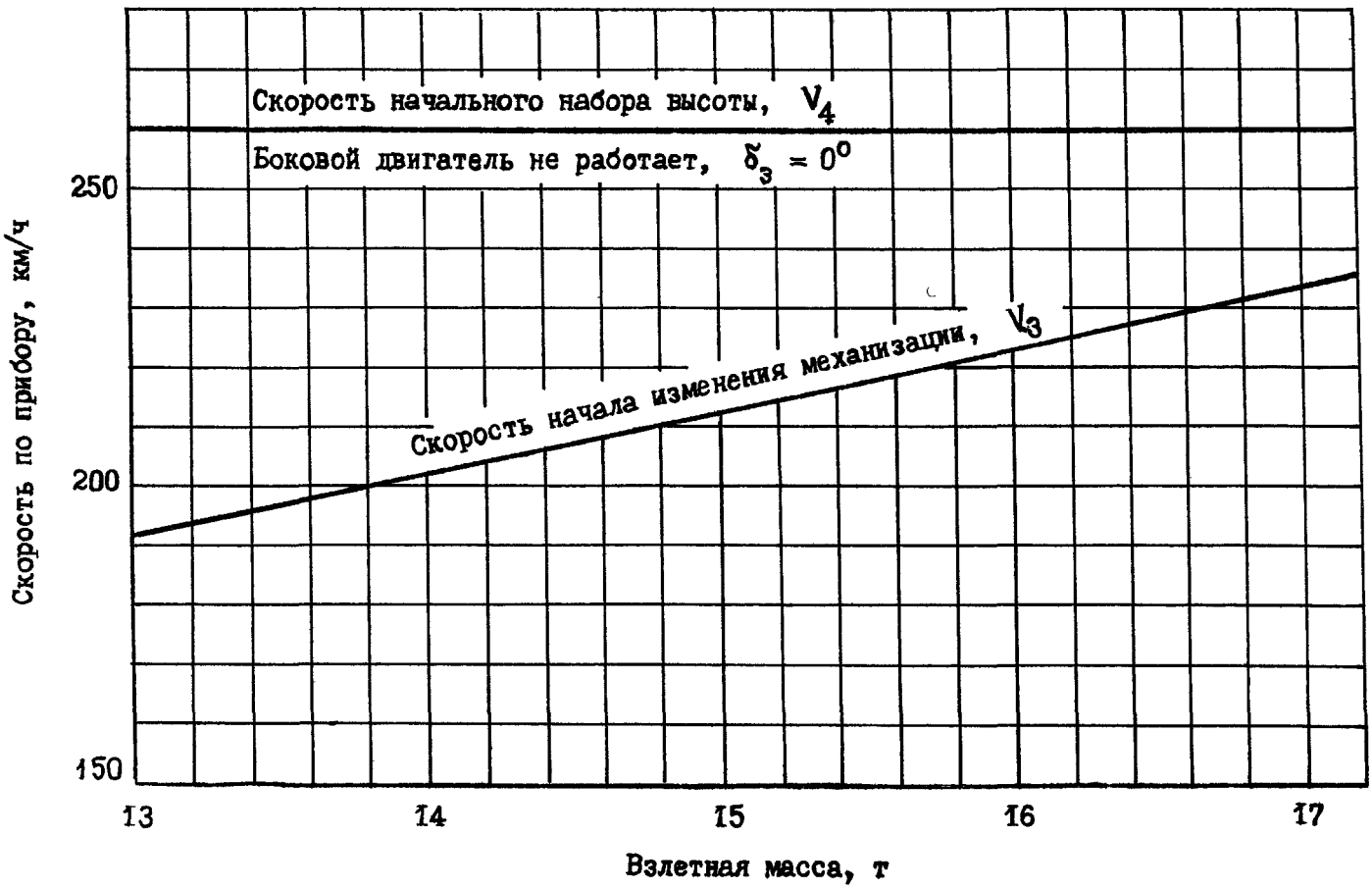


Рис. 7.5. Скорости на взлете и при начальном наборе высоты

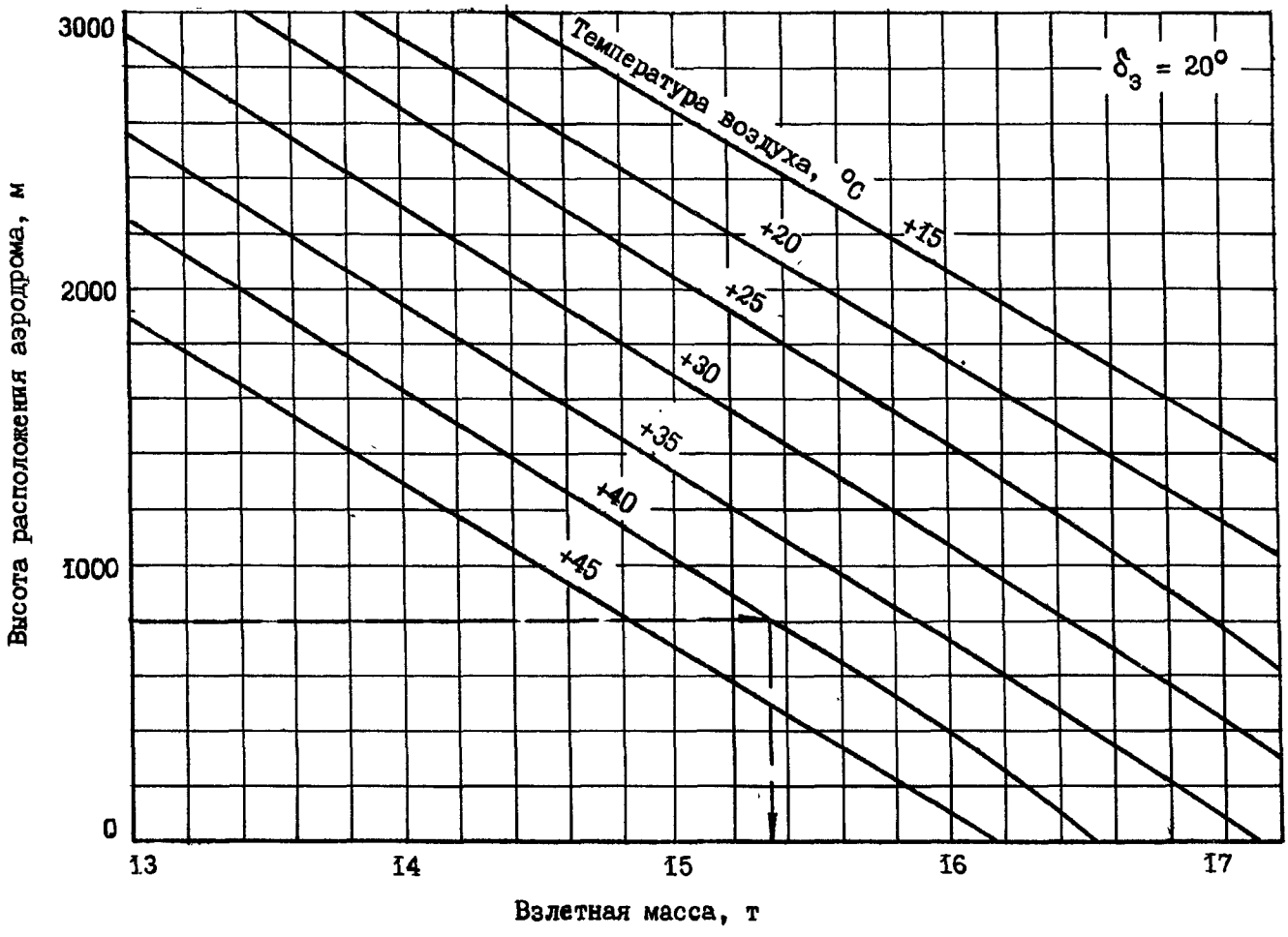


Рис. 7.6. Максимальная взлетная масса в зависимости от температуры воздуха и высоты расположения аэродрома

III этап

Нормируемый градиент набора высоты 2,4%.
Закрылки выпущены на 20°.
Шасси убрано.
Один двигатель не работает.
Режим двух работающих двигателей взлетный .

Условия, принятые при построении номограммы:

Режим работы двигателей ..... два двигателя работают на взлетном режиме, один двигатель не работает
Закрылки ..... 20^{o}
Шасси ..... убрано
Скорость ..... V_2
Нормируемый градиент набора высоты 2,4%

Пример пользования номограммой показан пунктирной линией со стрелками.

7.2.4. МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМАЯ ВЗЛЕТНАЯ МАССА В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ДЛИНЫ ВПП+КПБ И УСЛОВИЙ НА СТАРТЕ

7.2.4.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Представленные номограммы позволяют определить максимально допустимую взлетную массу, исходя из условий достаточности располагаемых дистанций разбега и прерванного взлета при отказе двигателя, а также значения скорости принятия решения V_1 при взлете с ИВПП и ГВПП при условной прочности грунта более 10 кг/см^2 (см. 7.2.4.2.).

Определение максимально допустимой взлетной массы при эксплуатации самолета с ВПП при условной прочности грунта менее 10 кгс/см^2 (см. 7.2.4.3.)

7.2.4.2. МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМАЯ ВЗЛЕТНАЯ МАССА И СКОРОСТЬ ПРИ ВЗЛЕТЕ С ИВПП И ГВПП ПРИ УСЛОВНОЙ ПРОЧНОСТИ ГРУНТА БОЛЕЕ 10 КГС/СМ^2

Расчет максимально допустимой взлетной массы из условия обеспечения безопасности при отказе двигателя на взлете с ИВПП и ГВПП при условной прочности грунта более 10 кгс/см^2 ведется с помощью графика рис. 7.7 без учета поправок на прочность грунта и табл. 7.5 и показан в примере 7.2.4.4.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ВЗЛЕТНОЙ МАССЕ БОЛЕЕ 16100 КГ И ЦЕНТРОВКЕ МЕНЕЕ 17% САХ $V_{П\cdot СТ}$, ОПРЕДЕЛЕННАЯ ПО РИС. 7.4, ДОЛЖНА БЫТЬ УВЕЛИЧИНА НА 10 КМ/Ч, А РАСПОЛАГАЕМЫЕ ДЛИНЫ РАЗБЕГА (ВПП) И ВЗЛЕТНОЙ ДИСТАНЦИИ (ВПП+КПБ) ПРИ ОПРЕДЕЛЕНИИ МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМОЙ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ ПО РИС. 7.7 — УМЕНЬШЕНЫ НА 70 М.

При этом необходимо выполнить следующие расчеты:

— для стандартных атмосферных условий определить максимально допустимую взлетную массу в зависимости от располагаемой длины взлетной дистанции для прерванного и продолженного взлетов (дистанции прерванного и продолженного взлетов равны между собой и равны ВПП+КПБ за вычетом участка выруливания) (рис. 7.7);

— для стандартных атмосферных условий определить максимально допустимую взлетную массу в зависимости от располагаемой длины разбега, на которой возможно завершение разбега и прерванного взлета (длины разбега и прерванного взлета равны между собой и равны длине ВПП за вычетом участка выруливания) (рис. 7.7);

— из двух полученных значений масс выбрать меньшую и для нее рассчитать поправку по фактическим условиям старта в соответствии с табл. 7.5;

— для рассчитанной максимально допустимой взлетной массы по рис. 7.9 определить скорость принятия решения.

Примечание. При взлете с ИВПП, имеющей коэффициент сцепления менее 0,6, для расчета максимальной взлетной массы за располагаемую длину прерванного взлета необходимо брать фактическую длину ВПП+КПБ-50 м, уменьшенную по графику (см. рис. 7.8) для фактического коэффициента сцепления ВПП.

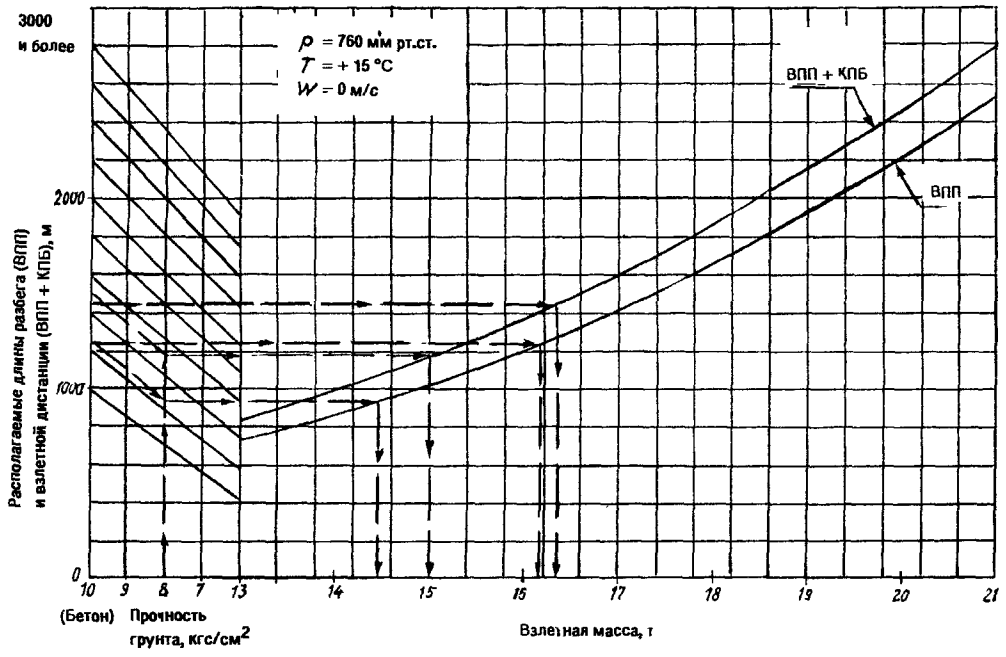


Рис. 7.7. Определение максимально допустимой взлетной массы в условиях СА

При взлете с ИВПП, покрытой слоем воды или слякоти толщиной более 3 мм, за располагаемую длину прерванного взлета необходимо брать фактическую длину ВПП+КПБ-50, уменьшенную по графику рис. 7.8, для коэффициента сцепления ВПП, равного 0,3.

Таблица 7.5

Поправки на отклонения от стандартных атмосферных условий

Поправки	Масса, кг
На 1° температуры воздуха	75
На 1 мм рт. ст. атмосферного давления	10
На 1 м/с скорости ветра	
— встречного (по минимальному значению величины ветра)	120
— попутного (по максимальному порыву)	360

Поправки к предельно допустимой массе, определенной для стандартных условий (см. рис. 7.7), вводятся следующим образом:

— если фактическая температура воздуха выше (ниже) 15°С, то допустимая взлетная масса должна быть уменьшена (увеличена) на величину произведения, полученного от умножения разности температур на указанную в таблице величину поправки;

— если фактическое атмосферное давление ниже (выше) 760 мм рт. ст., то допустимая взлетная масса должна быть уменьшена (увеличена) на величину произведения, полученного от умножения разности давления на указанную в таблице величину поправки;

— допустимая взлетная масса уменьшается (увеличивается) на величину произведения, полученного от умножения поправки на скорость попутного (встречного) ветра.

Скорости принятия решения при этом устанавливаются в соответствии с графиком на рис. 7.9, а скорости $V_{п.ст.}$, V_2 — в соответствии с графиком на рис. 7.4.

7.2.4.3. МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМАЯ ВЗЛЕТНАЯ МАССА И СКОРОСТЬ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЯ V_1 ПРИ ВЗЛЕТЕ С ГВПП (УСЛОВНАЯ ПРОЧНОСТЬ ГРУНТА МЕНЕЕ 10 КГС/СМ^2)

При взлете с ГВПП максимально допустимая взлетная масса определяется, как указано в 7.2.4.2 с помощью графика на рис. 7.7 с учетом поправок на прочность грунта и табл. 7.5.

Скорость принятия решения V_1 при этом устанавливается в соответствии с графиком на рис. 7.9. Скорости $V_{ц.ст.}$, V_2 устанавливаются в соответствии с графиком на рис. 7.4.

7.2.4.4. ПРИМЕРЫ РАСЧЕТА МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМОЙ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ

Пример 1.

Условия старта

Высота расположения аэродрома, м 0
Температура воздуха на аэродроме, °С 25
Продольная составляющая встречного ветра, м/с 5
ИВПП

Заданы следующие располагаемые длины аэродрома:

Длина ИВПП, м 1300
Длина ИВПП+КПБ в направлении взлета, м 1500

Порядок расчета.

1. По графику на рис. 7.6 определяем максимально допустимую взлетную массу по нормируемому градиенту набора высоты 2,4% при $\delta_з$=20°, убранном шасси и взлетном режиме работающих двигателей. Получаем, что ограничение массы при этом наступает при массе, больше установленной для самолета с максимально допустимой взлетной массой 16 160 кг.

2. Допустимая взлетная масса в зависимости от располагаемой длины аэродрома и условий старта определяется следующим образом:

а) по графику на рис. 7.7, начиная отсчет от шкалы располагаемой длины разбега (1300 м - 50 м = 1250 м), находим допустимую взлетную массу в условиях СА для ИВПП $m_{взл.}$= 16 160 кг;

б) по этому же графику на рис. 7.7, начиная производить отсчет от шкалы располагаемой взлетной дистанции (1500 м - 50 м = 1450 м), находим допустимую взлетную массу в условиях СА $m_{взл}$ = 16 360 кг;

в) из двух значений полученных допустимых взлетных масс выбираем наименьшую, т.е. $m_{взл}$ = 16 160 кг;

г) по табл. 7.5 находим поправку на уменьшение максимально допустимой взлетной массы в соответствии с фактическими условиями старта. Из-за более высокой температуры воздуха взлетная масса должна быть уменьшена на величину (25 - 15) 75 кг = 750 кг.

Из-за встречного ветра 5 м/с взлетная масса может быть увеличена на 120 кг · 5= 600 кг.

Максимально допустимая взлетная масса с учетом поправки на фактические условия старта равна:

16 160 кг - 750 кг + 600 кг = 16 010 кг.

Имеем:

— ограничение массы по градиенту набора 16 100 кг;
— ограничение массы по располагаемой длине аэродрома и фактическим условиям старта 16 010 кг.

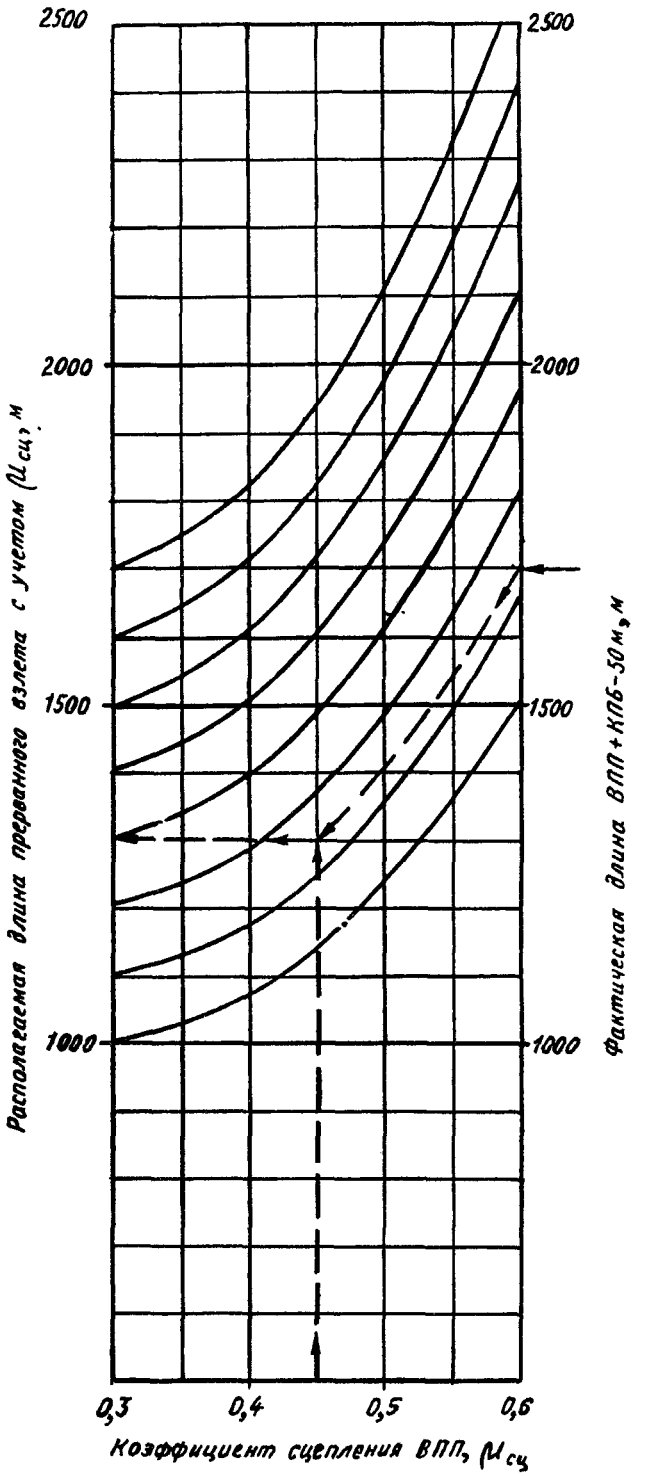


Рис. 7.8. Зависимость располагаемой длины прерванного взлета от коэффициента сцепления ВПП

В этом случае необходимо считать максимально допустимой взлетной массой наименьшую из полученных масс, т.е. 16 010 кг.

3. Далее по графику на рис. 7.9 определяем $m_{взл}$ = 16 010 скорость принятия решения V_1 = 175 км/ч.

По графику на рис. 7.4 определяем для этой же $m_{взл}$ = 16 010 кг скорость подъема передней стойки $V_{п.ст.}$ = 182 км/ч и безопасную скорость взлета V_2 = 205 км/ч.

Пример 2.

Условия старта:

Высота расположения аэродрома, м 500
Температура воздуха на аэродроме, °С 25
Продольная составляющая встречного ветра, м/с 5
ВПП с условной прочностью, кгс/см^2 8

Заданы следующие располагаемые длины аэродрома:

ГВПП, м 1300
ГВПП + КПБ, м 1550

Порядок расчета:

1. По нормируемому градиенту набора высоты 2,4% получаем $m_{взл}$ = 16 100 кг.
2. По располагаемым длинам аэродрома и фактическим условиям старта:
а) по располагаемой длине разбега (1300 м - 50 м = 1250 м) $m_{взл}$ = 14 450 кг;
б) по располагаемой взлетной дистанции (1550 м - 50 м = 1500 м) $m_{взл}$ = 15 000 кг;
в) из двух значений допустимых взлетных масс выбираем наименьшую, т. е. $m_{взл}$ = 14 450 кг;
г) по табл. 7.5. находим, что:

— из-за более высокой температуры воздуха взлетная масса должна быть уменьшена на величину (25 - 15)× 75 кг = 750 кг;

— из-за более низкого давления взлетная масса должна быть уменьшена на величину (760 - 716)× 10 кг = 440 кг;

— из-за встречного ветра 5 м/с взлетная масса может быть увеличена на 120 × 5 кг = 600 кг.

Максимально допустимая взлетная масса с учетом поправки на фактические условия старта равна: 14 450 - (750 + 440) + 600 кг = 13 860 кг.

В результате имеем:

— ограничение массы по градиенту набора 16 100 кг;

— ограничение массы по располагаемым длинам аэродрома и фактическим условиям старта 13 860 кг.

В этом случае необходимо считать максимально допустимой взлетной массой наименьшую из полученных масс, т.е. 13 860 кг.

3. По графику на рис. 7.9 на линии ВПП определяем для $m_{взл}$ = 13 860 кг скорость V_1 = 157 км/ч.
По графику на рис. 7.4 определяем для этой массы скорости $V_{п.ст.}$ = 169 км/ч, V_2 = 193 км/ч.

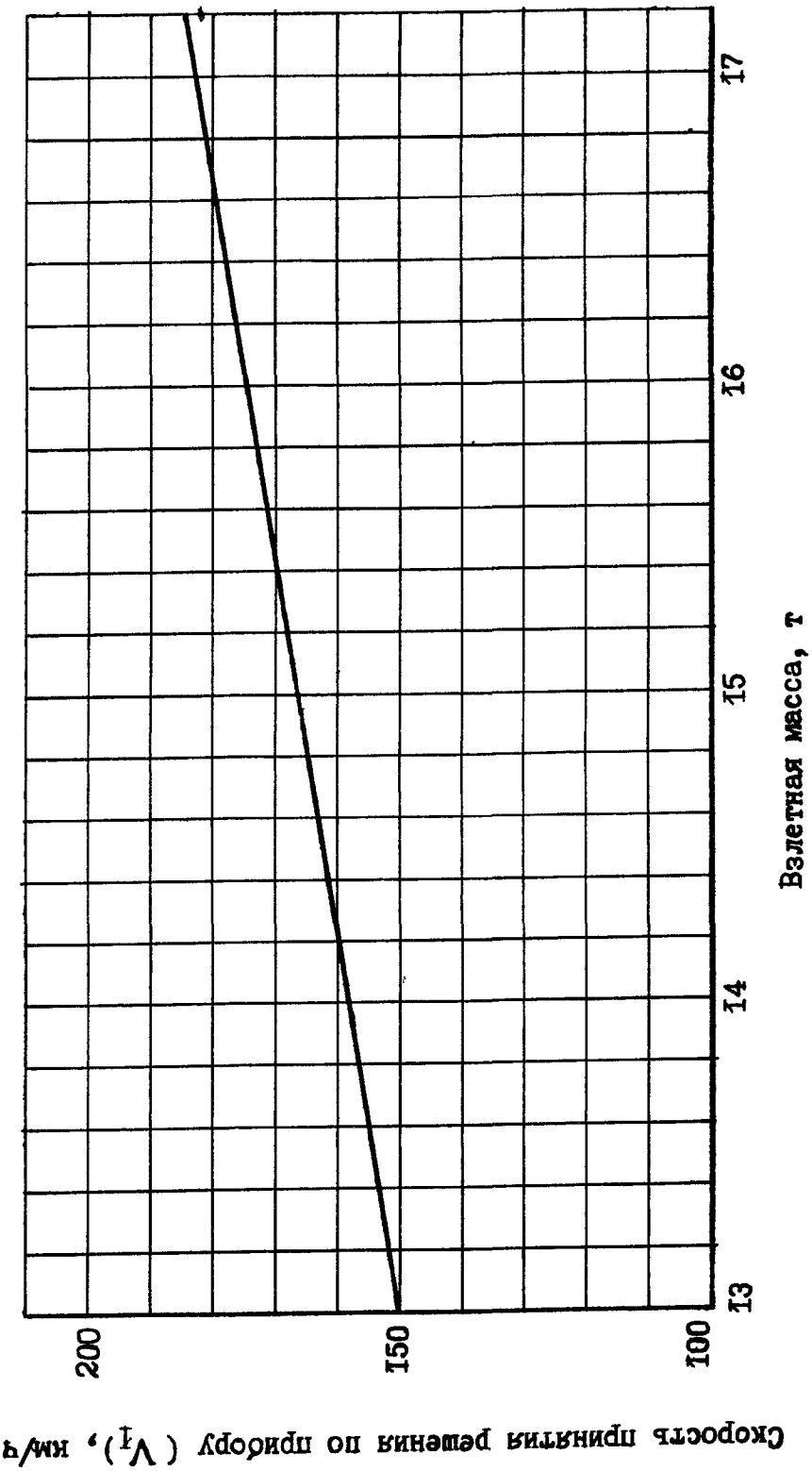


Рис. 7.9. Скорость принятия решения в зависимости от взлетной массы

7.3. ЧИСТАЯ ТРАЕКТОРИЯ НАБОРА ВЫСОТЫ

7.3.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Приведенные номограммы позволяют построить чистую траекторию начального набора высоты при отказе одного двигателя на взлете. Построение чистой траектории необходимо для определения запаса высоты над препятствиями и производится только при наличии препятствий в направлении взлета.

При построении чистой траектории начального набора высоты траектория разбивается на несколько этапов:

— второй этап — набор высоты от 10 м (конец взлетной дистанции) до конца уборки шасси;
— третий этап — набор высоты от момента уборки шасси до высоты 120 м или до высоты преодоления препятствия при выпущенных закрылках;
— четвертый этап — разгон самолета по горизонтали на высоте 120 м и уборка закрылков;
— пятый этап — набор высоты от момента уборки закрылков до высоты 400 м;
— шестой этап — разгон самолета по горизонтали на высоте 400 м до скорости начала набора высоты по маршруту (до эшелона).

При наличии препятствия в направлении взлета вблизи аэродрома набор высоты производить до высоты преодоления препятствия с выпущенными закрылками $\delta_з = 20^0$, на взлетном режиме работающих двигателей. В этом случае чистая траектория набора высоты будет состоять только из второго и третьего этапов.

Пример построения чистой траектории показан на рис. 7.10

Когда все препятствия ниже 400 м и установлено, что траектория набора высоты укладывается в запас высоты пролета над препятствиями, нет необходимости продолжать дальнейшее построение чистой траектории набора высоты.

Когда препятствие выше 400 м, превышение над ним должно быть установлено с помощью характеристик набора по маршруту с одним отказавшим двигателем.

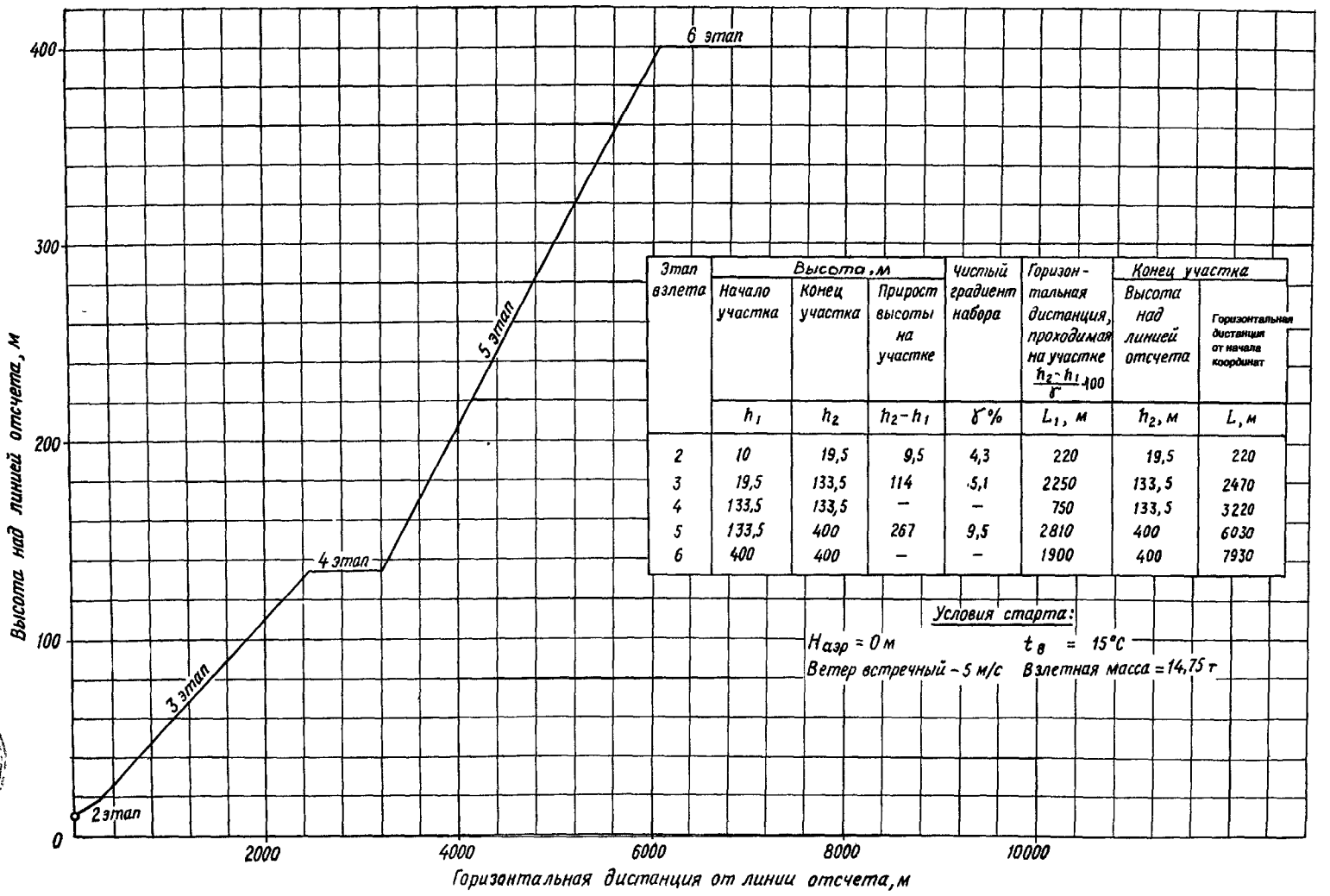
Начало координат — это точка, начиная от которой последовательно отсчитываются координаты точек участков чистой траектории набора высоты. Начало координат совпадает с концом потребной дистанции продолженного взлета (конец КПБ по курсу взлета) и имеет высоту 0 м относительно уровня ВПП в точке отрыва самолета.

7.3.2. ЧИСТАЯ ТРАЕКТОРИЯ НАБОРА ВЫСОТЫ - ВТОРОЙ ЭТАП

На рис. 7.11, 7.12 даны чистый градиент набора высоты и горизонтальная дистанция разгона в зависимости от высоты расположения аэродрома, температуры воздуха, взлетной массы и продольной составляющей скорости ветра.

Режим работы двигателей ..... два двигателя работают на взлетном режиме;
один двигатель не работает
Закрылки ..... 20^0
Шасси ..... убирается
Скорость ..... V_2

Пример пользования номограммой показан пунктирной линией со стрелками.



Этап взлета	Высота, м: Начало участка h_1	Конец участка h_2	Прирост высоты на участке h_2-h_1	Чистый градиент набора δ %	Горизонтальная дистанция, проходимая на участке $\frac{h_2-h_1}{\delta}\cdot 100$, L_1, м	Конец участка: Высота над линией отсчета h_2, м	Конец участка: Горизонтальная дистанция от начала координат L, м
2	10	19,5	9,5	4,3	220	19,5	220
3	19,5	133,5	114	5,1	2250	133,5	2470
4	133,5	133,5	–	–	750	133,5	3220
5	133,5	400	267	9,5	2810	400	6030
6	400	400	–	–	1900	400	7930

Условия старта:
$H_{аэр} = 0$ м $t_в = 15°C$
Ветер встречный – 5 м/с Взлетная масса = 14,75 т

Рис. 7.10. Пример расчета и построения чистой траектории набора высоты

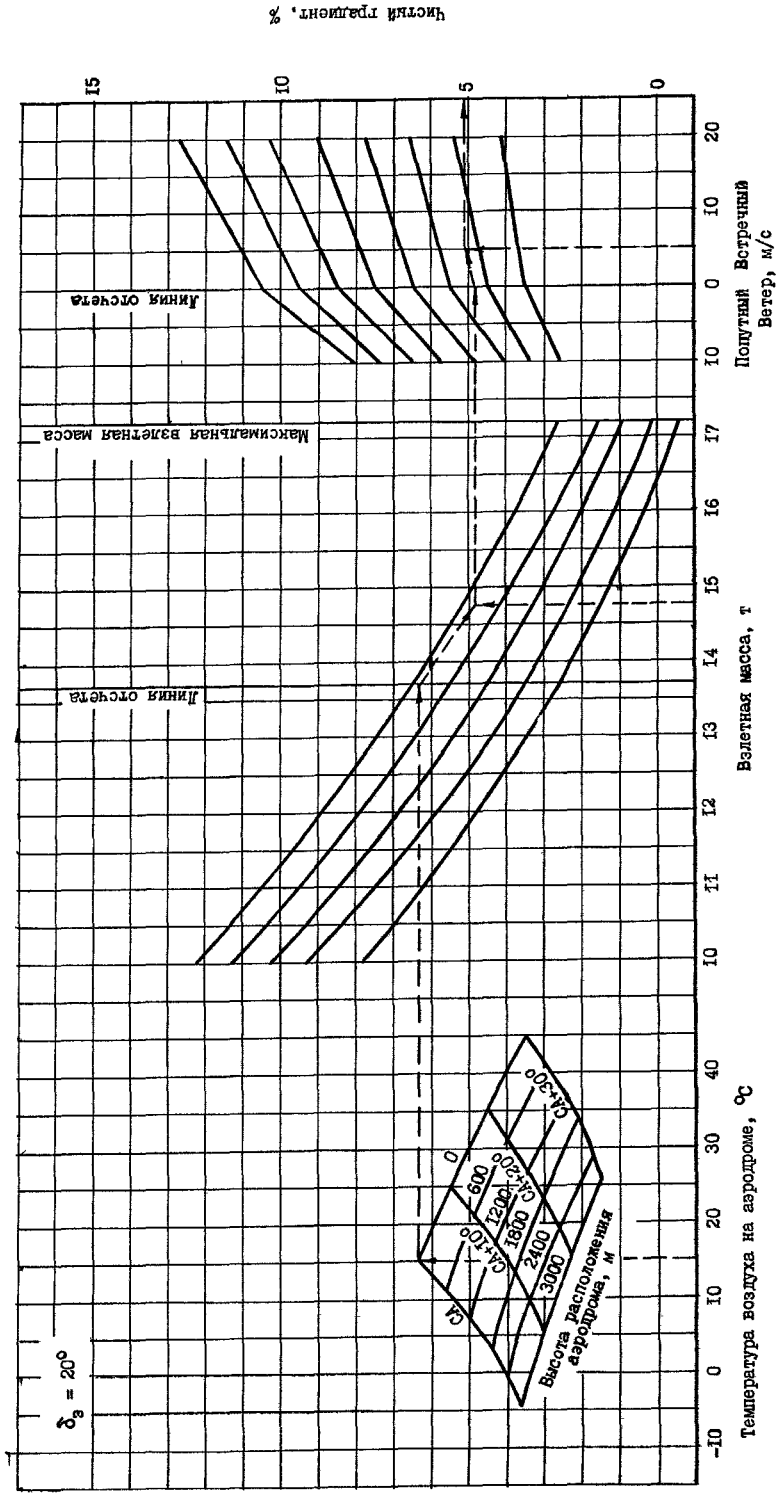


Рис. 7.11. Чистый градиент набора высоты, 2-й этап

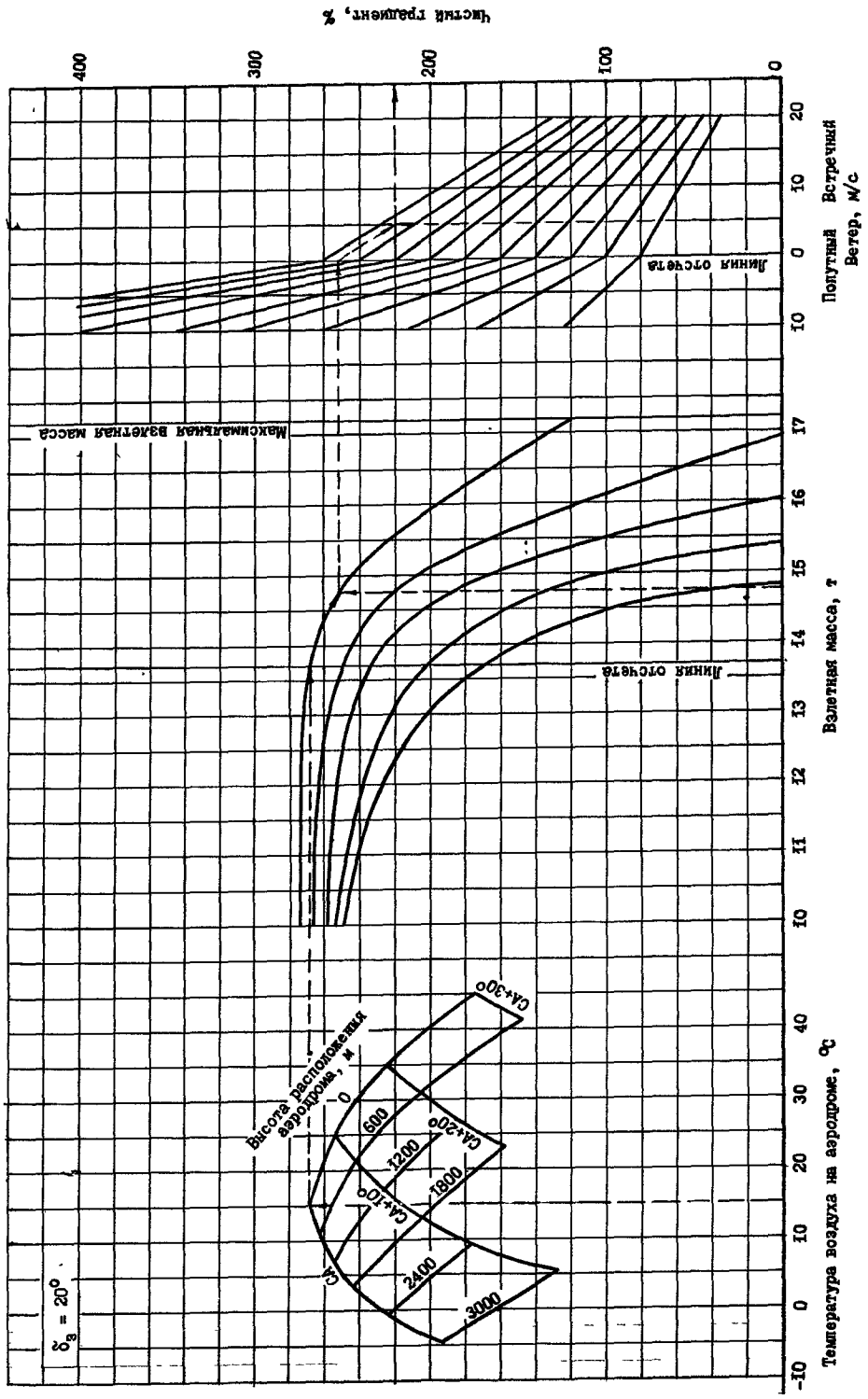


Рис. 7.12. Горизонтальная дистанция, 2-й этап

7.3.3. ЧИСТАЯ ТРАЕКТОРИЯ НАБОРА ВЫСОТЫ — ТРЕТИЙ ЭТАП

На рис. 7.13, 7.14 даны чистый градиент набора высоты и горизонтальная дистанция разгона в зависимости от высоты расположения аэродрома, температуры воздуха, взлетной массы и продольной составляющей скорости ветра.

Режим работы двигателей ..... два двигателя работают на взлетном режиме; один двигатель не работает
Закрылки ..... 20^0
Шасси ..... убрано
Скорость ..... V_2
Высота начала уборки закрылков ..... 120 м

Пример пользования номограммой показан пунктирной линией со стрелками.

7.3.4. ЧИСТАЯ ТРАЕКТОРИЯ НАБОРА ВЫСОТЫ — ЧЕТВЕРТЫЙ ЭТАП

На рис. 7.15 приведена номограмма, позволяющая определить чистую дистанцию в конце горизонтального разгона и уборки закрылков в зависимости от высоты расположения аэродрома, температуры воздуха, взлетной массы и продольной составляющей скорости ветра.

Режим работы двигателей ..... два двигателя работают на взлетном режиме; один двигатель не работает
Закрылки ..... 20^0, убираются
Шасси ..... убрано
Скорость в начале разгона ..... V_2
Скорость в конце разгона ..... V_3
Высота начала уборки закрылков ..... 120 м

Пример пользования номограммой показан пунктирной линией со стрелками.

7.3.5. ЧИСТАЯ ТРАЕКТОРИЯ НАБОРА ВЫСОТЫ — ПЯТЫЙ ЭТАП

На рис. 7.16 дан чистый градиент набора высоты на пятом этапе в зависимости от высоты расположения аэродрома, температуры воздуха, взлетной массы и продольной составляющей скорости ветра.

Режим работы двигателей ..... два двигателя работают на взлетном режиме; один двигатель не работает
Закрылки ..... убраны
Шасси ..... убрано
Скорость ..... 1,15 V_{c1}

Пример пользования номограммой показан пунктирной линией со стрелками.

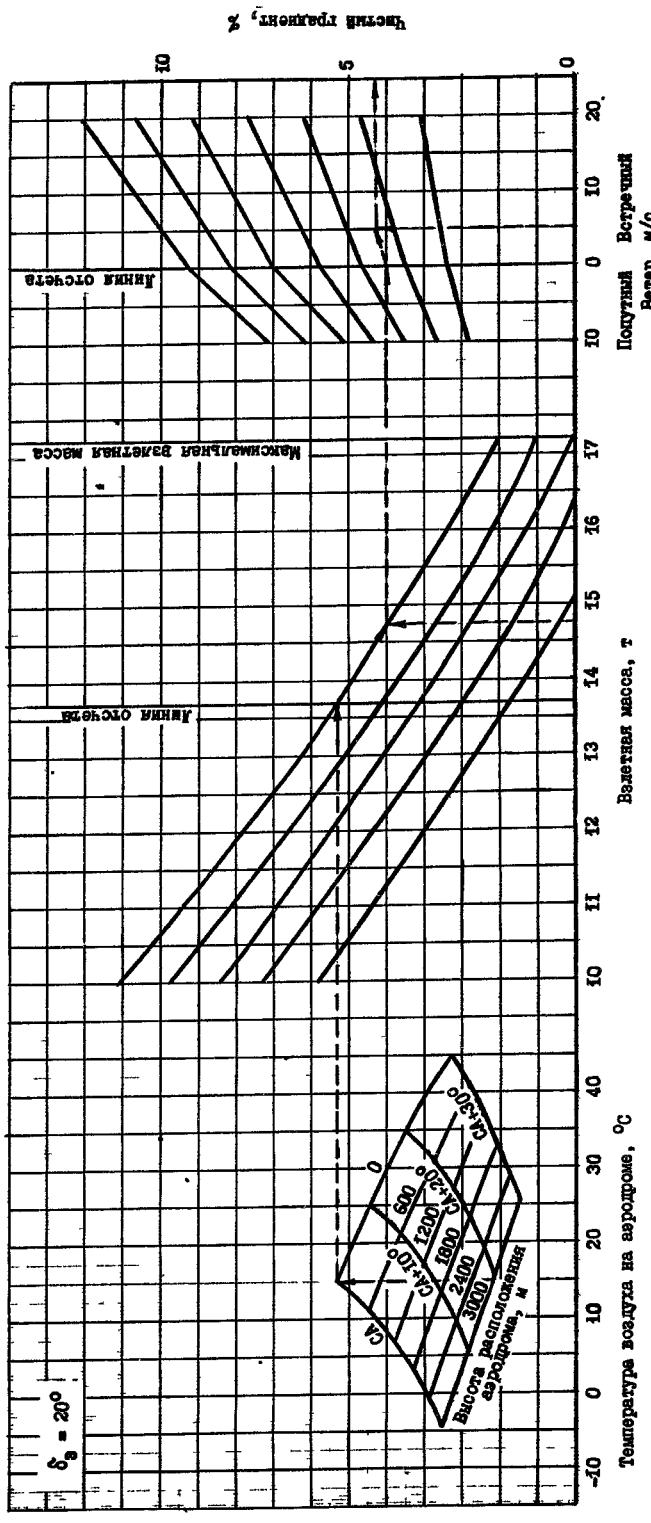


Рис. 7.13. Чистый градиент набора высоты, 3-й этап

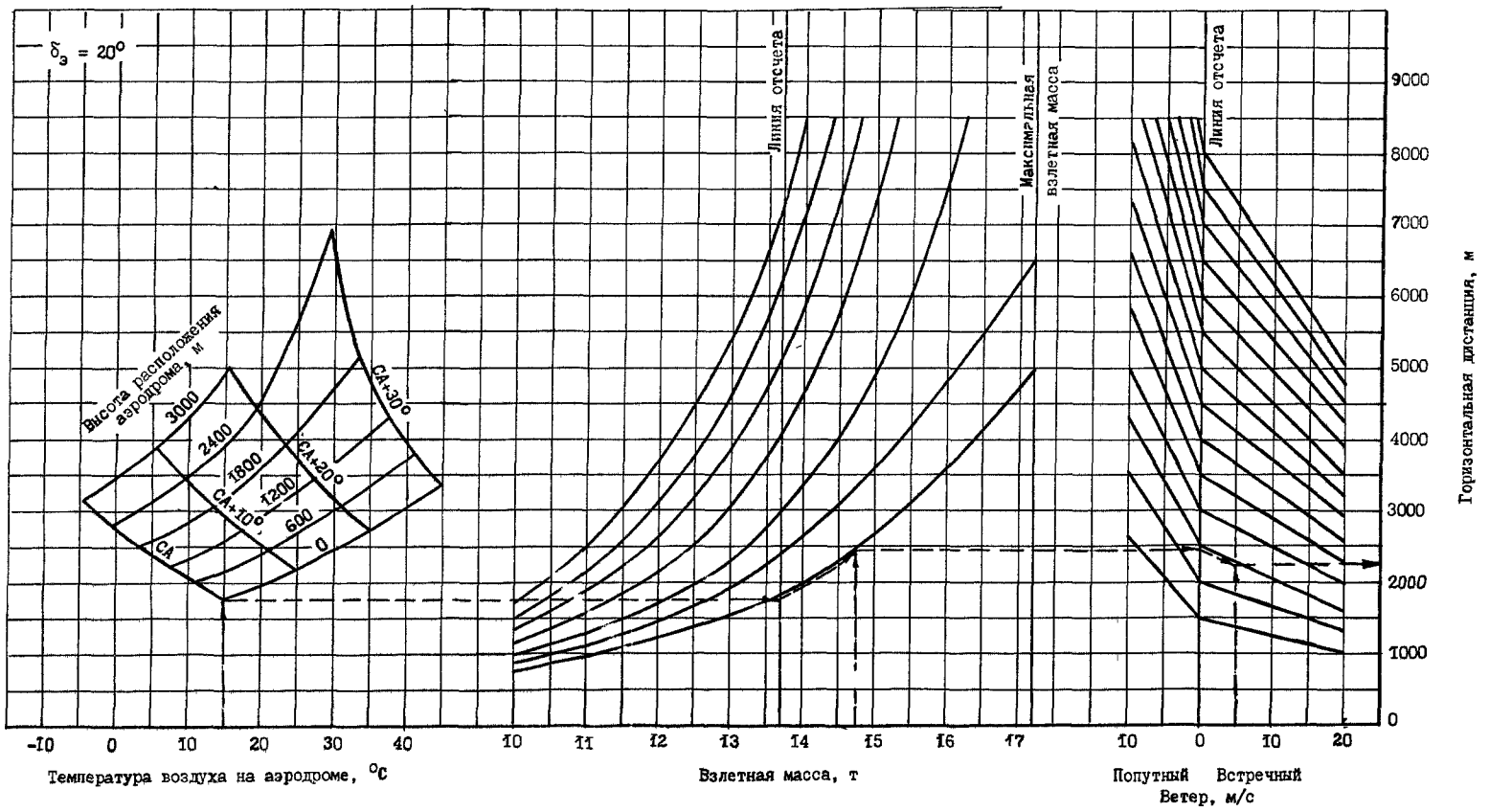


Рис. 7.14. Чистая траектория набора высоты, 3-й этап (горизонтальная дистанция разгона)

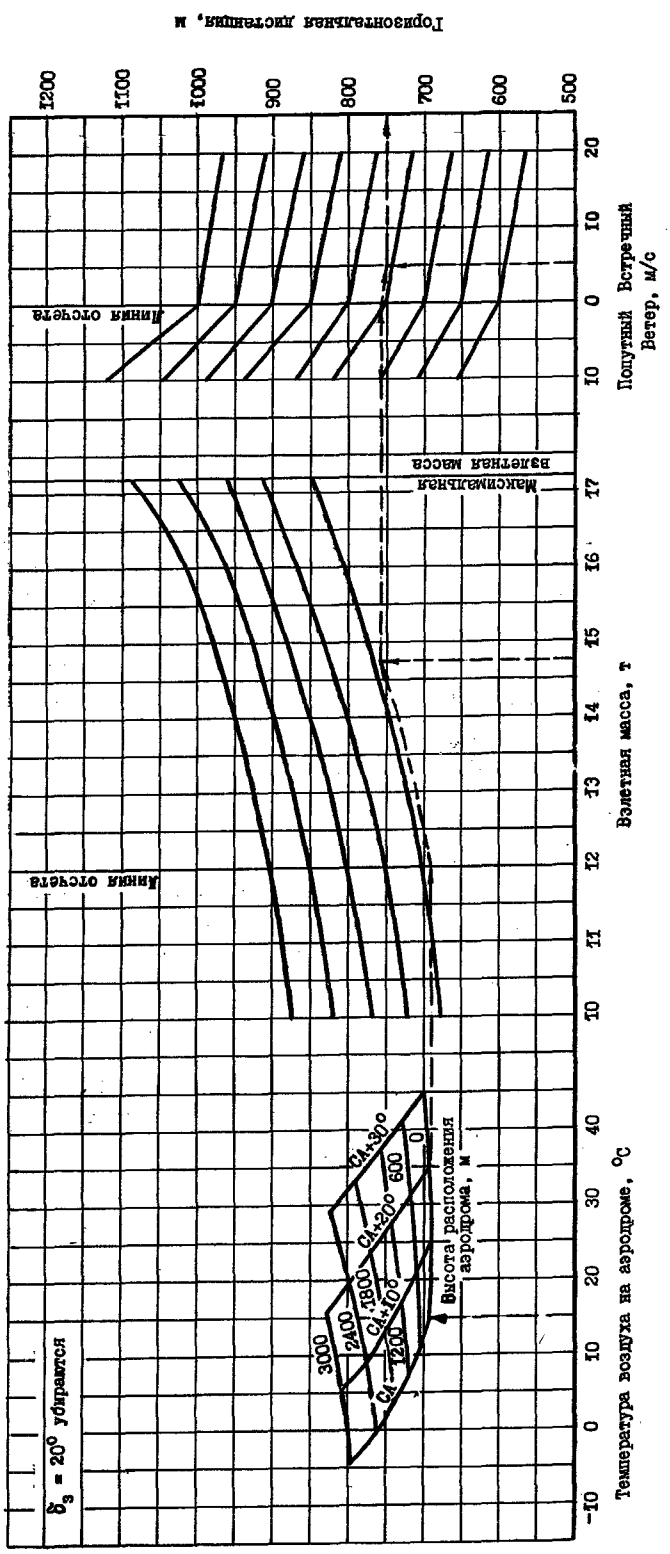


Рис. 7.15. Горизонтальная дистанция разгона и уборки закрылков, 4-й этап

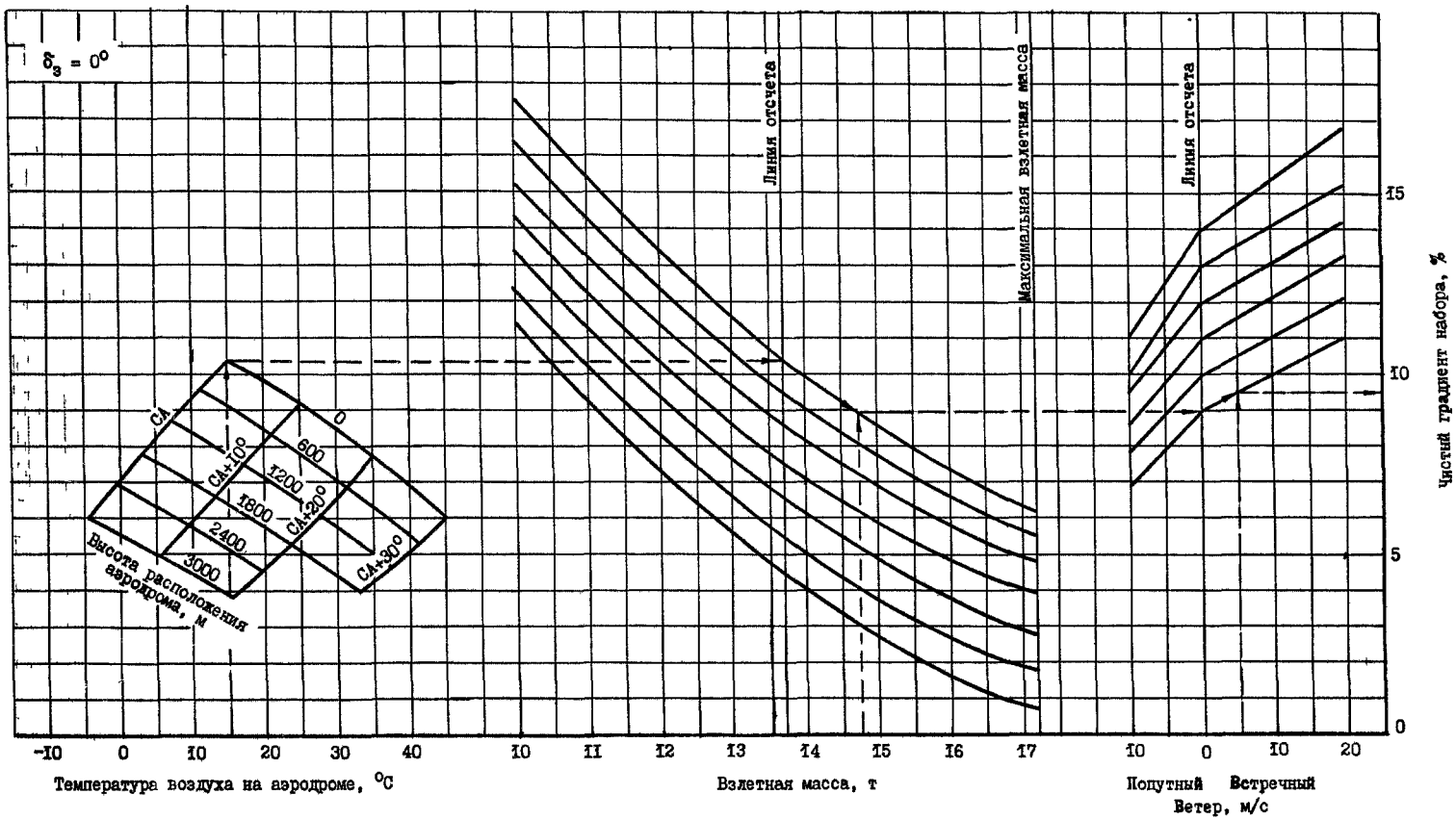


Рис. 7.16. Чистый градиент набора высоты 400 м, 5-й этап

7.3.6. ЧИСТАЯ ТРАЕКТОРИЯ НАБОРА ВЫСОТЫ — ШЕСТОЙ ЭТАП

На рис. 7.17 приведена номограмма, позволяющая определить горизонтальную дистанцию разгона на H=400 м до скорости первоначального набора высоты по маршруту с одним отказавшим двигателем в зависимости от температуры воздуха, высоты расположения аэродрома, взлетной массы и продольной составляющей скорости ветра.

Режим работы двигателей ..... два двигателя работают на взлетном режиме; один двигатель не работает
Закрылки ..... убраны
Шасси ..... убрано
Скорость в начале разгона ..... $1,15c_1$
Скорость в конце разгона ..... 260 км/ч

Пример пользования номограммой показан пунктирной линией со стрелками.

7.3.7. РАДИУСЫ УСТАНОВИВШИХСЯ ВИРАЖЕЙ

Во всех номограммах, приведенных ранее, принято, что отклонение от курса происходит не более чем на 15°. Если преодоление препятствия требует большего изменения курса, то производится расчет схемы виража.

На рис. 7.18,7.19 показаны радиусы установившегося виража с креном 15° в зависимости от высоты расположения аэродрома, температуры воздуха и взлетной массы на третьем и пятом этапах чистой траектории набора высоты.

Пример пользования номограммой показан пунктирной линией со стрелками.

7.3.8. ГОРИЗОНТАЛЬНАЯ ДИСТАНЦИЯ НА ВИРАЖЕ, ВРЕМЯ ВИРАЖА

На рис. 7.20 показаны проходимая горизонтальная дистанция и время, затраченное на установившийся вираж, в зависимости от его радиусов и углов разворота.

Пример пользования номограммой показан пунктирной линией со стрелками.

7.3.9. ЧИСТЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ ПО МАРШРУТУ

На рис. 7.21 дан чистый градиент набора высоты по маршруту в зависимости от высоты расположения аэродрома, температуры воздуха и взлетной массы.

Режим работы двигателей ..... два двигателя работают на номинальном режиме; один (критический) двигатель не работает
Закрылки ..... убраны
Шасси ..... убрано
Скорость ..... 260 км/ч



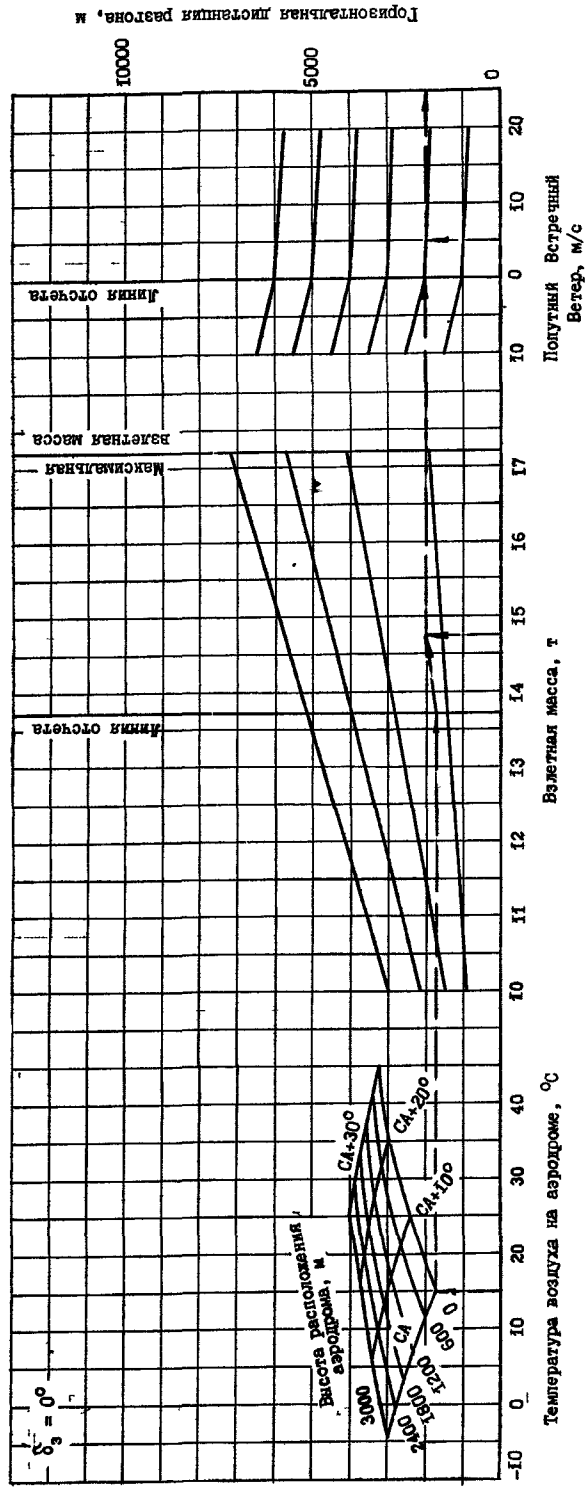


Рис. 7.17. Горизонтальная дистанция разгона, 6-й этап

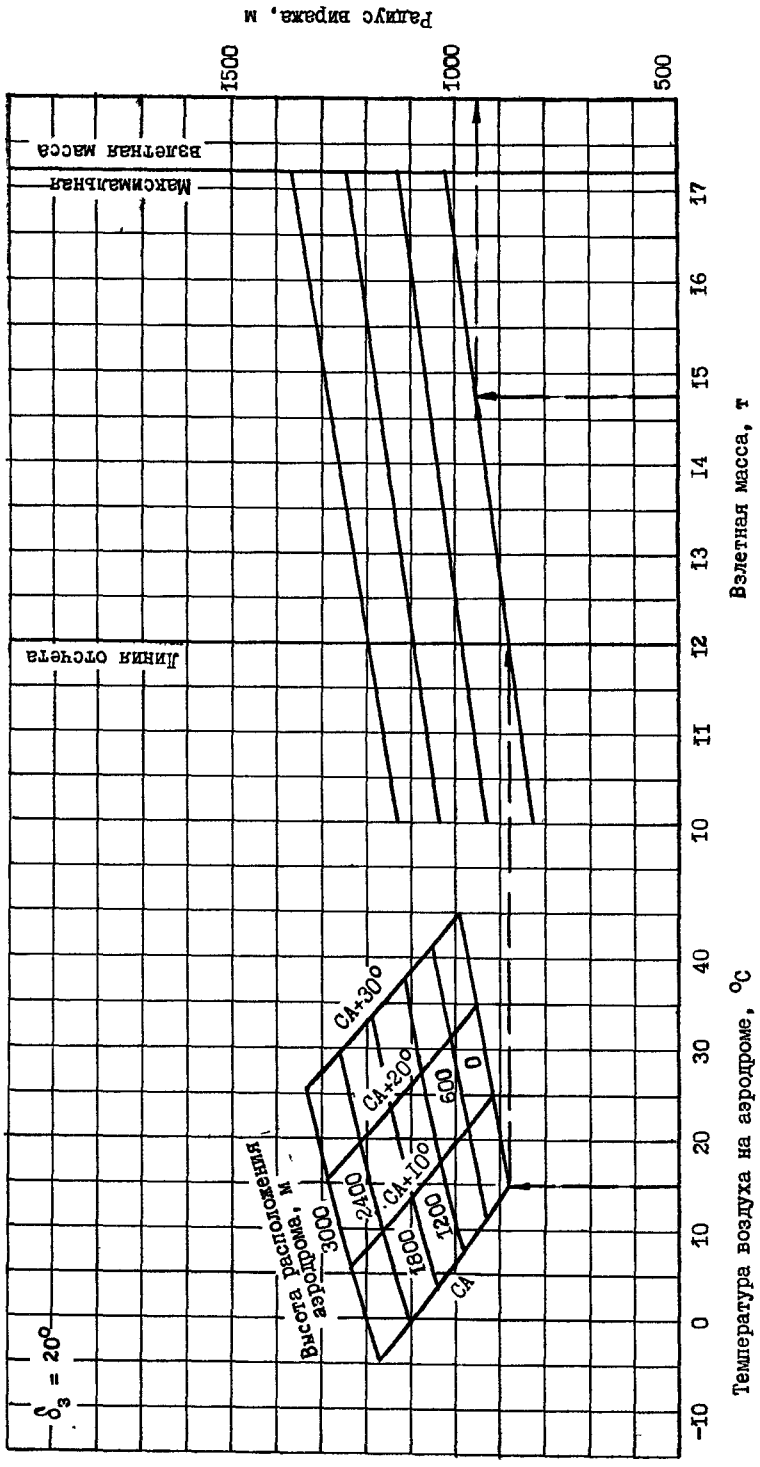


Рис. 7.18. Радиусы установившихся виражей, 3-й этап

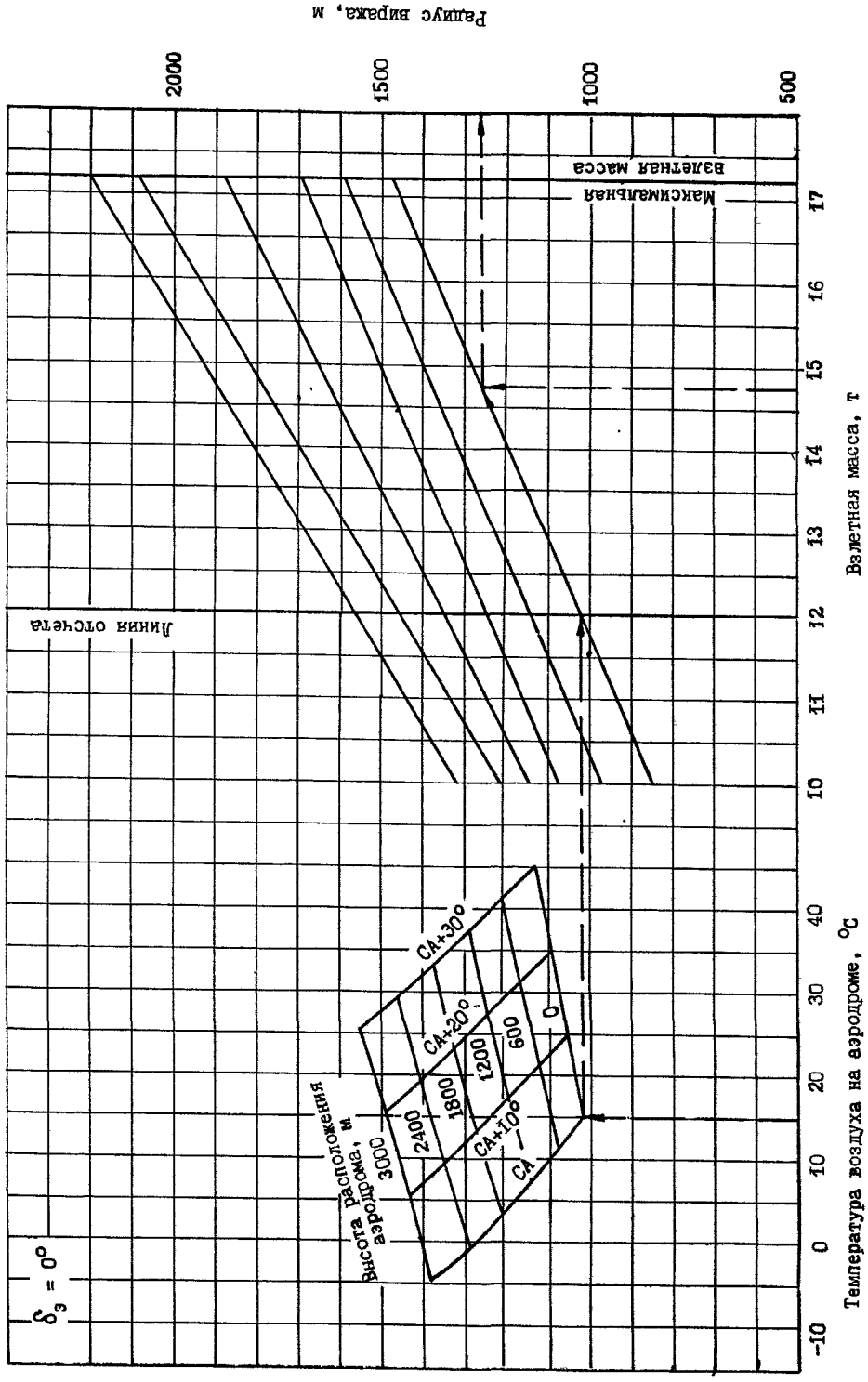


Рис. 7.19. Радиусы установившихся виражей, 5-й этап

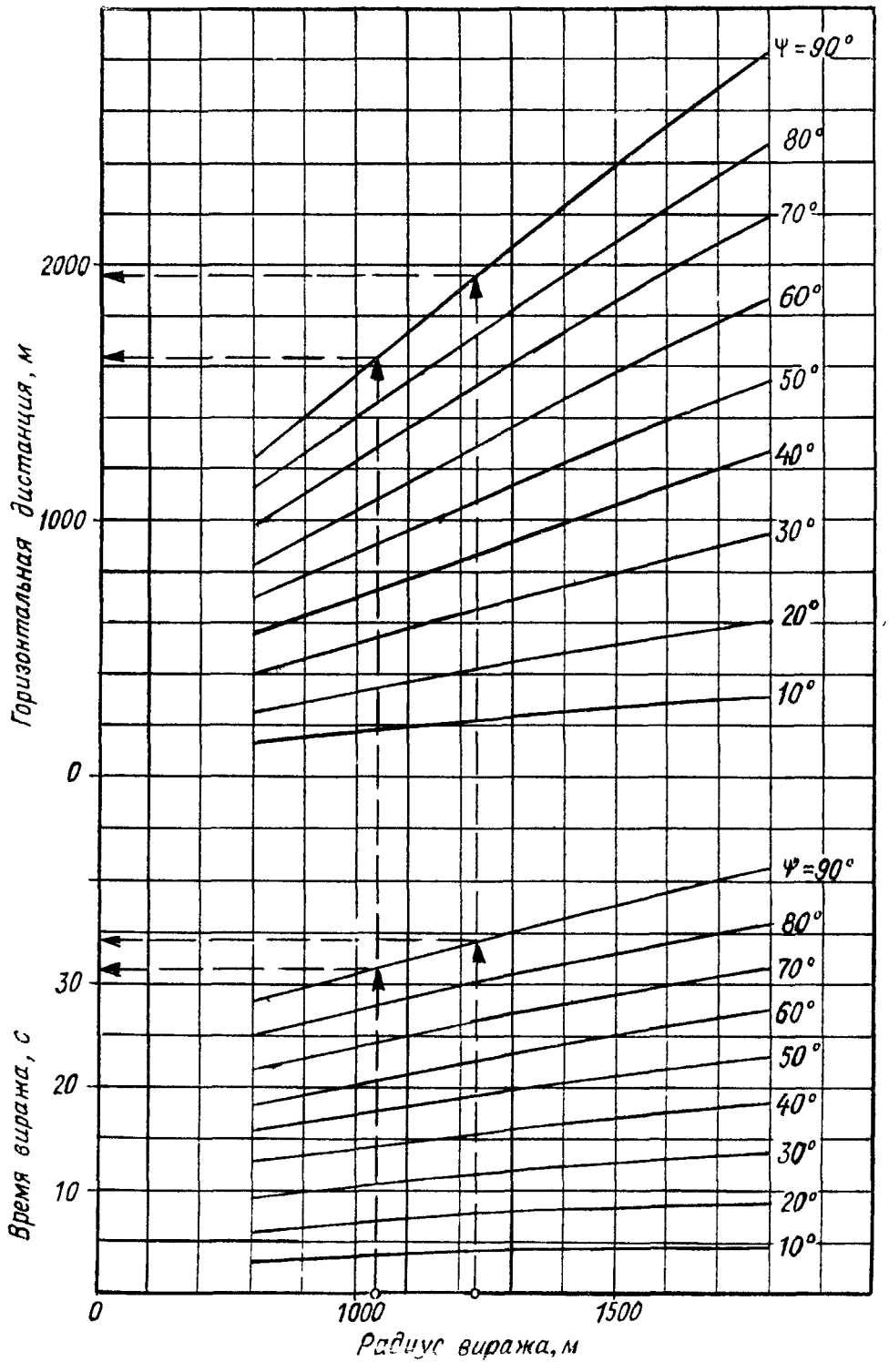


Рис. 7.20. Время виража и горизонтальная дистанция в зависимости от радиуса виража и изменения угла курса

ПРИМЕР:

Высота	3000 м
Температура	СА
ПОС	на режиме "Полный"
Масса	14 т
Градиент	0,85 %

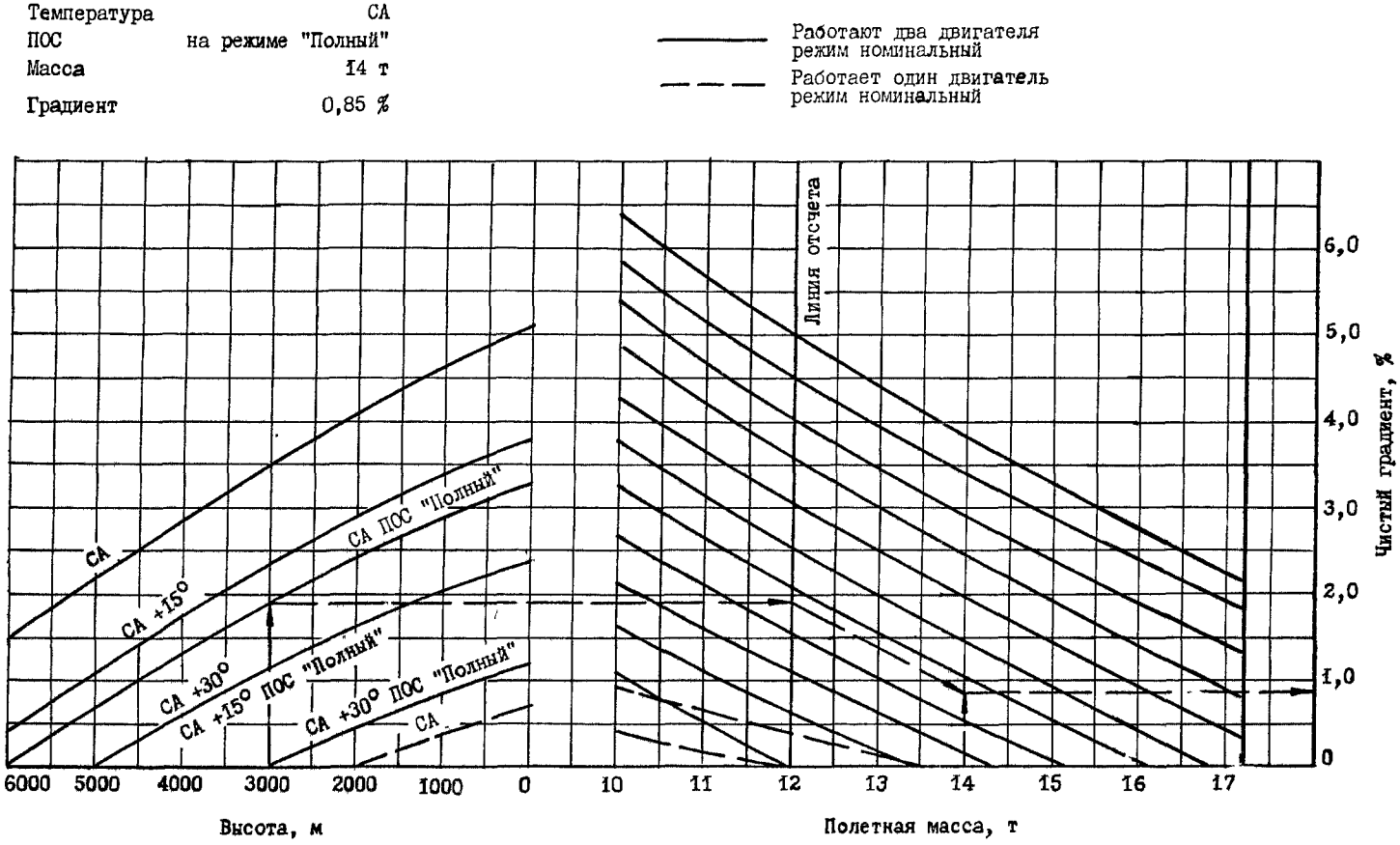


Рис. 7.21. Градиент при наборе высоты по маршруту (работают два или один двигатель)

7.4. ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

7.4.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Материалы данного раздела позволяют определить в зависимости от конкретных условий старта на аэродроме посадки максимальную посадочную массу самолета и скорости на посадке.

Максимальная посадочная масса ограничивается:

— градиентом набора высоты при уходе на второй круг с одним отказавшим двигателем;

— располагаемыми длинами ВПП для посадки.

Меньшая из полученных по этим ограничениям масс принимается за максимальную допустимую посадочную массу в рассматриваемых условиях.

7.4.2. СКОРОСТИ НА ПОСАДКЕ

Для фактической посадочной массы самолета скорости пересечения входной кромки ВПП при всех работающих двигателях ($V_{ВКп}$) или с одним неработающим двигателем ($V_{ВКп}$-1) с применением и без применения реверсивного устройства тяги среднего двигателя выбираются по графику на рис. 7.22.

7.4.3. МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМАЯ ПОСАДОЧНАЯ МАССА

Максимально допустимая посадочная масса самолета выбирается как наименьшая из максимальных масс, определенных по 7.4.4 и 7.4.5.

7.4.4. МАКСИМАЛЬНАЯ ПОСАДОЧНАЯ МАССА В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ВЫСОТЫ РАСПОЛОЖЕНИЯ АЭРОДРОМА И ТЕМПЕРАТУРЫ ВОЗДУХА, ОГРАНИЧЕННАЯ ПО НАБОРУ ВЫСОТЫ ПРИ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ

Максимальную посадочную массу, ограниченную нормируемым градиентом (2,4%) набора высоты с одним неработающим двигателем, определять, как и для взлета с одним неработающим двигателем по рис. 7.6.

7.4.5. МАКСИМАЛЬНАЯ ПОСАДОЧНАЯ МАССА, ОГРАНИЧЕННАЯ РАСПОЛАГАЕМОЙ ДЛИНОЙ ВПП

На рис. 7.23, 7.24 представлены номограммы, позволяющие определить максимально допустимую посадочную массу самолета с использованием и без использования реверсивного устройства тяги среднего двигателя в зависимости от условий посадки, ограниченную располагаемой длиной ВПП.

Условия, принятые при построении номограмм:

Режим работы двигателей на H ≈ 15 м и пробеге	Два боковых двигателя на малом газе, средний двигатель на реверсе	Все три двигателя на малом газе (без использования реверсного устройства)
Закрылки	35^{o}	35^{o}
Коэффициент длины ВПП по НЛГ СССР (1967 г.)	1,5	1,5

Пример пользования номограммой показан пунктирной линией со стрелками.

При выполнении посадки на ИВПП, покрытую слоем воды или слякоти толщиной более 3 мм, максимальную посадочную массу самолета определять, как для ИВПП, имеющую коэффициент сцепления 0,3.

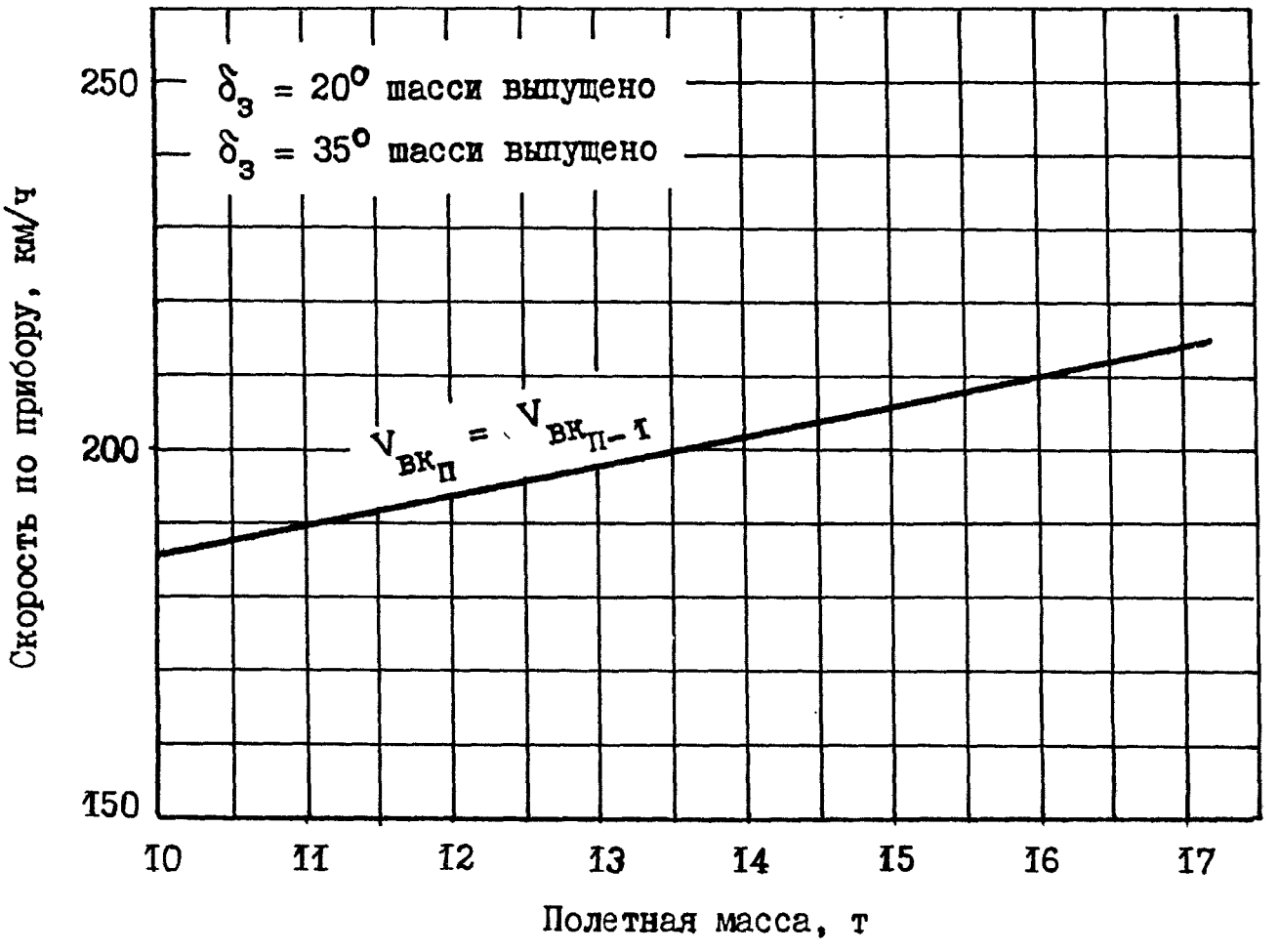


Рис. 7.22. Скорости на посадке

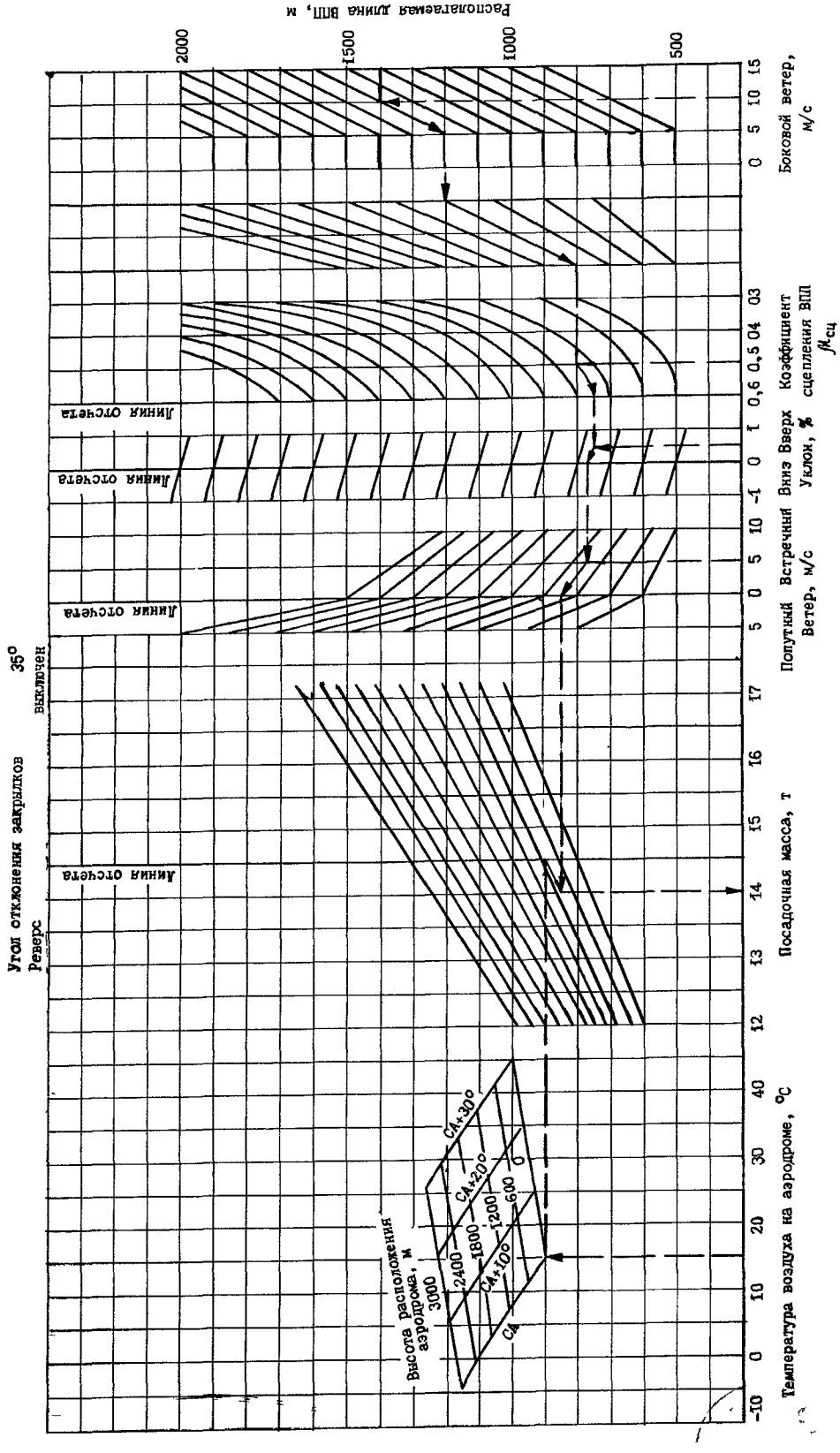


Рис. 7.23. Максимальная посадочная масса в зависимости от располагаемой длины ВПП (с использованием реверсивного устройства среднего двигателя)

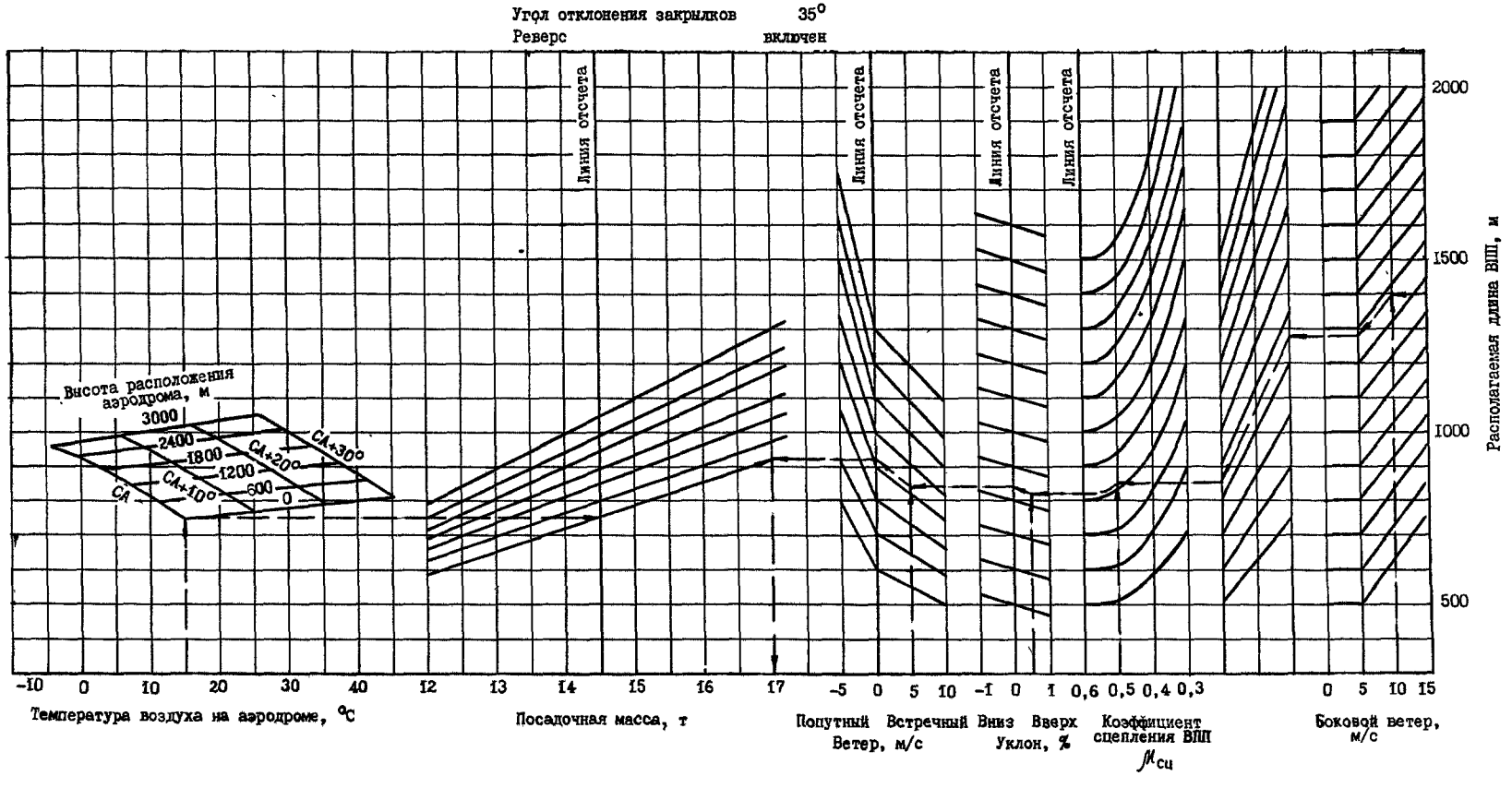


Рис. 7.24. Максимальная посадочная масса в зависимости от располагаемой длины ВПП (без использования реверсивного устройства среднего двигателя)

7.5. ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОЛЕТА ПО МАРШРУТУ

7.5.1. РАСЧЕТ НАИВЫГОДНЕЙШЕГО РЕЖИМА ПОЛЕТА

Режим полета выбирается в зависимости от дальности безпосадочного участка полета и определяется эшелоном и скоростью полета. (См. Пункт 4.5.2. и таблицу 4.1.).

Наивыгоднейшие по себестоимости перевозок высоты полета приведены в табл. 7.6.

Таблица 7.6

Наивыгоднейшие высоты полета

Расстояние, км	Курс полета	
	0 -179^0	180 - 359^0
до 150	до 3000	до 3000
150 - 250	3300 - 4500	3000 - 4800
250 - 350	5100 - 6300	5400 - 6000
350 - 450	6900 - 7500	6600 - 7200
450 - 500	7500 - 8100	7800
свыше 500	8100	7800

Примечание. При полете на расстояние 350 км и более максимальная высота полета самолета с избыточным давлением в гермокабине 0,3 ± 0,02 кгс/см^2 составляет 6000 м. (См. пункт 2.2.8.).

Определение общего расхода топлива на полет производится по номограмме рис. 7.25.

Поэтапный расчет расхода топлива на полет приводится в 7.5.4.

Пример пользования номограммой для определения общего расхода топлива.

Задано: расстояние между аэропортами вылета и посадки - 800 км, высота полета - 6000 м, скорость ветра 100 км/ч, угол ветра 180^0.

Порядок определения:

1. Находим величину эквивалентного ветра W= -100 км/ч (табл. 7.7).

2. Определяем по графику на рис. 7.25 количество топлива, расходуемого на полет:
   - от заданного расстояния 800 км (точка 1) вдоль линий, наклонных вправо (для встречного ветра) проводим линию до значения эквивалентного ветра - 100 км/ч (точка 2);
   - от точки 2 проводим вертикальную линию до пересечения с линией заданной высоты горизонтального полета 6000 м (точка 3). В точке 3 получим количество топлива 2450 кг, расходуемого за полет.

Количество заправляемого топлива для заданной дальности полета определяется как сумма общего расхода топлива, аэронавигационного запаса топлива (АНЗ) и топлива для запуска двигателей и руления на исполнительный старт.

Аэронавигационный запас топлива рассчитывается как сумма масс:
- топлива, потребного для перелета на запасной аэродром с высоты принятия решения (ВПР);
- топлива, потребного для полета в зоне ожидания запасного аэродрома;
- компенсационного запаса топлива.

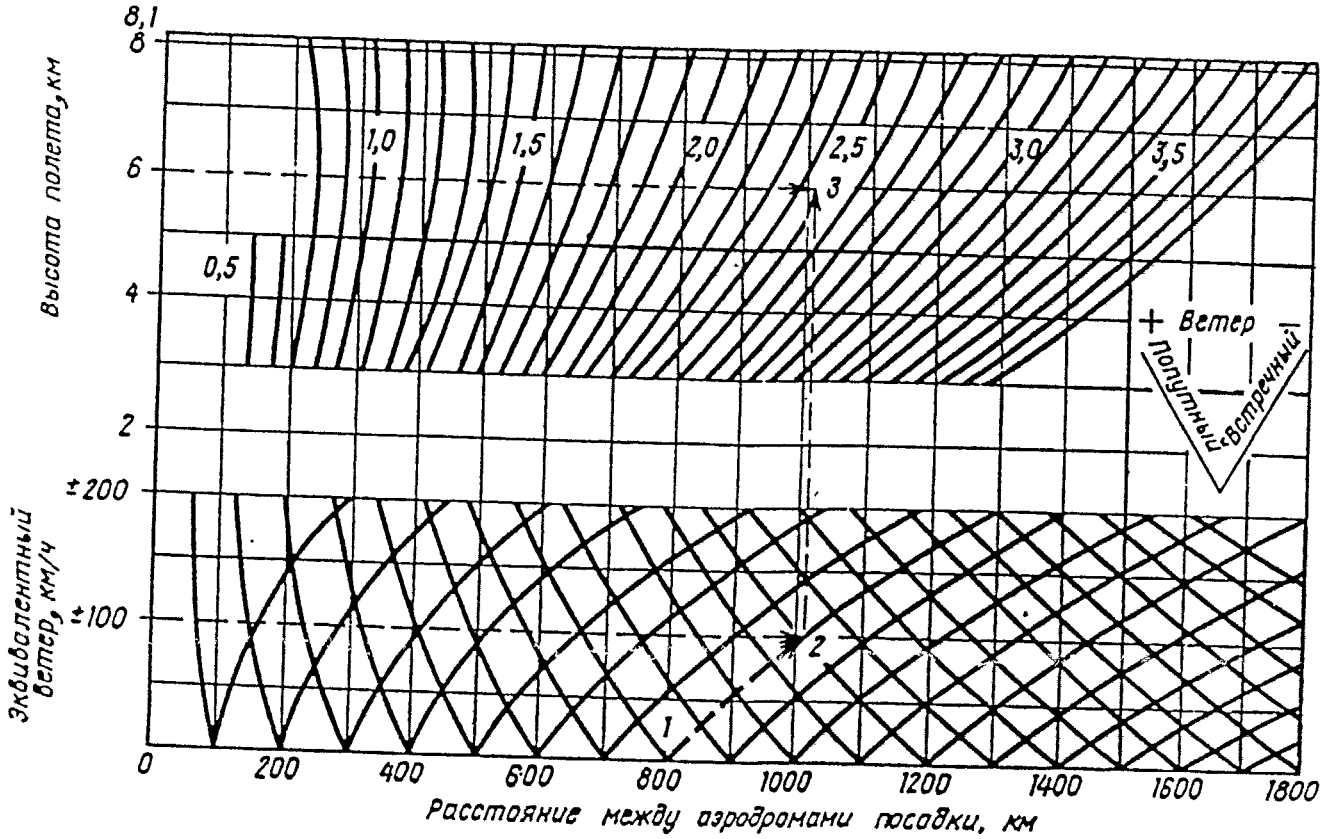


Рис. 7.25. Общий расход топлива без АНЗ

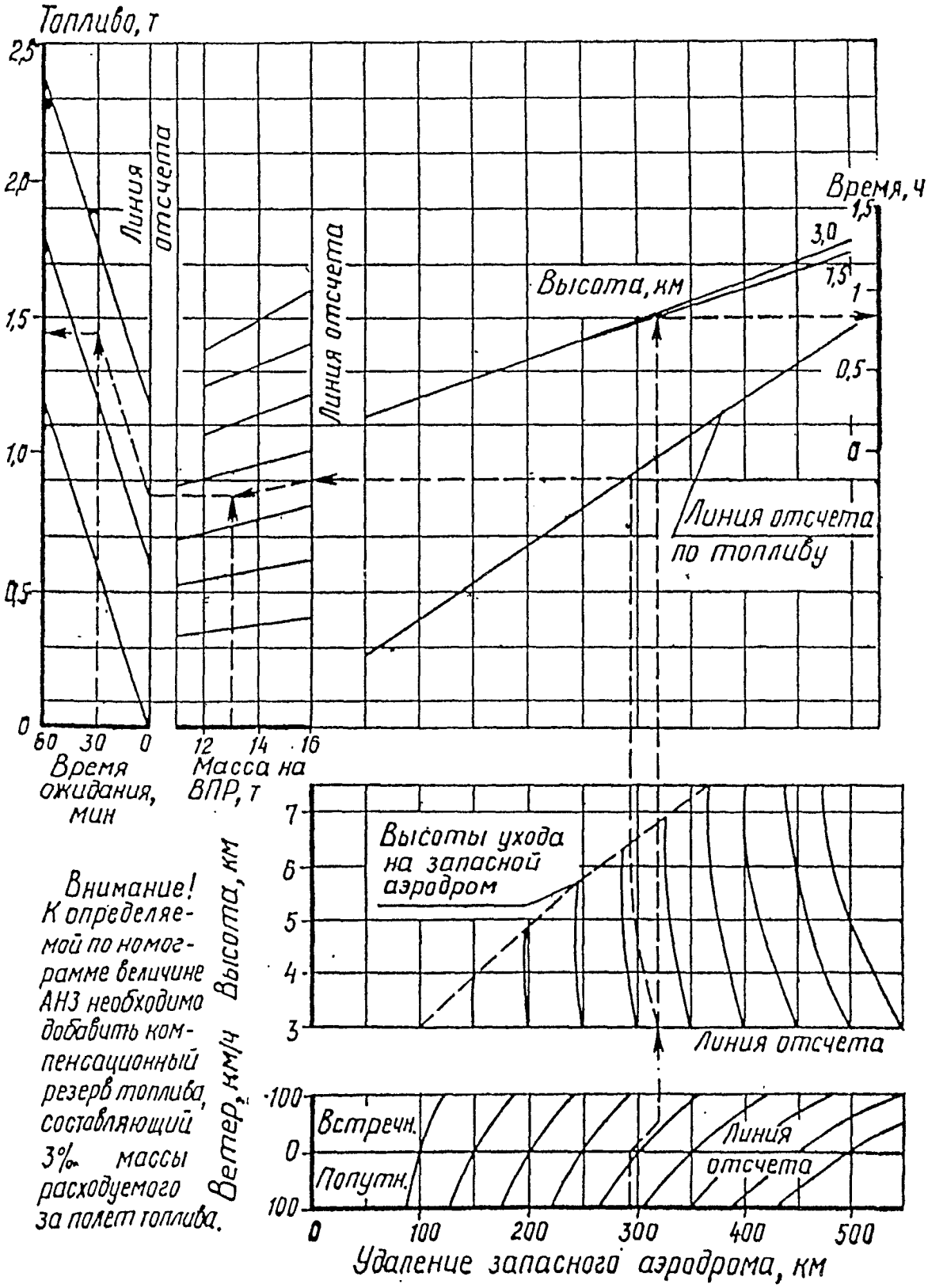


Рис. 7.26. Аэронавигационный запас топлива

Таблица 7.7

Определение эквивалентного ветра при $V_{ист}$ =510 км/ч

Угол ветра, град	Скорость ветра, км /ч									
	20	40	60	80	100	120	140	160	180	200
0360	20	40	60	80	100	120	140	160	180	200
10350	20	39	59	79	93	118	137	156	176	196
20340	18	37	56	75	93	101	129	148	156	184
30330	17	34	51	68	84	86	117	133	148	164
40320	15	30	45	59	73	68	99	113	125	137
50310	13	25	36	47	59	49	78	88	97	106
60300	10	19	26	35	42	27	55	61	66	71
70290	7	12	17	21	24	7	30	31	32	34
80280	3	6	7	8	8	—14	6	3	—31	—3
90270	—0	—2	—4	-5	-10	-35	—20	—25	—62	-39
100260	—3	—5	—14	-20	-27	—54	—42	—52	—88	-73
110 250	—7	—16	—24	-33	-43	-86	—65	—77	—134	—103
130230	—13	—26	—40	—55	—70	-98	—101	—117	—150	—152
140220	—15	—31	—47	—64	-80	—107	—115	—133	—164	—169
150210	—17	—35	—52	—71	—89	—115	—126	—144	—173	—183
160 200	—18	—38	—57	—76	—95	-118	—134	—153	—178	—192
170190	—20	—39	-59	-79	-98	—120	—138	—158	—180	—198
180180	—20	—40	—60	-80	-100		—140	—160		—200

На рис. 7.26 приведена номограмма, позволяющая определить массу потребного количества топлива и время полета на запасной аэродром в стандартных атмосферных условиях, на режимах минимального расхода топлива в наборе высоты и снижения, наибольшей дальности полета на крейсерском режиме в зависимости от расстояния до запасного аэродрома, эквивалентной составляющей скорости ветра, высоты полета, посадочной массы на аэродроме назначения, а также массы потребного количества топлива для полета в режиме ожидания на высоте 400 м со скоростью $V_{пр}$ = 280 км/ч.

Масса компенсационного запаса топлива определяется в количестве 3% массы расходуемого за полет топлива.

Во всех случаях полета АНЗ должен быть не менее 1 100 кг (на 1 ч полета).

7.5.2. ХАРАКТЕРИСТИКИ НАБОРА ВЫСОТЫ И СНИЖЕНИЯ

Характеристики набора высоты на скоростном режиме на трех двигателях и режиме максимальной скороподъемности на двух двигателях приведены на номограммах рис. 7.27-7.35

Характеристики набора высоты на 3-х двигателях на режиме максимальной скороподъемности,для случаев, когда взлетная масса самолета превышает 16,1 т приведены в табл. 7.9.

Характеристики набора высоты ,обеспечивающие минимальный расход топлива (рекомендуется для полетов в нормальной эксплуатации, когда взлетная масса самолета не превышает 16,1 т и при уходе на запасной аэродром), приведены в табл.7.8.

Характеристики снижения приведены в табл.7.10.

Набор высоты

Работают три двигателя - номинальный режим

Режимы набора

H, км	*0-5*	*5 и выше*
$V_{пр}$, *км/ч*	*390*	$V_{ист}$ = 500 *(по тонкой стрелке прибора)*

Пример: Определить время при наборе H = 6 км
Взлетная масса - 14,5 т
Средняя температура - СА - 15 °С
Ответ: Время - 17 мин

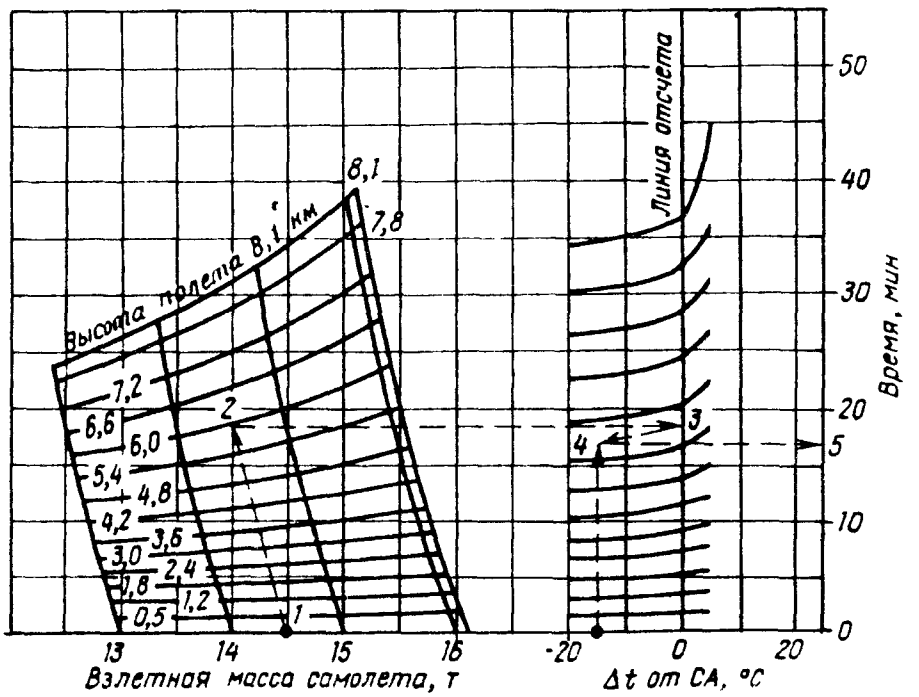


Рис. 7.27. Время набора высоты при скоростном режиме (для t<СА+5°С)

Набор высоты

Работают три двигателя - номинальный режим

Режимы набора

H, км	0-5	5 и выше
$V_{пр}$, км/ч	390	$V_{уст}$ = 500 (по тонкой стрелке прибора)

Пример: Определить расстояние при наборе H = 5,4 км
Взлетная масса - 14,5 т
Средняя температура - СА - 10 °С
Ответ: Расстояние - 95 км

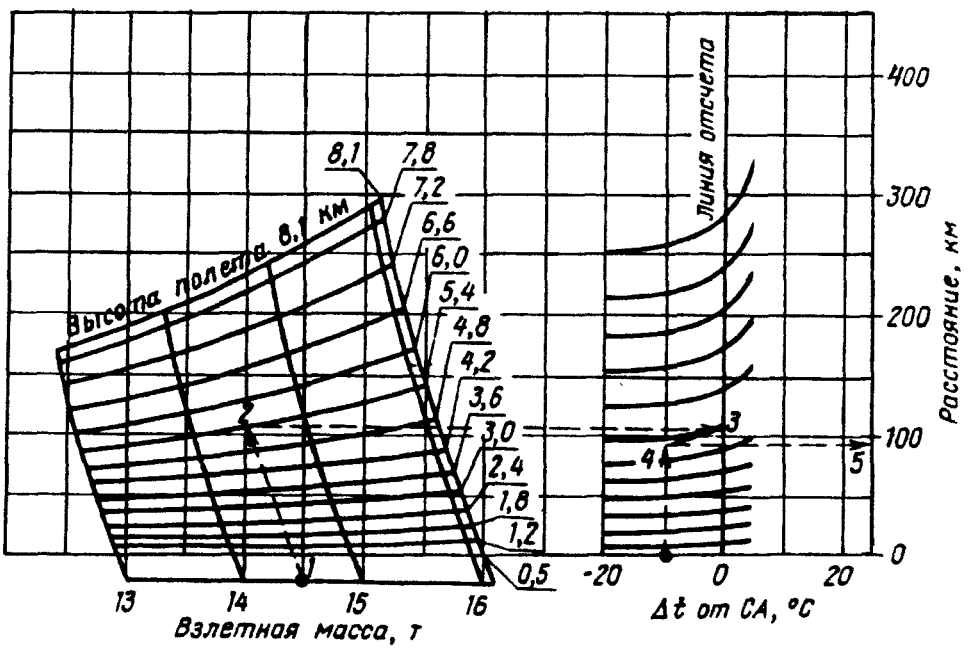


Рис. 7.28. Расход топлива при скоростном режиме (для t<СА+5°С)

Набор высоты

Работают три двигателя - номинальный режим

Режимы набора

H, км	0-5	5 и выше
$V_{пр}$, км/ч	390	$V_{ист}$ = 500 (по тонкой стрелке прибора)

Пример: Определить расход топлива при наборе H = 6,6 км
Взлетная масса - 14,5 т
Средняя температура - СА - 15°С
Ответ: Расход топлива - 540 кг

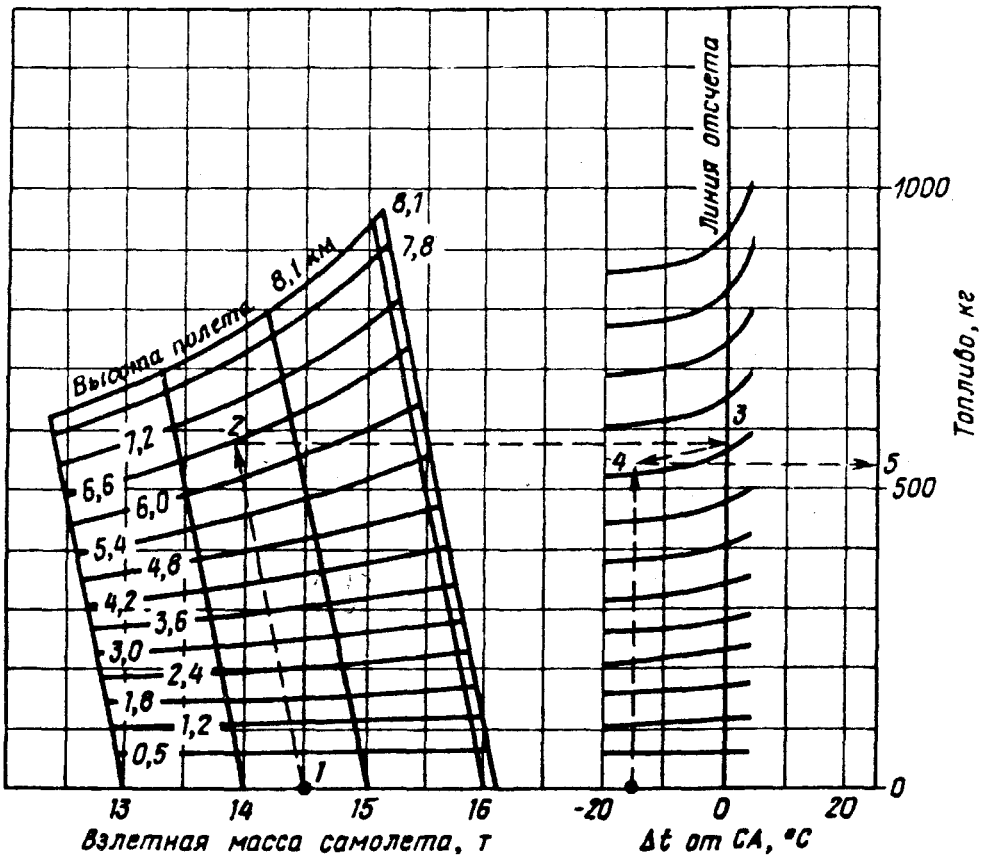


Рис. 7.29. Пройденное расстояние при скоростном режиме (для t<СА+5°С)

Набор высоты

Работают три двигателя - номинальный режим

Режимы набора

H, км	*0-4*	*4 и выше*
$V_{пр}$, км/ч	340	$V_{уст}$ = 400 (по тонкой стрелке прибора)

Пример: Определить время при наборе H = 6 км
Взлетная масса - 14,5 т
Средняя температура - СА +10°С
Ответ: Время набора - 18 мин

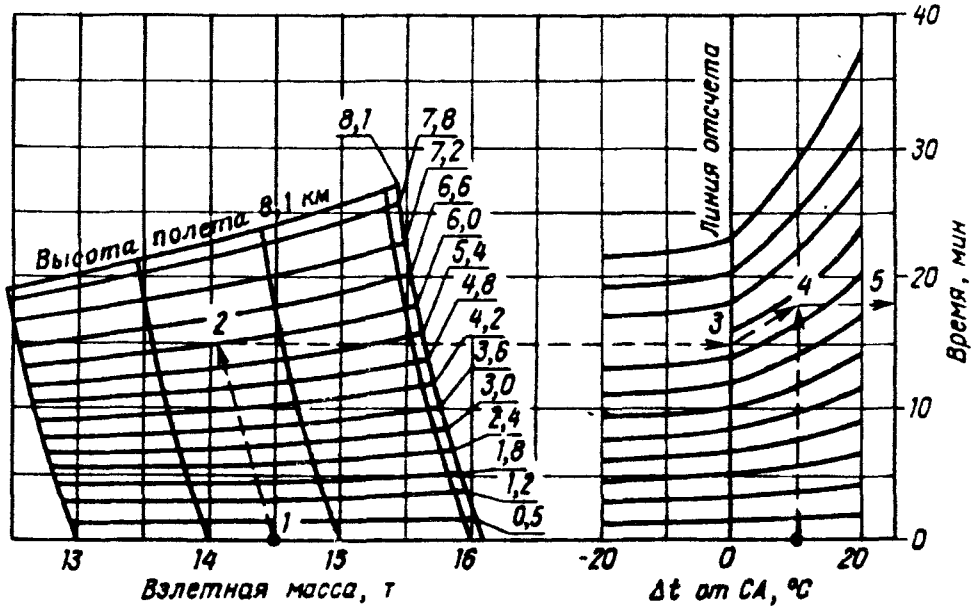


Рис. 7.30. Время набора высоты на скоростном режиме (для t≥СА+5°С)

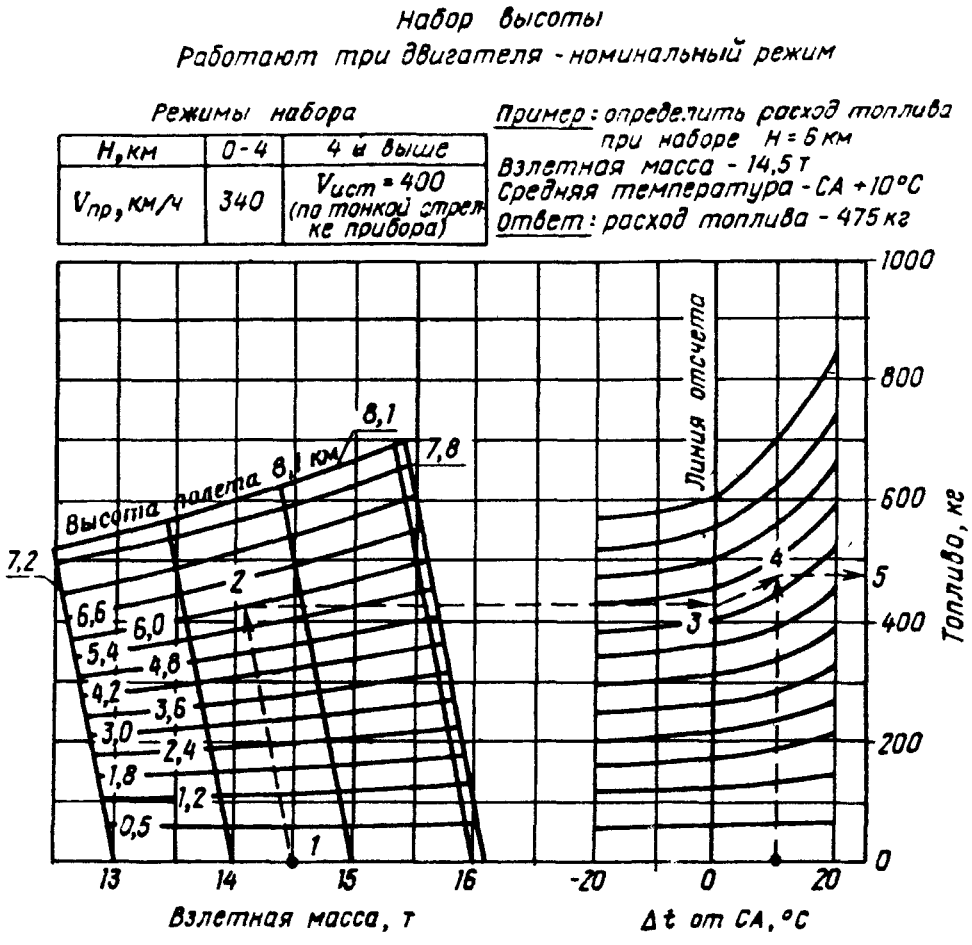


Рис. 7.31. Расход топлива на скоростном режиме (для t≥СА+5°С)

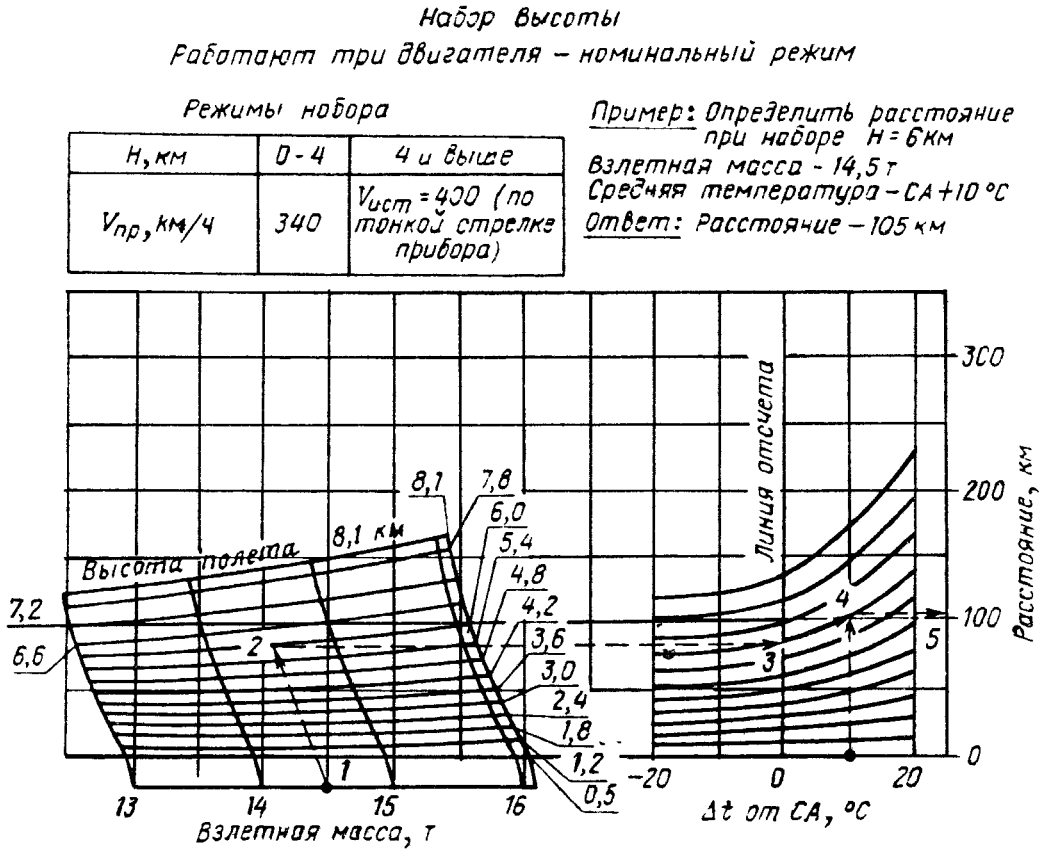


Рис. 7.32. Пройденное расстояние на скоростном режиме (для t≥СА+5°С)

Набор высоты

Работают 2 двигателя - номинальный режим

Режимы набора

Высота, км	Скорость по прибору, км/ч
до 1	280
2	275
3	270
4	265
5 и выше	260

Пример Определить время при наборе высоты $H = 6$ км
Взлетная масса – 14,5 т
Средняя температура – СА –10°С

Ответ Время – 29 мин

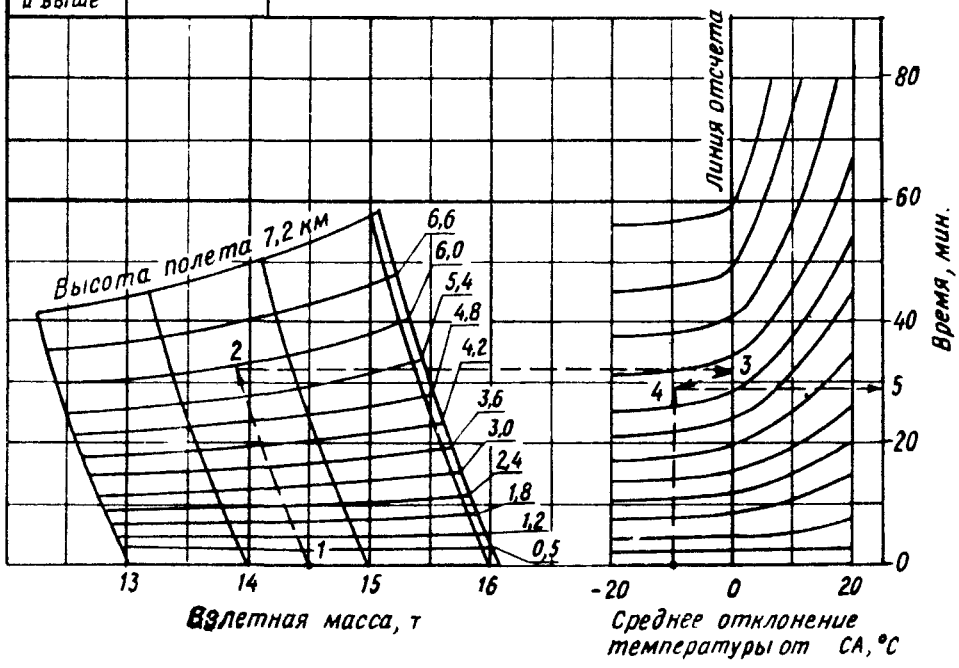


Рис. 7.33. Время набора высоты на режиме максимальной скороподъемности

Набор высоты

Работают 2 двигателя - номинальный режим

Режимы набора

Высота, км	Скорость по прибору, км/ч
до 1	280
2	275
3	270
4	265
5 и выше	260

Пример: Определить расход топлива при наборе высоты H = 6 км
Взлетная масса - 14,5 т
Средняя температура - СА -10 °С

Ответ: Расход топлива - 610 кг

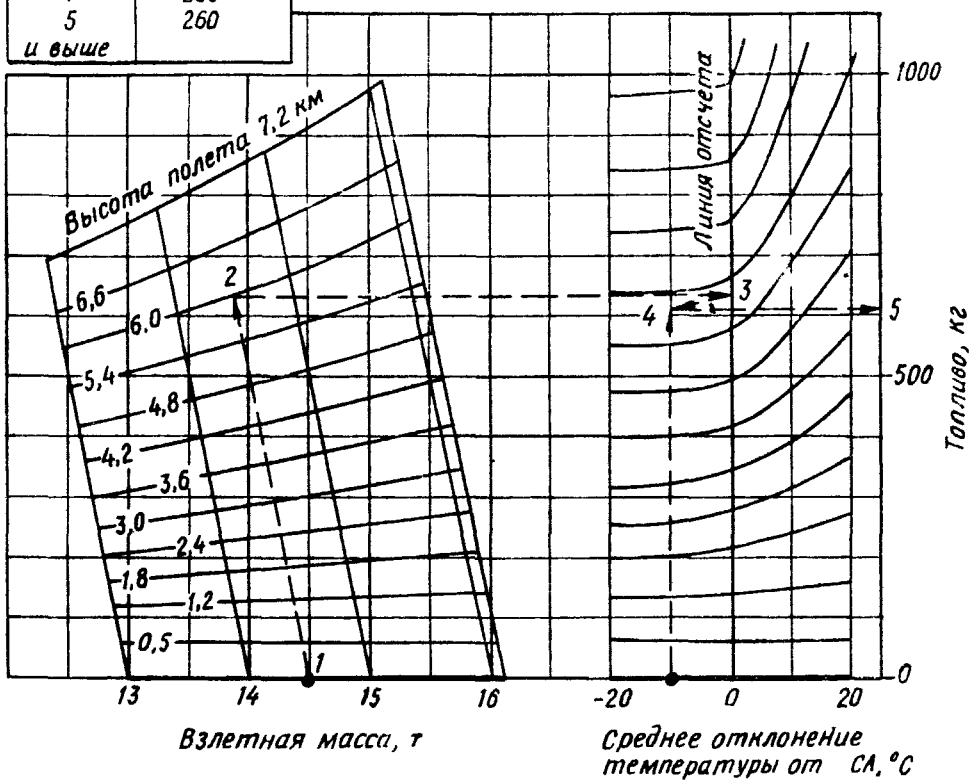


Рис. 7.34. Расход топлива на режиме максимальной скороподъемности

Набор высоты

Работают два двигателя - номинальный режим

Режимы набора

H, км	$V_{пр}$, *км/ч*
до 1	*280*
2	*275*
3	*270*
4	*265*
5 и выше	*260*

Пример: Определить расстояние при наборе H = 5,4 км
Взлетная масса - 14,5 т
Средняя температура - СА+10°С
Ответ: Расстояние - 185 км

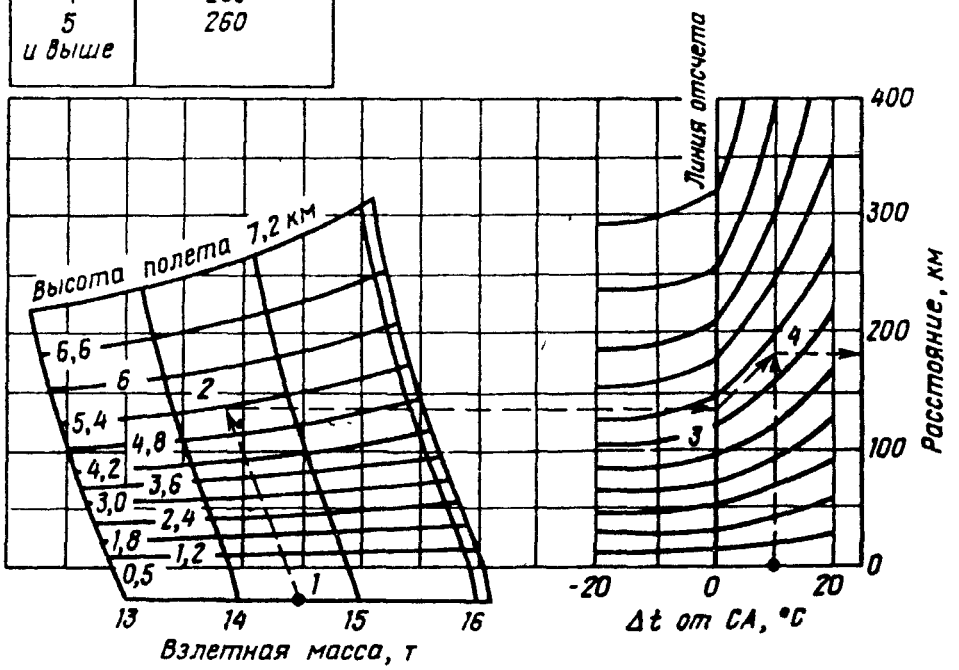


Рис. 7.35. Пройденное расстояние на режиме максимальной скороподъемности

Таблица 7.8

Характеристики набора высоты на режиме минимального расхода топлива, СА

Высота, м	Взлетная масса самолета, кг									Скорость по прибору, км/ч
	13 700			14 850			16 100			
	Время, мин	Расстояние, км	Топливо, кг	Время, мин	Расстояние, км	Топливо, кг	Время, мин	Расстояние, км	Топливо, кг	
500	1,5	0	60	1,5	0	60	1,5	0	60	350
1 200	2,8	7	104	2,9	9	109	3,1	10	115	350
1 800	4,0	15	142	4,2	17	152	4,5	19	163	350
2 400	5,1	23	180	5,5	25	194	6,5	28	211	350
3 000	6,4	31	220	6,9	34	240	7,5	38	261	350
3 600	7,8	41	262	8,5	45	287	9,3	50	314	350
4 200	9,3	50	305	10,2	57	335	11,3	64	369	350
4 800	11,0	62	350	12,2	71	387	13,5	80	429	350
5 400	12,9	77	394	14,3	87	439	16,1	99	490	350
6 000	15,0	92	443	16,8	106	495	18,9	121	555	350
6 600	17,3	111	495	19,5	127	556	22,2	147	627	350
7 200	20,0	133	550	22,7	153	619	26,0	178	704	350
7 800	23,2	156	606	26,7	184	688	31,2	214	796	350
8 100	25,1	168	637	29,2	203	726	34,2	241	835	350

Таблица 7.9

Характеристики набора высоты на режиме максимальной скороподъемности (СА, работают 3 двигателя, номинальный режим)

Высота, м	Скорость по прибору, км/ч	Взлетная масса самолета, кг											
		14 850			16 100			16 800			17 200		
		Время, мин	Расстояние, км	Топливо, кг	Время, мин	Расстояние, км	Топливо, кг	Время, мин	Расстояние, км	Топливо, кг	Время, мин	Расстояние, км	Топливо, кг
500	320	1,5	0	60	1,5	0	60	1,7	0	60	1,7	0	60
1 200	320	3	8	100	3,0	9	110	3,1	12	113	3,2	13	120
1 800	320	4,4	15	140	4,4	17	152	4,8	19	162	4,8	20	175
2 400	320	5,7	23	177	5,9	26	192	6,3	28	205	6,5	30	222
3 000	320	7,1	30	215	7,3	34	234	7,8	36	246	8,2	39	270
3 600	310	8,6	39	255	8,8	43	276	9,5	45	287	10,0	49	312
4 200	310	10,2	48	290	10,5	53	317	11,2	56	330	11,5	58	355
4 800	310	11,9	58	333	12,3	64	360	13,2	67	375	14,2	71	398
5 400	300	13,7	68	373	14,2	76	403	15,2	80	420	16,7	86	442
6 000	290	15,5	80	425	16,1	86	445	17,5	93	465	19,0	100	487
6 600	280	17,4	92	465	18,1	99	485	20,5	111	515	22,0	122	552
7 200	280	19,5	106	495	20,5	113	535	23,0	130	565	24,7	144	622
7 800	280	22,0	125	550	23,1	133	580	25,7	149	635	27,7	169	695
8 100	280	23,5	135	580	24,6	143	610	27,0	159	672	29,0	180	740

Таблица 7.10

Время, пройденное расстояние и расход топлива при снижении.
Полетная масса самолета 13 500 кг

Высота, м	Скоростное снижение $V_{пр}$=450 км/ч					Снижение на режиме минимального расхода топлива				
	Время, мин	Расстояние, км	Расход топлива, кг	Вертикальная скорость, м/с	Частота вращения ротора двигателя, $n_{квд}$, %	Время, мин	Путь, км	Расход топлива, кг	Вертикальная скорость, м/с	Частота вращения ротора двигателя, $n_{квд}$, %
8 100	24,7	221	428	4	88-91	29,7	206	345	4	70-80
8 000	24,2	218	420	4	88-91	29,2	203	340	4	70-80
7 000	19,6	176	344	4	88-91	24,5	170	295	4	70-80
6 000	15,3	135	268	4	88-91	19,7	138	245	4	70-80
5 000	11,1	96	186	4	88-91	15,1	106	191	4	79-81
4 000	7,1	59	111	4-8	82-87	10,7	74	137	4	79-81
3 000	5,1	41	78	8	73-77	6,4	44	79	4	79-81
2 000	3	24	46	8	73-77	2,7	18	30	4-8	79-81
1 000	1	8	14	8	69-72	0,8	6	9	8	68-70
500	0	0	0	0	69-72	0	0	0	0	68-70

7.5.3. ХАРАКТЕРИСТИКИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Данные о режимах горизонтального полета в условиях СА приведены в табл. 7.11

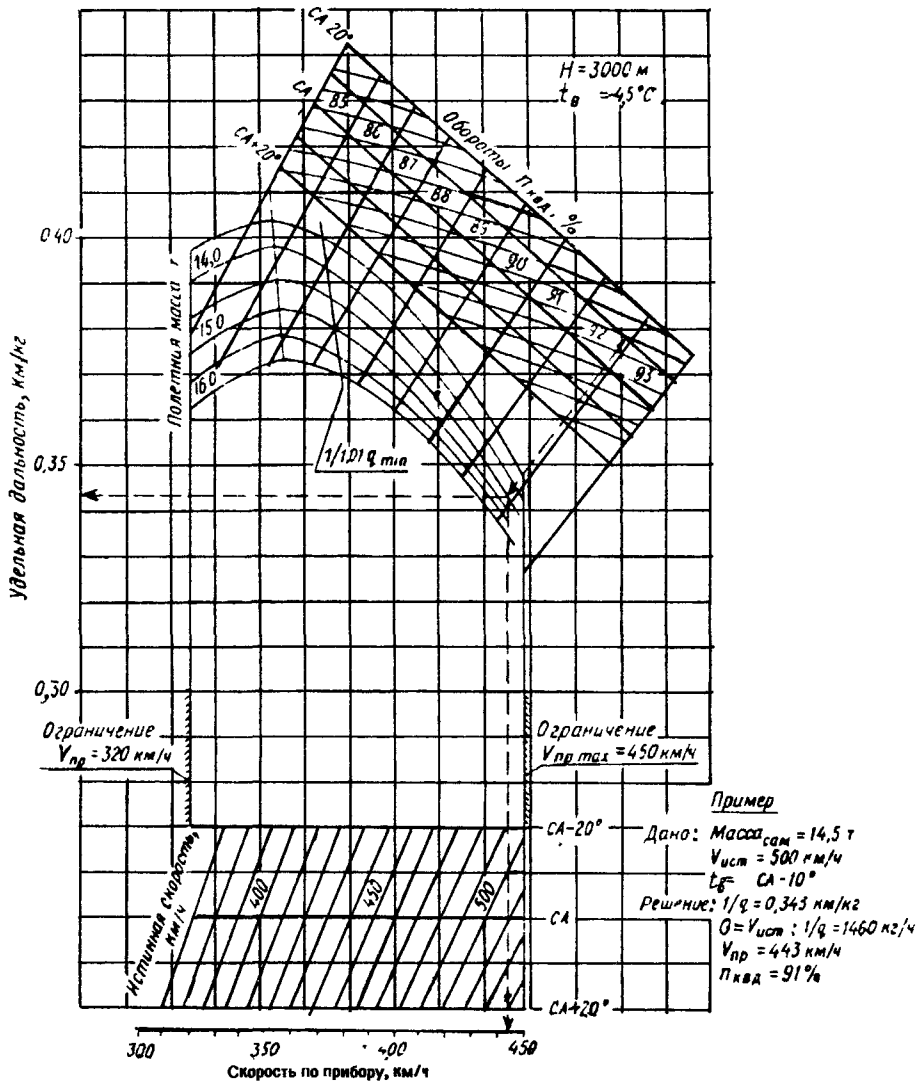


Рис. 7.36. Удельные дальности на высоте 3000 м

Примечание. Удельные дальности, полученные с данного рисунка для полетной массы 16,0 т., уменьшить:
— для полетной массы 16,5 т. - на 3%;
— для полетной массы 17,0 т. - на 5%.

Таблица 7.11

Режимы горизонтального полета

Полетная масса, т	Высота, м	Режим наибольшей продолжительности полета			Режим наибольшей дальности полета 1,01 q_{min}			Режим 0,85 номинального			Номинальный режим		
		$V_{пр}$, км/ч	$V_{ист}$, км/ч	Q, кг/ч	$V_{пр}$, км/ч	$V_{ист}$, км/ч	Q, кг/ч	$V_{пр}$, км/ч	$V_{ист}$, км/ч	Q, кг/ч	$V_{пр}$, км/ч	$V_{ист}$, км/ч	Q, кг/ч
	3000	320	370	1015	381	436	1180	428	490	1410	—	—	—
	3300	310	360	989	377	436	1164	420	490	1380	—	—	—
	3600	310	366	983	369	436	1132	414	490	1351	—	—	—
	3900	310	371	971	366	440	1118	408	490	1319	—	—	—
	4200	310	377	954	360	438	1084	400	490	1277	440	536	1520
	4500	300	371	933	360	446	1080	401	495	1263	438	540	1494
	4800	300	377	917	360	451	1066	396	497	1228	434	542	1455
	5100	300	383	902	360	462	1065	394	500	1197	427	544	1415
	5400	290	376	877	360	468	1045	390	500	1172	424	548	1380
16.0	5700	290	382	875	352	465	1020	380	502	1140	417	548	1340
	6000	290	388	865	352	470	1000	377	505	1115	414	550	1310
	6300	280	380	833	352	477	996	374	507	1089	407	552	1282
	6600	280	390	830	350	482	985	367	508	1060	398	552	1250
	6900	280	393	830	350	490	998	363	508	1035	398	556	1218
	7200	280	400	830	350	500	980	357	508	1010	392	558	1180
	7500	280	406	827	348	504	976	350	508	981	388	560	1157
	7800	280	415	820	348	512	975	340	503	955	382	560	1130
	8100	280	420	807	339	510	960	333	500	936	375	562	1110
	3000	320	370	1000	376	435	1160	430	492	1410	—	—	—
	3300	310	360	973	376	437	1146	422	492	1380	—	—	—
15.5	3600	310	366	966	368	434	1113	416	492	1350	—	—	—
	3900	310	371	952	366	438	1102	410	492	1318	—	—	—
	4200	310	377	937	359	438	1073	402	492	1265	440	538	1520
	4500	300	371	917	359	445	1067	402	498	1273	440	542	1494
	4800	300	377	903	358	450	1051	401	499	1226	435	544	1454
	5100	300	383	888	358	458	1042	395	505	1197	428	546	1415
	5400	290	376	859	358	465	1028	392	505	1172	427	550	1380
	5700	290	382	855	350	462	990	382	505	1140	418	550	1340
	6000	290	388	850	348	468	985	380	507	1110	416	553	1316
	6300	280	380	816	348	476	984	376	510	1091	408	554	1282
	6600	280	390	812	347	480	970	371	510	1060	404	555	1250

Продолжение табл. 7.11

Полетная масса, т	Высота, м	Режим наибольшей продолжительности полета			Режим наибольшей дальности полета 1,01 q_{min}			Режим 0,85 номинального			Номинальный режим		
		$V_{пр}$, км/ч	$V_{ист}$, км/ч	Q, кг/ч	$V_{пр}$, км/ч	$V_{ист}$, км/ч	Q, кг/ч	$V_{пр}$, км/ч	$V_{ист}$, км/ч	Q, кг/ч	$V_{пр}$, км/ч	$V_{ист}$, км/ч	Q, кг/ч
	6900	280	393	802	347	488	967	365	510	1036	398	557	1217
	7200	280	400	800	347	498	960	357	510	1010	394	560	1180
	7500	280	406	800	347	501	958	353	510	981	389	562	1157
	7800	280	415	780	344	508	955	344	508	955	382	562	1130
	8100	280	420	793	336	505	933	338	507	937	377	564	1110
	3000	320	370	989	375	434	1140	432	495	1410	—	—	—
	3300	310	360	953	374	434	1124	424	495	1382	—	—	—
	3600	310	366	945	367	434	1093	419	495	1351	—	—	—
	3900	310	371	934	364	437	1083	412	495	1317	—	—	—
	4200	310	377	921	357	437	1055	405	495	1276	445	538	1520
15.0	4500	300	371	895	357	443	1048	405	500	1265	441	543	1495
	4800	300	377	884	357	448	1025	400	501	1227	436	545	1451
	5100	300	383	872	357	456	1025	396	504	1198	430	547	1415
	5400	290	376	846	356	462	1015	393	505	1169	426	550	1384
	5700	290	382	840	352	462	1004	384	505	1140	417	550	1340
	6000	290	388	836	347	465	973	383	510	1113	415	555	1310
	6300	280	380	802	347	475	970	377	512	1089	410	555	1281
	6600	280	390	800	345	478	950	370	515	1060	405	555	1250
	6900	280	393	784	345	485	950	367	515	1037	400	558	1217
	7200	280	400	780	345	495	952	362	515	1010	394	560	1180
	7500	280	406	779	344	497	934	356	515	982	391	564	1157
	7800	280	415	760	342	504	930	347	512	955	400	564	1130
	8100	280	420	776	333	500	906	340	512	938	378	566	1110
	3000	320	370	960	377	432	1120	435	497	1410	—	—	—
	3300	310	360	931	372	432	1097	427	497	1378	—	—	—
	3600	310	366	923	365	432	1073	423	498	1354	—	—	—
	3900	310	371	913	363	435	1062	415	498	1318	—	—	—
14.5	4200	310	377	902	356	435	1035	409	498	1282	446	541	1520
	4500	300	371	875	356	441	1029	406	502	1263	442	544	1494
	4800	300	377	868	355	446	1017	403	504	1227	437	547	1453
	5100	300	383	857	354	452	1002	397	506	1196	432	550	1417
	5400	290	376	830	353	460	993	394	510	1168	428	554	1385

Продолжение табл. 7.11

Полетная масса, т	Высота, м	Режим наибольшей продолжительности полета			Режим наибольшей дальности полета 1,01 q_{min}			Режим 0,85 номинального			Номинальный режим		
		$V_{пр}$, км/ч	$V_{ист}$, км/ч	Q, кг/ч	$V_{пр}$, км/ч	$V_{ист}$, км/ч	Q, кг/ч	$V_{пр}$, км/ч	$V_{ист}$, км/ч	Q, кг/ч	$V_{пр}$, км/ч	$V_{ист}$, км/ч	Q, кг/ч
	5700	290	382	820	345	456	964	387	510	1142	420	554	1348
	6000	290	388	820	345	460	944	385	515	1117	420	557	1316
	6300	280	380	785	345	473	954	380	515	1089	412	558	1282
	6600	280	390	780	343	474	933	372	517	1060	406	558	1250
	6900	280	393	766	343	484	933	370	517	1036	402	561	1217
	7200	280	400	762	343	488	925	363	519	1010	396	563	1180
	7500	280	406	760	342	494	912	357	517	981	391	564	1155
	7800	280	415	740	340	500	910	350	517	958	387	565	1130
	8100	280	420	755	329	495	879	343	515	938	379	568	1110
	3000	320	370	945	375	430	1115	437	500	1410	—	—	—
	3300	310	360	912	370	430	1075	430	500	1379	—	—	—
	3600	310	366	906	364	430	1053	425	501	1351	—	—	—
	3900	310	371	896	361	433	1039	417	501	1318	—	—	—
	4200	310	377	884	354	433	1013	412	502	1282	447	543	1520
	4500	300	371	861	354	438	1006	410	506	1265	444	546	1494
	4800	300	377	852	354	445	998	405	507	1227	438	548	1453
	5100	300	382	843	353	449	983	402	509	1197	432	550	1414
	5400	290	376	816	350	456	975	396	512	1170	429	554	1383
14.0	5700	290	382	805	345	455	945	389	513	1145	421	554	1340
	6000	290	388	804	345	457	930	386	516	1110	421	558	1310
	6300	280	380	771	345	470	930	382	518	1088	413	559	1280
	6600	280	390	765	343	470	910	377	520	1060	408	560	1250
	6900	280	393	751	342	482	910	372	520	1034	403	563	1217
	7200	280	400	745	340	482	890	367	524	1010	397	564	1180
	7500	280	406	742	339	490	882	363	524	982	392	566	1156
	7800	280	415	742	334	493	875	354	524	960	385	566	1130
	8100	280	420	735	327	490	853	346	519	938	381	570	1110
	3000	320	370	930	373	428	1070	440	505	1410	—	—	—
	3300	310	360	898	368	428	1051	434	505	1380	—	—	—
	3600	310	366	889	363	428	1031	427	505	1351	—	—	—
	3900	310	371	881	359	431	1017	420	505	1317	—	—	—
	4200	310	377	872	352	431	995	414	505	1279	448	545	1520

Окончание табл. 7.11

Полетная масса, т	Высота, м	Режим наибольшей продолжительности полета			Режим наибольшей дальности полета $1{,}01\ q_{min}$			Режим 0,85 номинального			Номинальный режим		
		$V_{пр}$, км/ч	$V_{ист}$, км/ч	Q, кг/ч	$V_{пр}$, км/ч	$V_{ист}$, км/ч	Q, кг/ч	$V_{пр}$, км/ч	$V_{ист}$, км/ч	Q, кг/ч	$V_{пр}$, км/ч	$V_{ист}$, км/ч	Q, кг/ч
13.5	4500	300	371	845	352	436	984	413	509	1263	447	548	1494
	4800	300	377	837	352	443	980	407	510	1226	439	550	1453
	5100	300	382	828	350	446	961	403	512	1197	434	552	1413
	5400	290	376	802	346	448	947	397	515	1170	430	555	1380
	5700	290	382	790	342	450	915	390	515	1140	422	557	1340
	6000	290	388	785	342	453	905	390	522	1110	422	560	1315
	6300	280	380	756	342	466	905	385	522	1090	414	561	1280
	6600	280	390	750	340	467	885	380	525	1060	407	563	1245
	6900	280	393	735	340	477	883	376	526	1036	405	566	1217
	7200	280	400	730	333	475	850	372	526	1010	398	565	1180
	7500	280	406	725	333	485	852	366	529	980	393	567	1156
	7800	280	415	725	330	485	840	357	528	960	391	570	1130
	8100	280	420	722	324	486	830	348	522	936	382	572	1110

Примечания: 1. Таблица составлена для стандартной температуры и нормальной регулировки двигателей.

2. Аэродинамическая поправка к указателю скорости принята равной 3 км/ч.

3. Значения часового расхода топлива, указанные в таблице для полетной массы 16,0 т, необходимо увеличить:

- для полетной массы 16,5 т - на 3%;
- для полетной массы 17,0 т - на 5%.

1. Режим наибольшей продолжительности полета соответствует минимальному часовому расходу топлива. Этот режим рекомендуется для полета в зоне ожидания и при восстановлении ориентировки.

2. Режим наибольшей дальности полета соответствует режиму 1,01 минимального километрового расхода топлива. Этот режим рекомендуется для маршрутных полетов по расписанию.

При этом набор высоты и снижение выполнять на режиме минимального расхода топлива.

3. Режим работы двигателей "0,85 Номинального" является наибольшим режимом для горизонтального полета.

4. Номинальный режим работы двигателей для крейсерского полета используется по усмотрению КВС в соответствии с рекомендациями, изложенными в 4.5.

Для определения расхода топлива и скорости горизонтального полета на режимах, отличающихся от режимов, указанных в табл. 7.11, следует пользоваться номограммами удельных дальностей для высот полета от 3000 до 8100 м (рис. 7.36 - 7.53).

В этом случае для подсчета заправки топлива и летного времени необходимо пользоваться средними данными, приведенными в табл. 7.12.

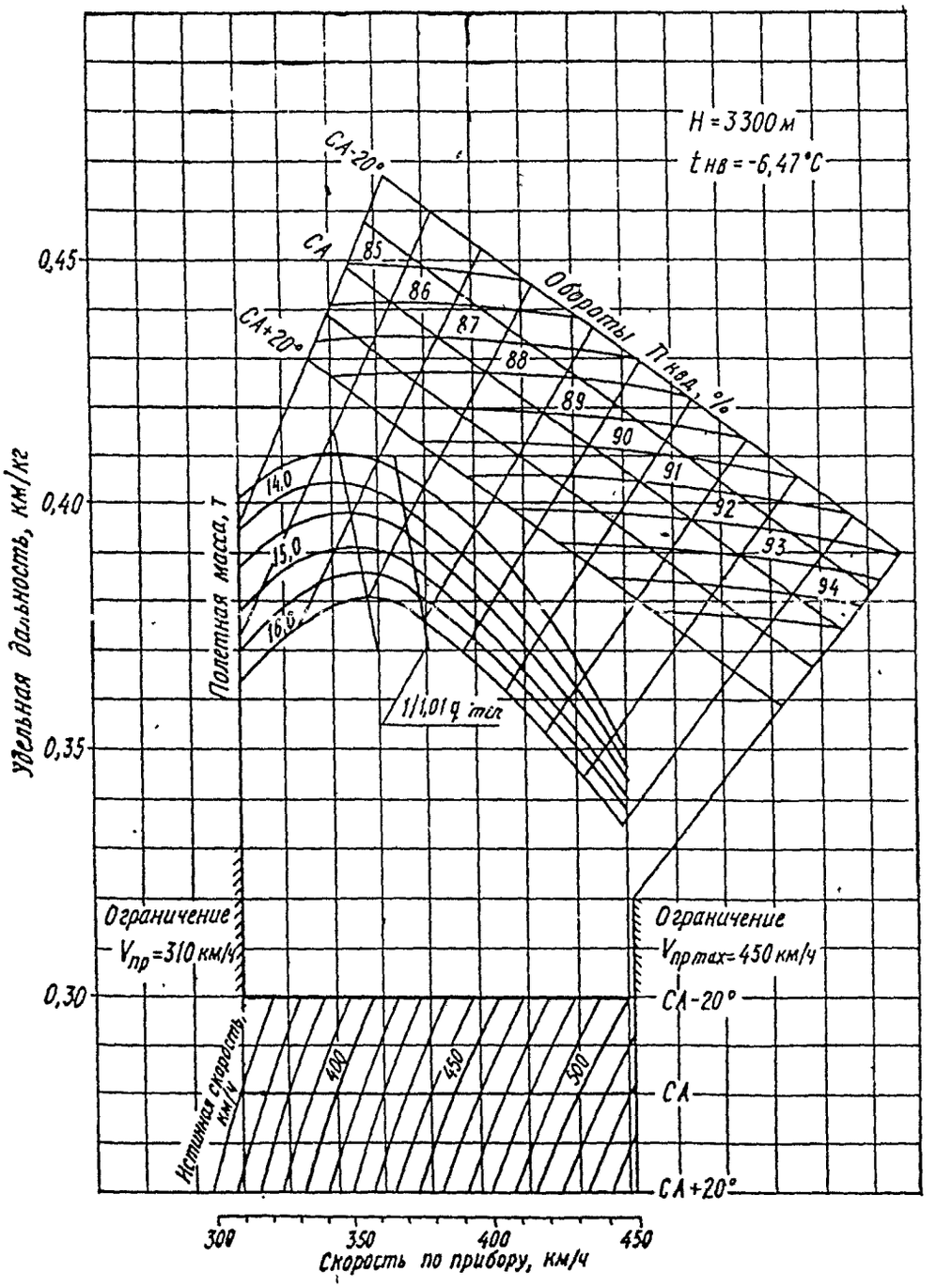


Рис. 7.37. Удельные дальности на высоте 3300 м

Примечание. Удельные дальности, полученные с данного рисунка
для полетной массы 16,0 т, уменьшить:
— для полетной массы 16,5 т - на 3 %;
— для полетной массы 17,0 т - на 5 %.

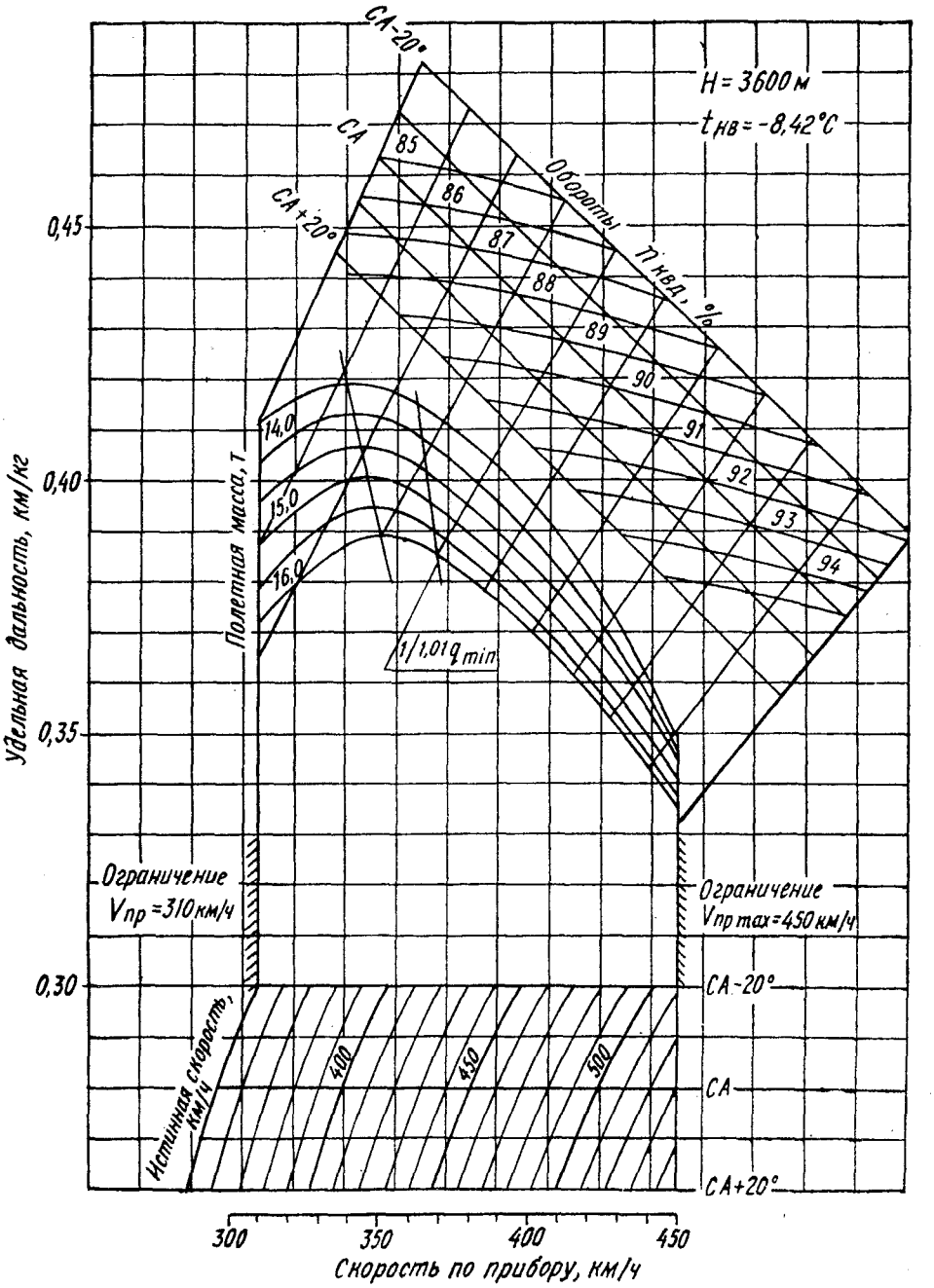


Рис. 7.38. Удельные дальности на высоте 3600 м

Примечание. Удельная дальности, полученные с данного рисунка для полетной массы 16,0 т, уменьшить:
— для полетной массы 16,5 т - на 3 %;
— для полетной массы 17,0 т - на 5 %.

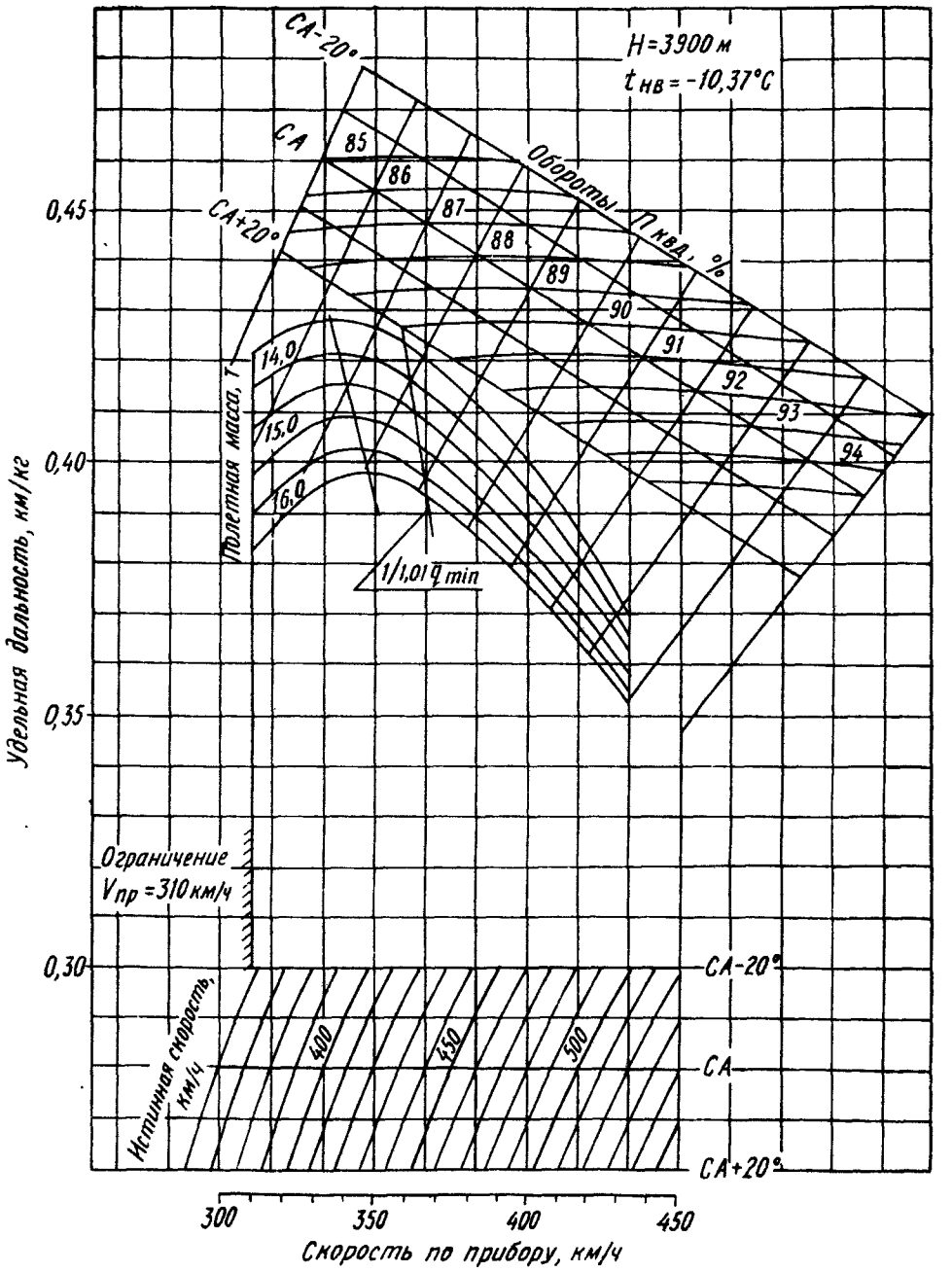


Рис. 7.39. Удельные дальности на высоте 3900 м

Примечание. Удельные дальности, полученные с данного рисунка для полетной массы 16,0 т, уменьшить:
— для полетной массы 16,5 т - на 3 %;
— для полетной массы 17,0 т - на 5 %.

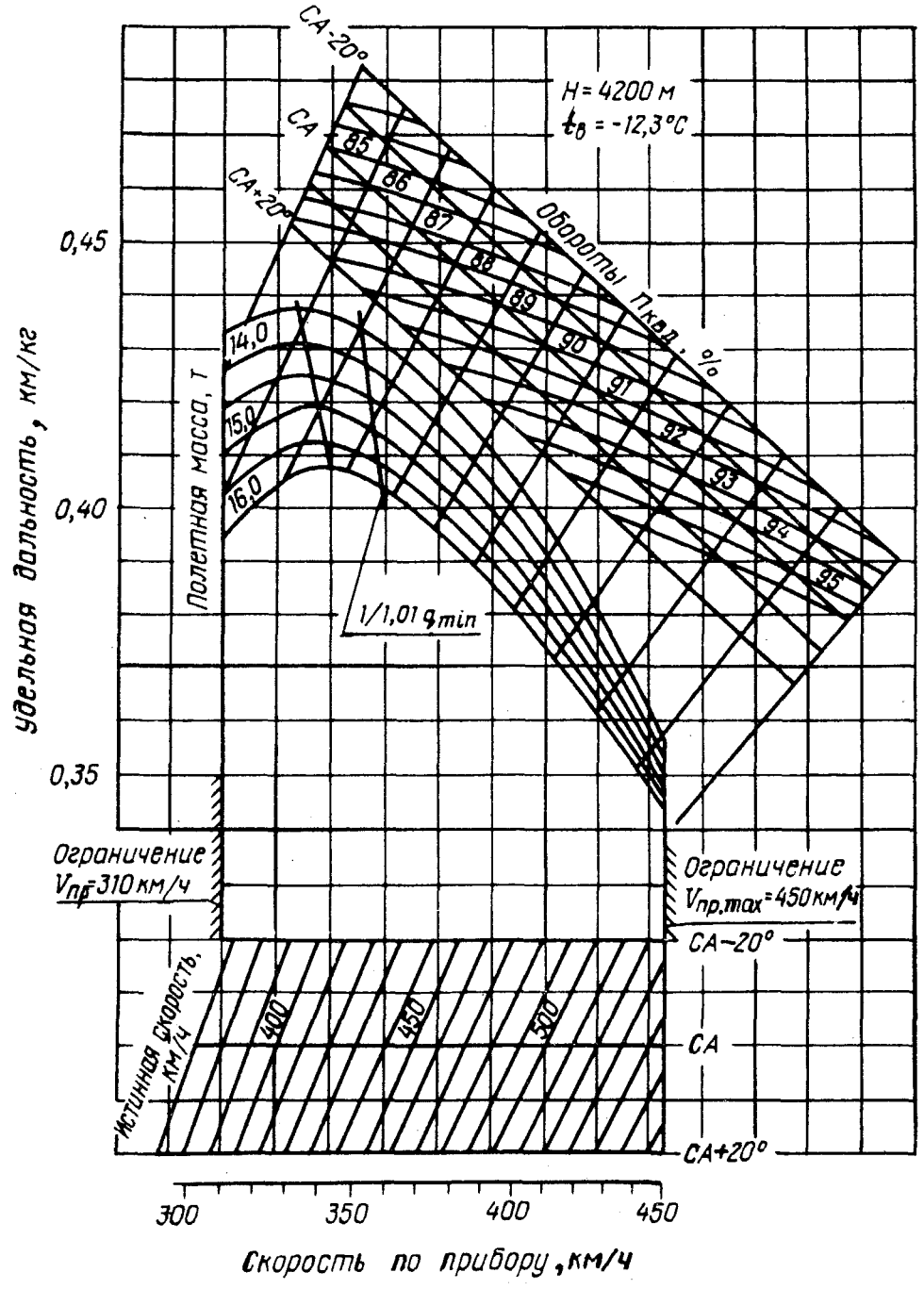


Рис. 7.40. Удельные дальности на высоте 4200 м

Примечание. Удельные дальности, полученные с данного рисунка для полетной массы 16,0 т, уменьшить:
— для полетной массы 16,5 т - на 3 %;
— для полетной массы 17,0 т - на 5 %.

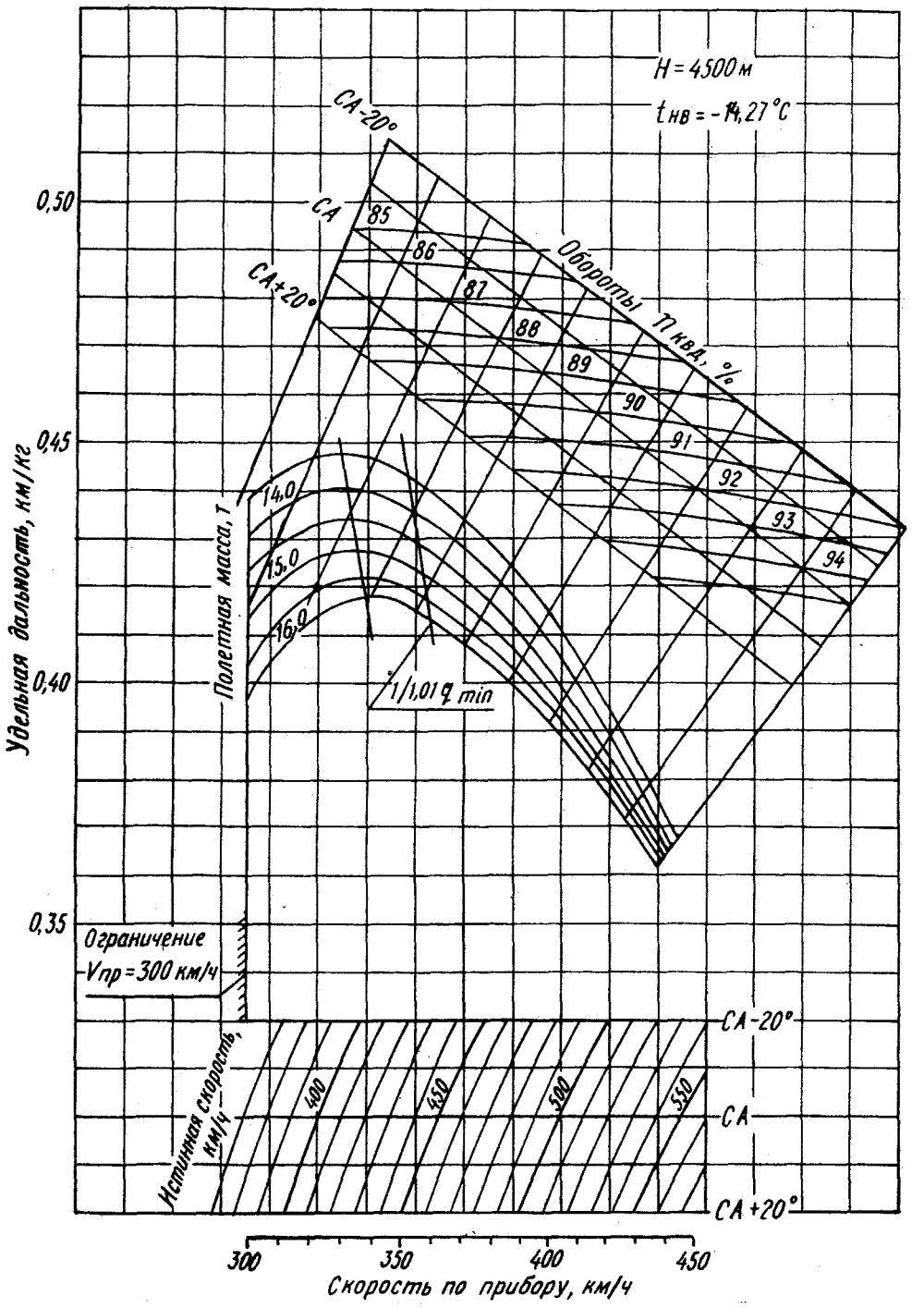


Рис. 7.41. Удельные дальности на высоте 4500 м

Примечание. Удельные дальности, полученные с данного рисунка для полетной массы 16,0 т, уменьшить:
— для полетной массы 16,5 т - на 3 %;
— для полетной массы 17,0 т - на 5 %.

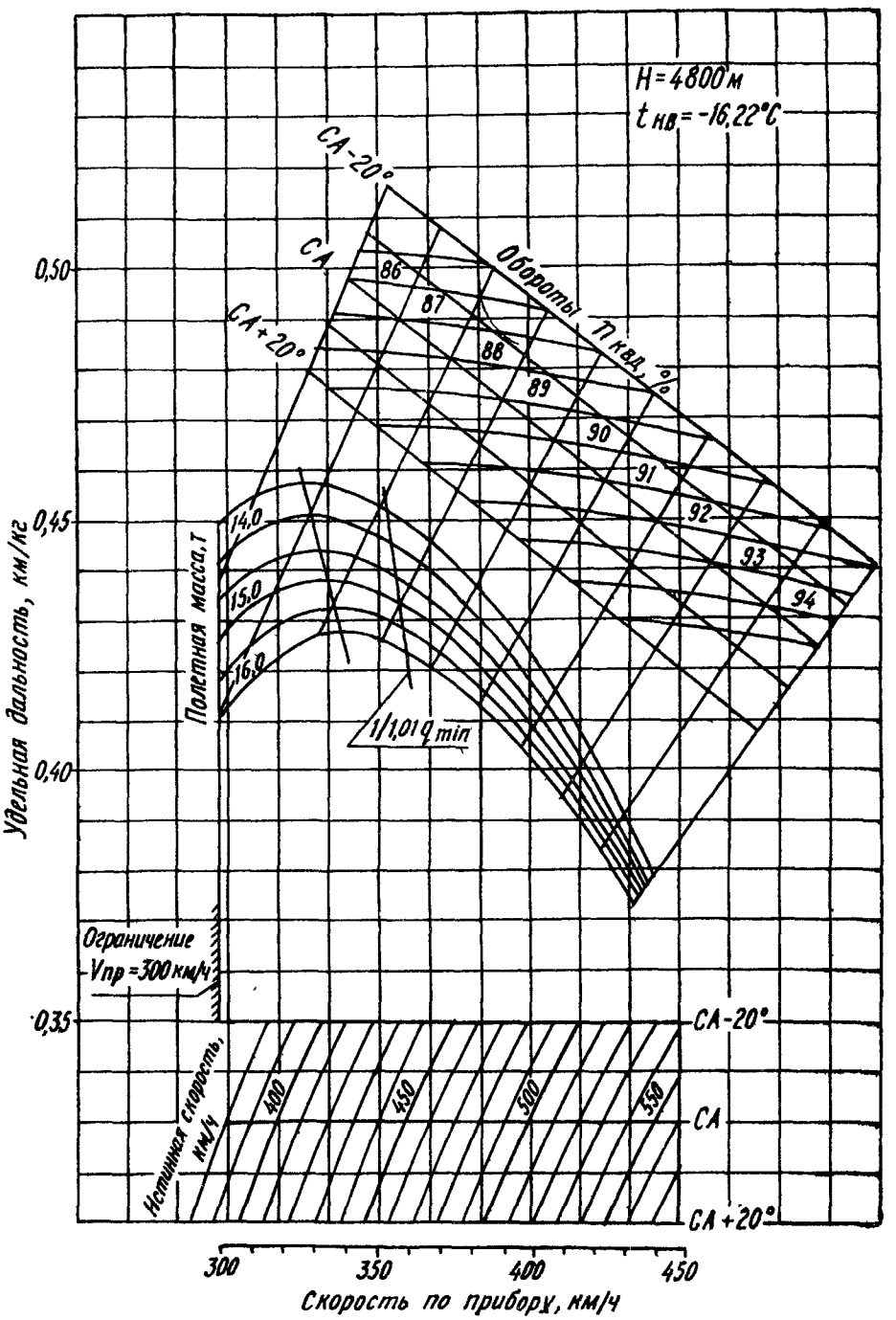


Рис. 7.42. Удельные дальности на высоте 4800 м

Примечание. Удельные дальности, полученные с данного рисунка для полетной массы 16,0 т, уменьшить:
— для полетной массы 16,5 т - на 3 %;
— для полетной массы 17,0 т - на 5 %.

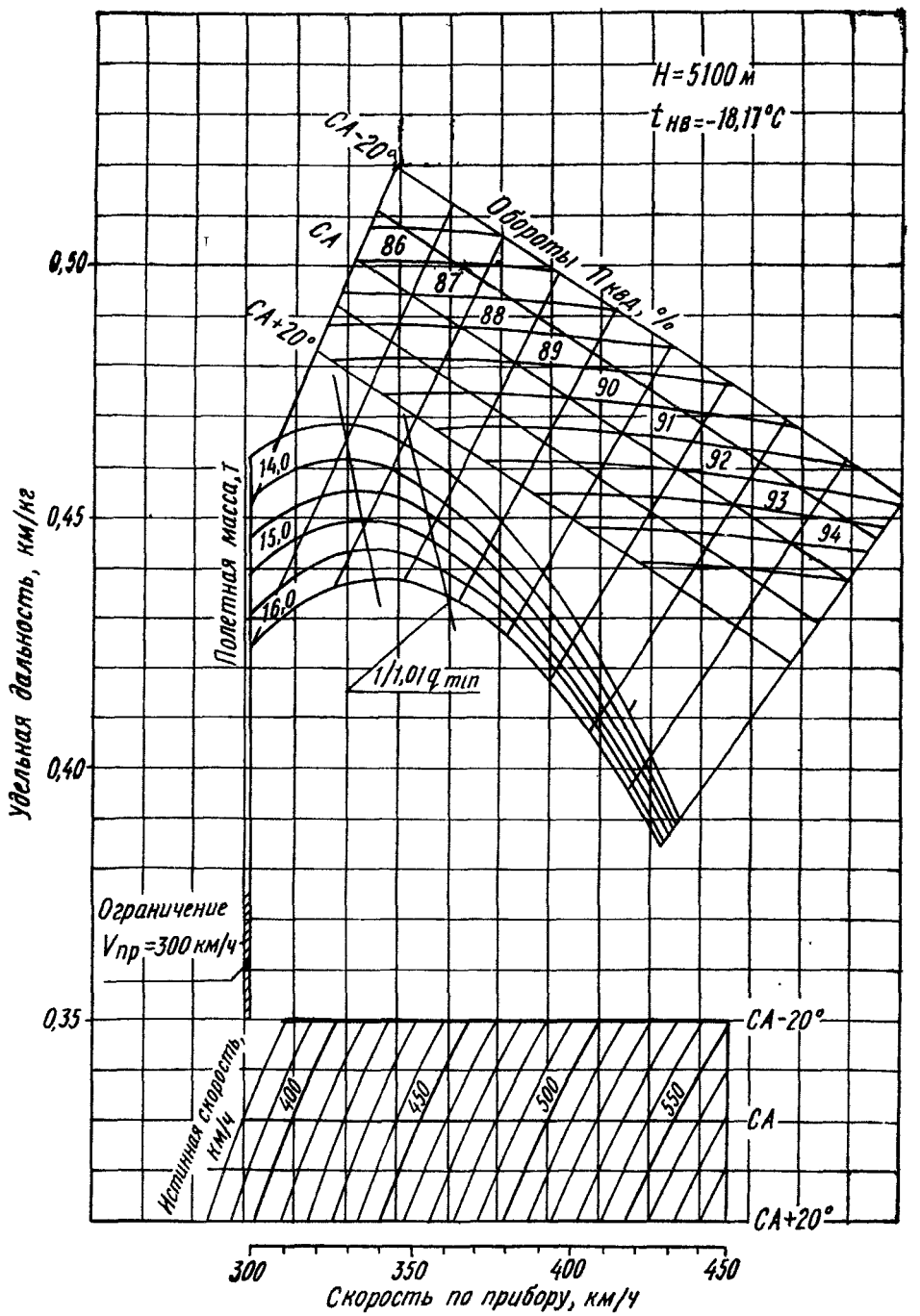


Рис. 7.43. Удельные дальности на высоте 5100 м

Примечание. Удельные дальности, полученные с данного рисунка для полетной массы 16,0 т, уменьшить:
— для полетной массы 16,5 т - на 3 %;
— для полетной массы 17,0 т - на 5 %.

Таблица 7.12

Расход топлива при работе двигателей на земле, на взлете и посадке

Этап выполнения полета	Расход топлива, кг	Время полета, мин
Запуск и руление на исполнительный старт	65	—
Взлет, разгон, маневр после взлета	60	1,5
Заход на посадку и посадка	80	4,5
Руление после посадки	40	—

Средний часовой расход топлива на высоте круга составляет 1100 кг. Для расчета горизонтального полета самолета на двух двигателях необходимо пользоваться удельными дальностями для полета на трех двигателях, при этом потребные частоты вращения роторов двигателей будут выше приведенных на номограммах удельных дальностей.

7.5.4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ КОЛИЧЕСТВА ЗАПРАВЛЯЕМОГО ТОПЛИВА И КОММЕРЧЕСКОЙ ЗАГРУЗКИ

Количество заправляемого топлива при полете по маршруту определяется по номограммам рис. 7.26-7.53 и табл. 7.6-7.12.

Расчет количества заправляемого топлива включает в себя определение и суммирование количества расходуемого топлива, затраченного на следующих этапах полета:

— взлет и разгон до скорости набора высоты;
— набор высоты заданного эшелона крейсерского полета;
— крейсерский полет;
— снижение с высоты заданного эшелона полета до высоты захода на посадку, установленной для аэродрома;
— заход на посадку, посадка и руление к месту остановки у аэровокзала.

Необходимой частью планирования полета является определение аэронавигационного запаса топлива. На рис. 7.26 приведены значения массы АНЗ в зависимости от расстояния до запасного аэродрома.

Пример расчета количества заправляемого топлива при полете по маршруту и коммерческой загрузки

Задано:
дальность полета ..... 700 км
расстояние до запасного аэродрома ..... 295 км
эшелон полета ..... 6000 м
масса снаряженного самолета с экипажем ..... 9460 кг
режим работы двигателей на высоте эшелона ..... 0,85 номинального
условия полета ..... СА

Порядок расчета:
1. Определить максимально допустимую массу самолета (п. 7.2.4) ..... 15000 кг

2. Определить примерный расход топлива на заданную дальность по номограмме рис. 7.26 ..... 1820 кг

3. Определить время, расход топлива, путь при наборе высоты 6000 м:

— время (рис. 7.30) ..... 16 мин.
— расход топлива (рис. 7.31) ..... 450 кг
— путь (рис. 7.32) ..... 85 км

4. Определить путь, время и расход топлива при снижении самолета с Н=6000 м до высоты 500 м по табл. 7.10:

— путь ..... 135 км
— время ..... 15,3 мин.
— расход топлива ..... 268 кг

5. Определить путь, пройденный в наборе высоты и при снижении: 85 км + 135 км = 220 км.

6. Определить путь, пройденный в горизонтальном полете: 700 км - 220 км = 480 км.

7. Определить топливо, израсходованное при полете по кругу и при посадке (табл. 7.12) — 80 кг.

8. Определить аэронавигационный запас топлива по номограмме рис. 7.26, зная расстояние до запасного аэродрома 295 км, величину эквивалентной составляющей скорости встречного ветра при полете на запасной аэродром 50 км, посадочную массу на аэродроме назначения 13180 кг (15000 - 1820 кг), время ожидания над запасным аэродромом 30 мин, компенсационный запас топлива 0,03×1820=60 кг ..... 1500 кг

9. Определить максимально допустимую посадочную массу самолета (п. 7.4.5) ..... 13500 кг

10. В первом приближении определить массу коммерческой загрузки:

$$m_{к.з}=m_{взл}-(m_{т\ на\ полет}+m_{анз}+m_{сн.\ с\text{-}та}+m_{т\ рул}),$$
$$m_{К.З}=15000-(1820+1500+9460+65)=2155\ кг.$$

11. Определить массу самолета в начале горизонтального участка:

$$m_{н.г.у}=m_{взл}-m_{Т\ наб}=15000-450=14550\ кг.$$

12. Определить массу самолета в конце горизонтального участка:

$$m_{к.г.у}=m_{сн.\ с\text{-}та}+m_{анз}+m_{т\ сниж.}+m_{т\ заход}+пос.+m_{к.з}=9460+1500+268+2155=13383\ кг.$$

13. Определить среднюю полетную массу самолета:

$$m_{ср.с-та}=\frac{m_{н.г.у.}+m_{к.г.у}}{2}=\frac{14550+13383}{2}=13966 кг.$$

14. Определить удельную дальность по графику рис. 7.45 и табл. 7.8:

(Н=6000 м; $V_{ист.}$=518 км/час; $m_{ср.\ с\text{-}та}$=13966 кг)

$$\frac{1}{q}=0{,}462\ км/кг.$$

15. Определите расход топлива на горизонтальный полет:

$$m_{т.г.у.}=L_{г.у.}:\frac{1}{q}=480 км:0{,}462\ км/кг=1039\ кг.$$

16. Определить количество топлива на полет как сумму расходов топлива по этапам, кг:

— запуск двигателей, руление ..... 65 кг
— взлет и набор высоты эшелона ..... 450 кг
— горизонтальный полет ..... 1039 кг
— снижение с высоты эшелона до высоты 500 м ..... 268 кг
— заход на посадку и посадка ..... 80 кг

$$m_{расх.}=65+450+1039+268+80=1902\ кг$$

17. Определить посадочную массу самолета:
$m_{пос}=m_{взл}-m_{расх.}$=15000—1902=13098 кг.

18. Определить общую заправку топлива на полет по маршруту с АНЗ:
1902 кг + 1500 кг = 3402 кг.

19. Определить массу коммерческой загрузки:
$m_{к.з}=m_{взл}-m_{пуст.сн.с-та}-m_{т.запр.}$=15000—9460—3402 = 2138 кг.

20. Проверить посадочную массу самолета:
$m_{пос} \leq m_{пос\ max\ доп}$
13098 кг < 13500 кг.

Если фактические значения полетной и посадочной массы самолета превысят расчетные ограничения, произвести дополнительный расчет, учитывая массу самолета.



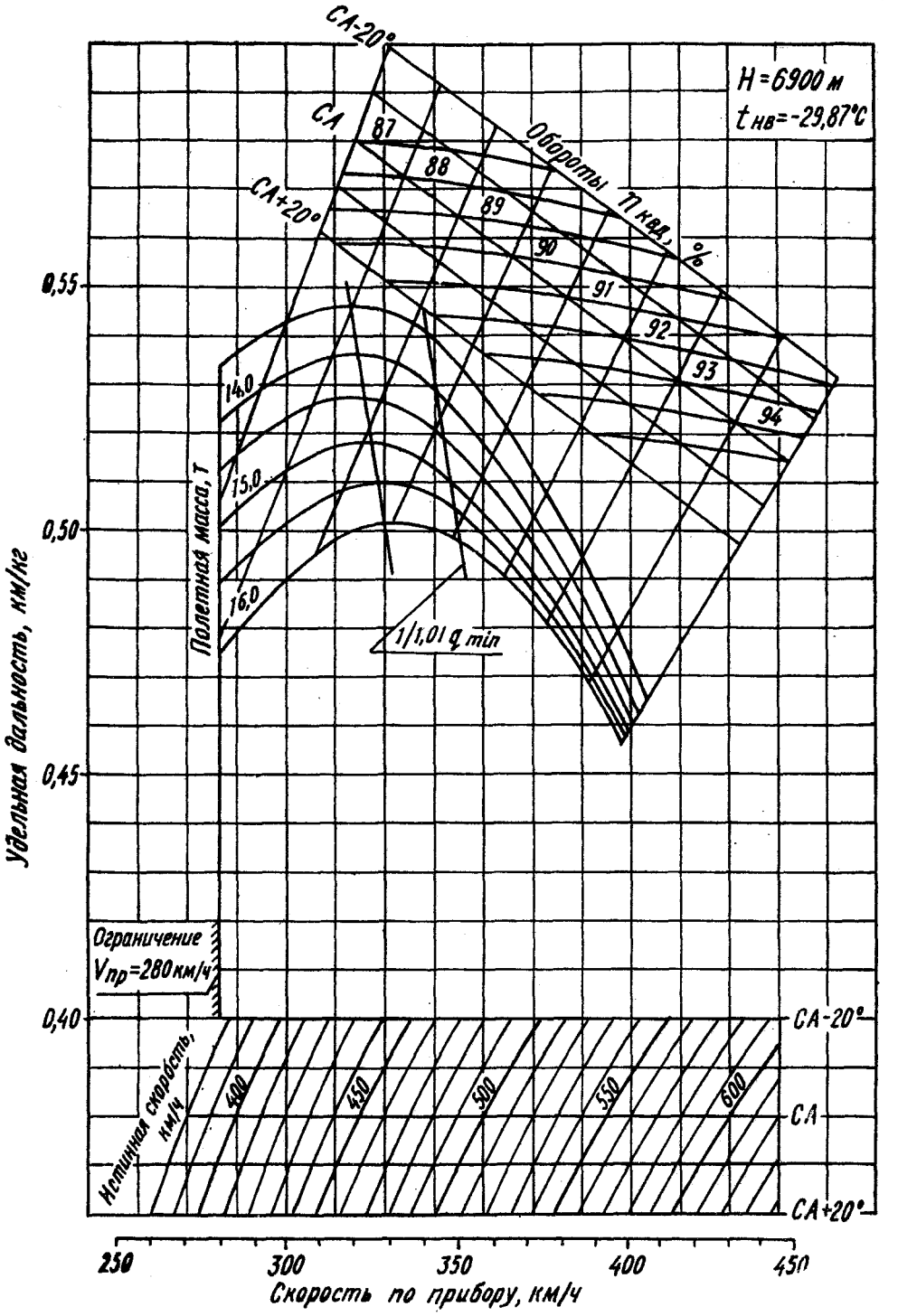


Рис. 7.44. Удельные дальности на высоте 5400 м

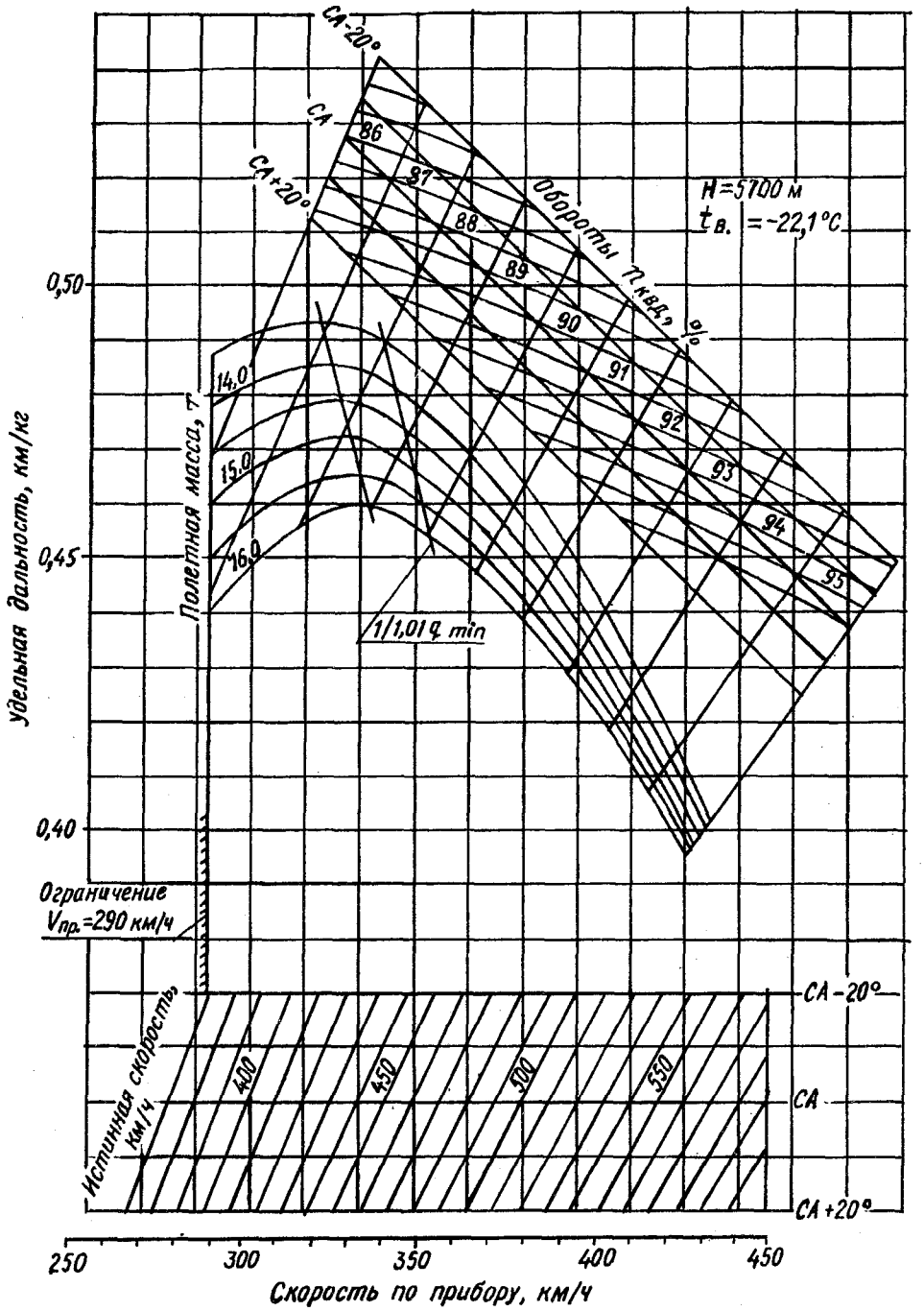


Рис. 7.45. Удельные дальности на высоте 5700 м

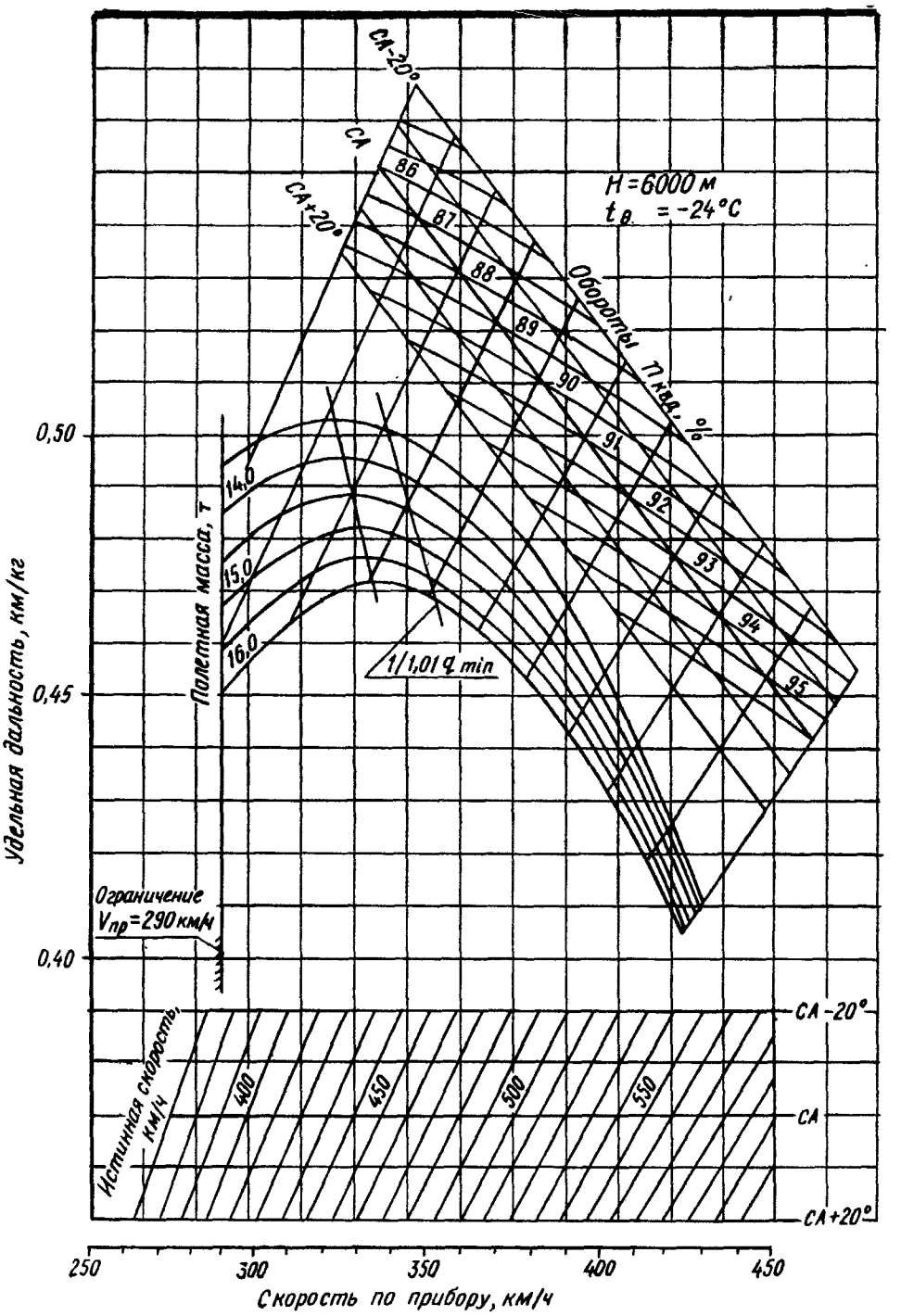


Рис. 7.46. Удельные дальности на высоте 6000 м

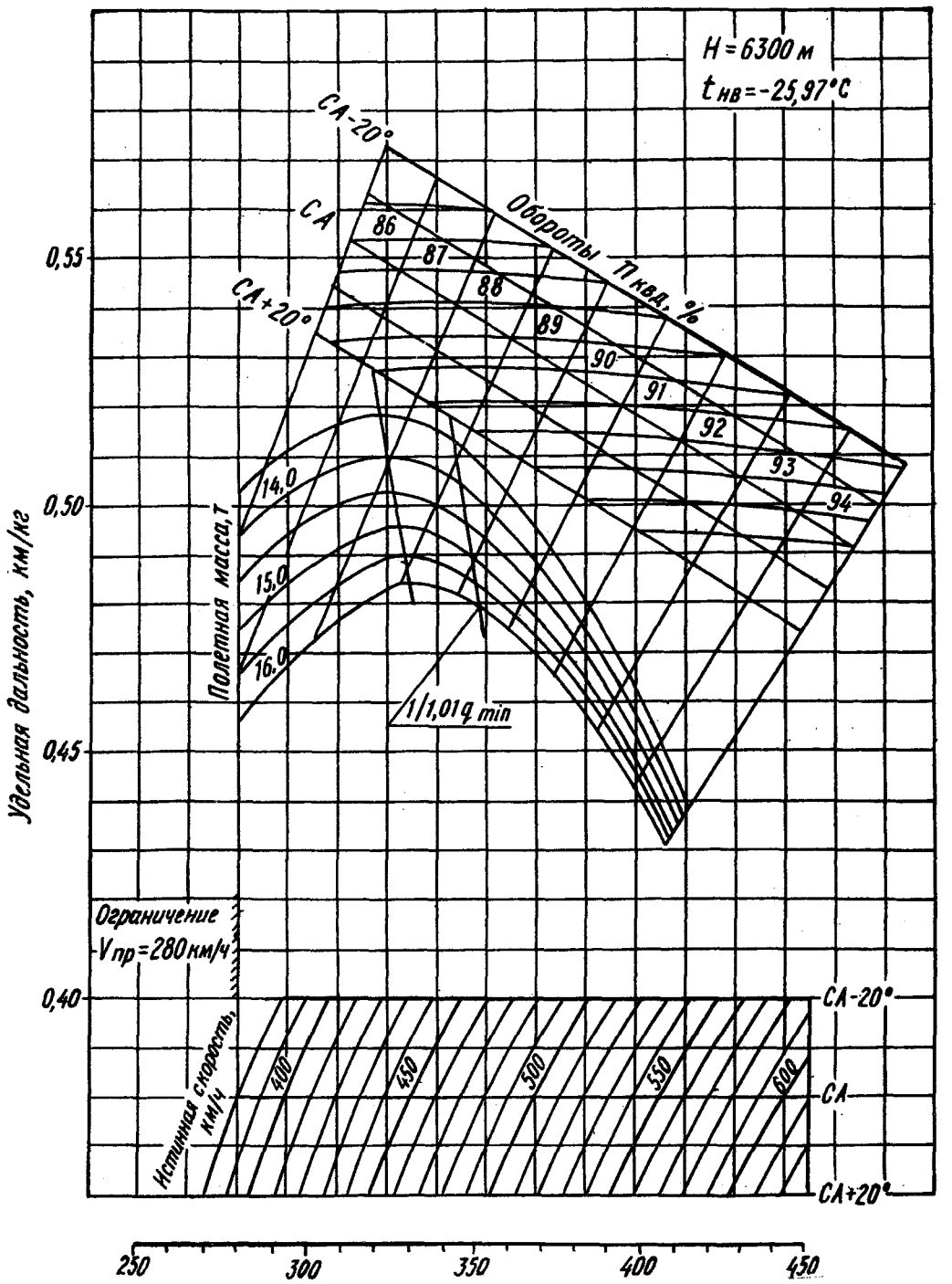


Рис. 7.47. Удельные дальности на высоте 6300 м

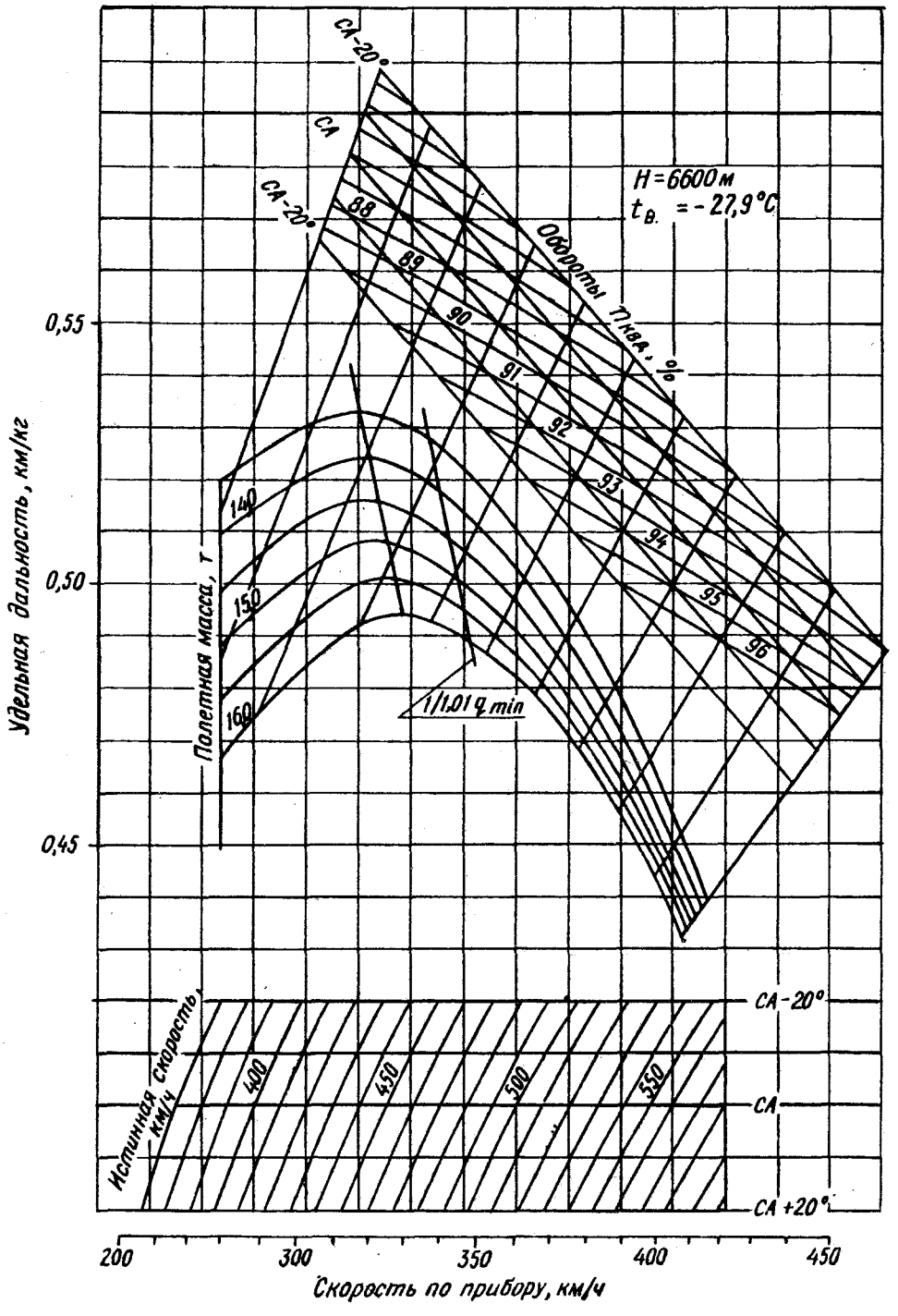


Рис. 7.48. Удельные дальности на высоте 6600 м

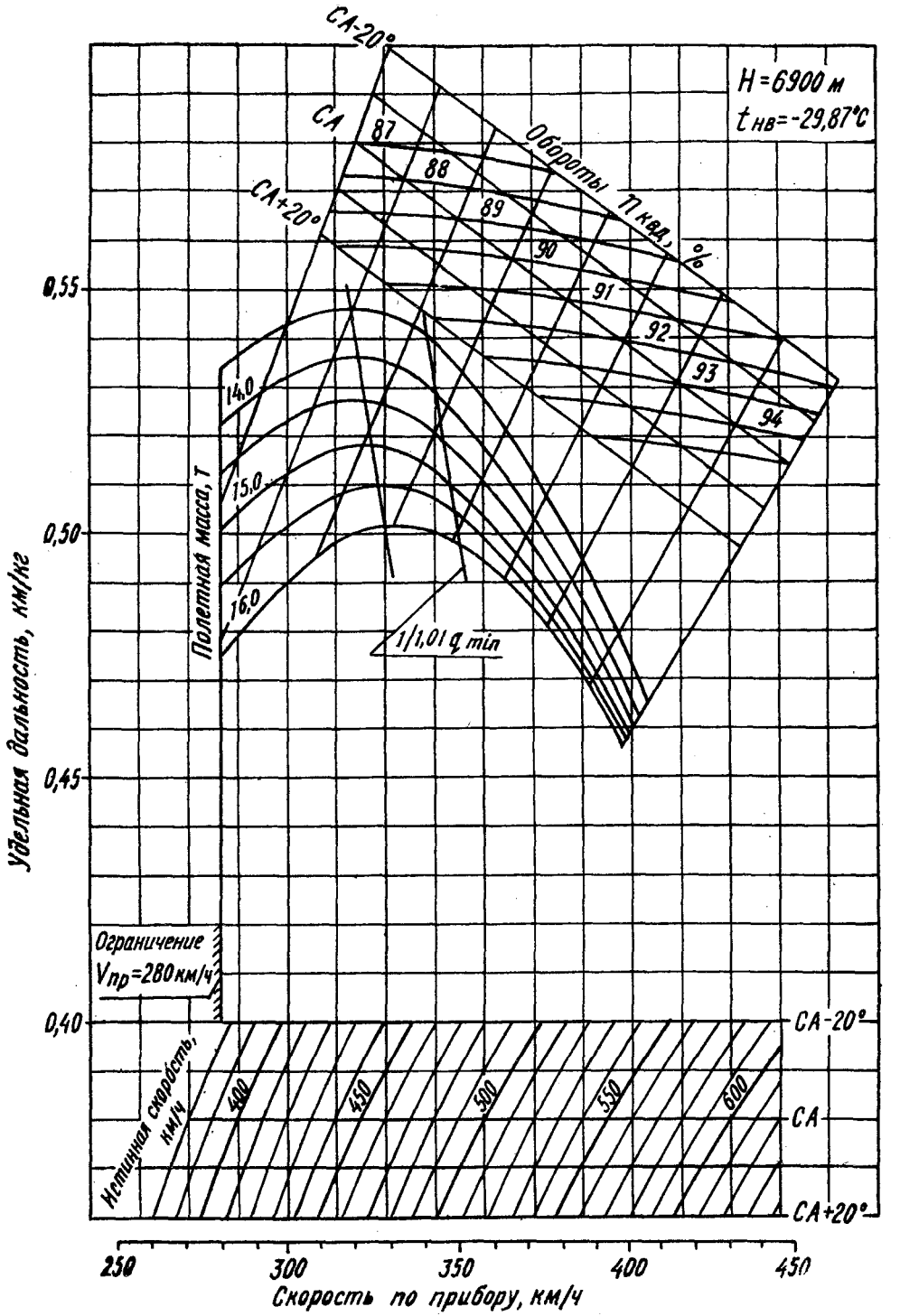


Рис. 7.49. Удельные дальности на высоте 7200 м

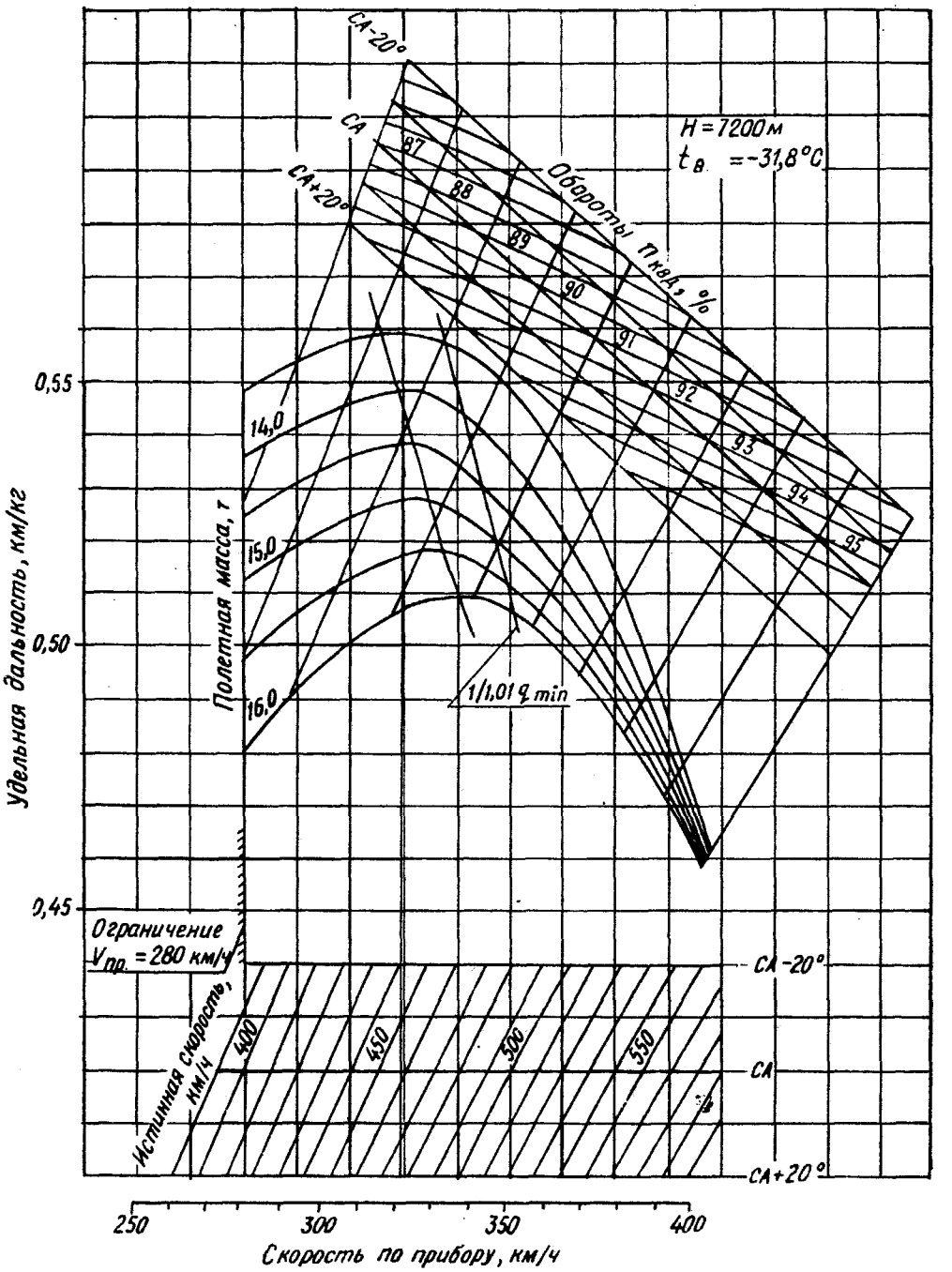


Рис. 7.50. Удельные дальности на высоте 6900 м

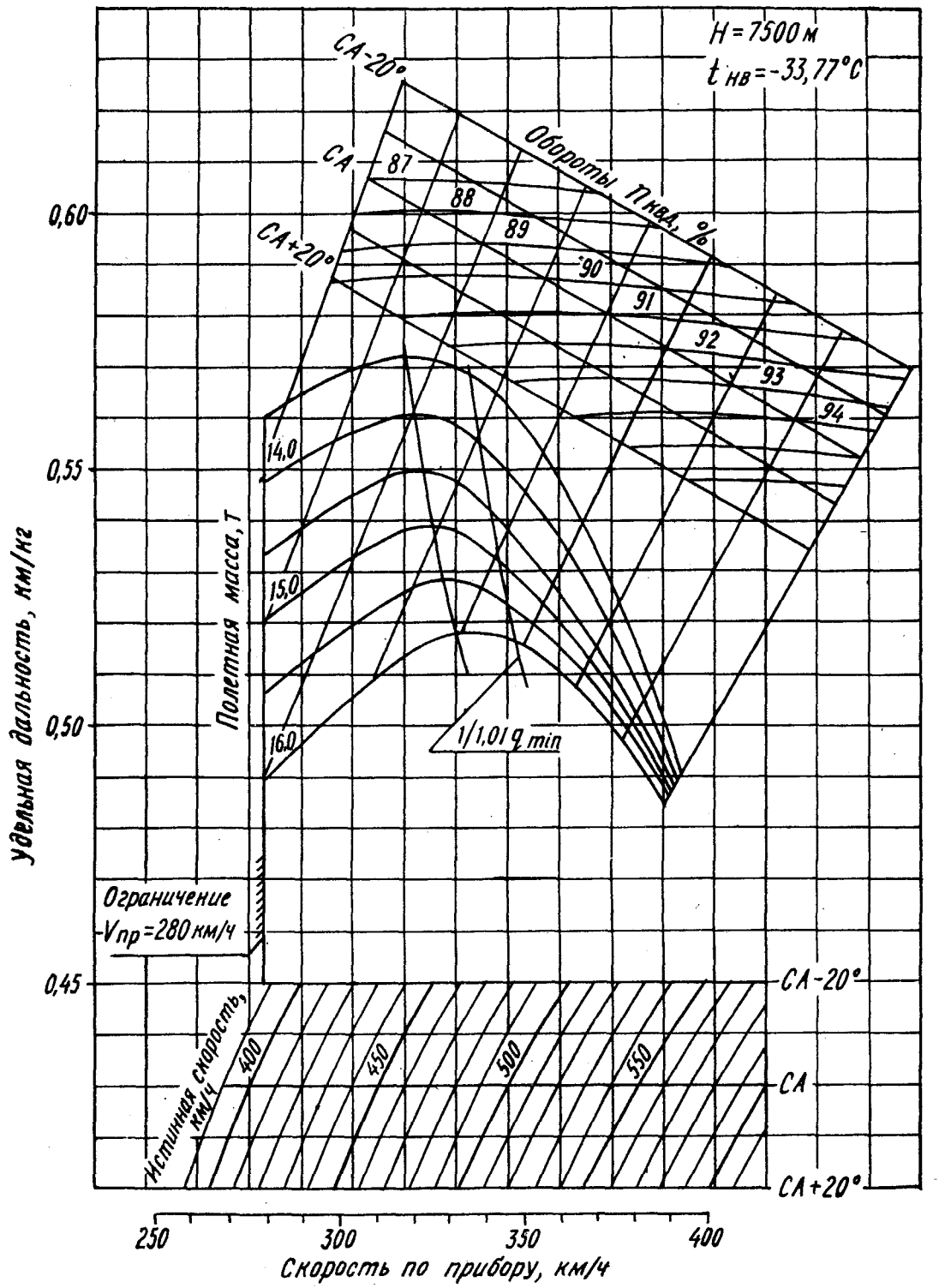


Рис. 7.51. Удельные дальности на высоте 7500 м

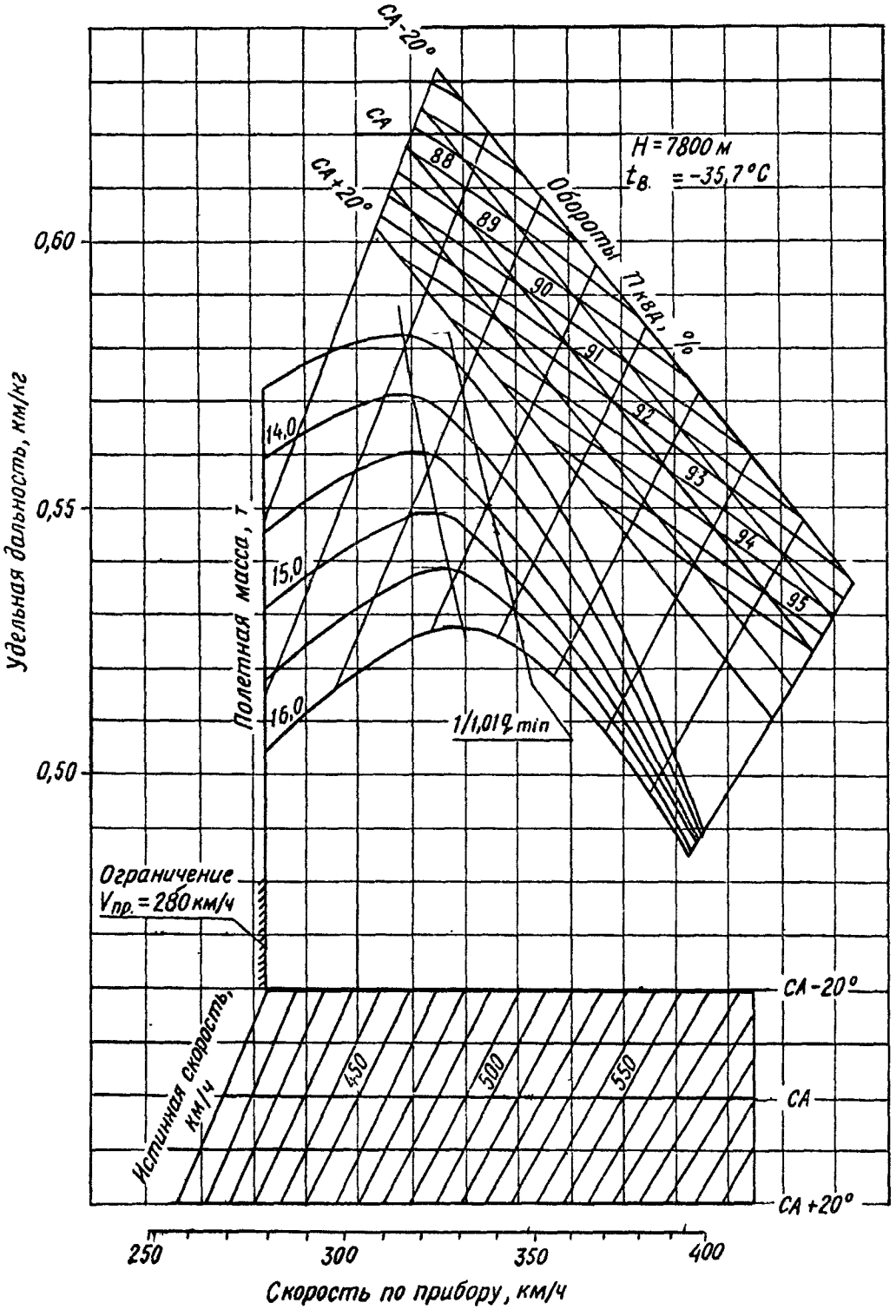


Рис. 7.52. Удельные дальности на высоте 7800 м

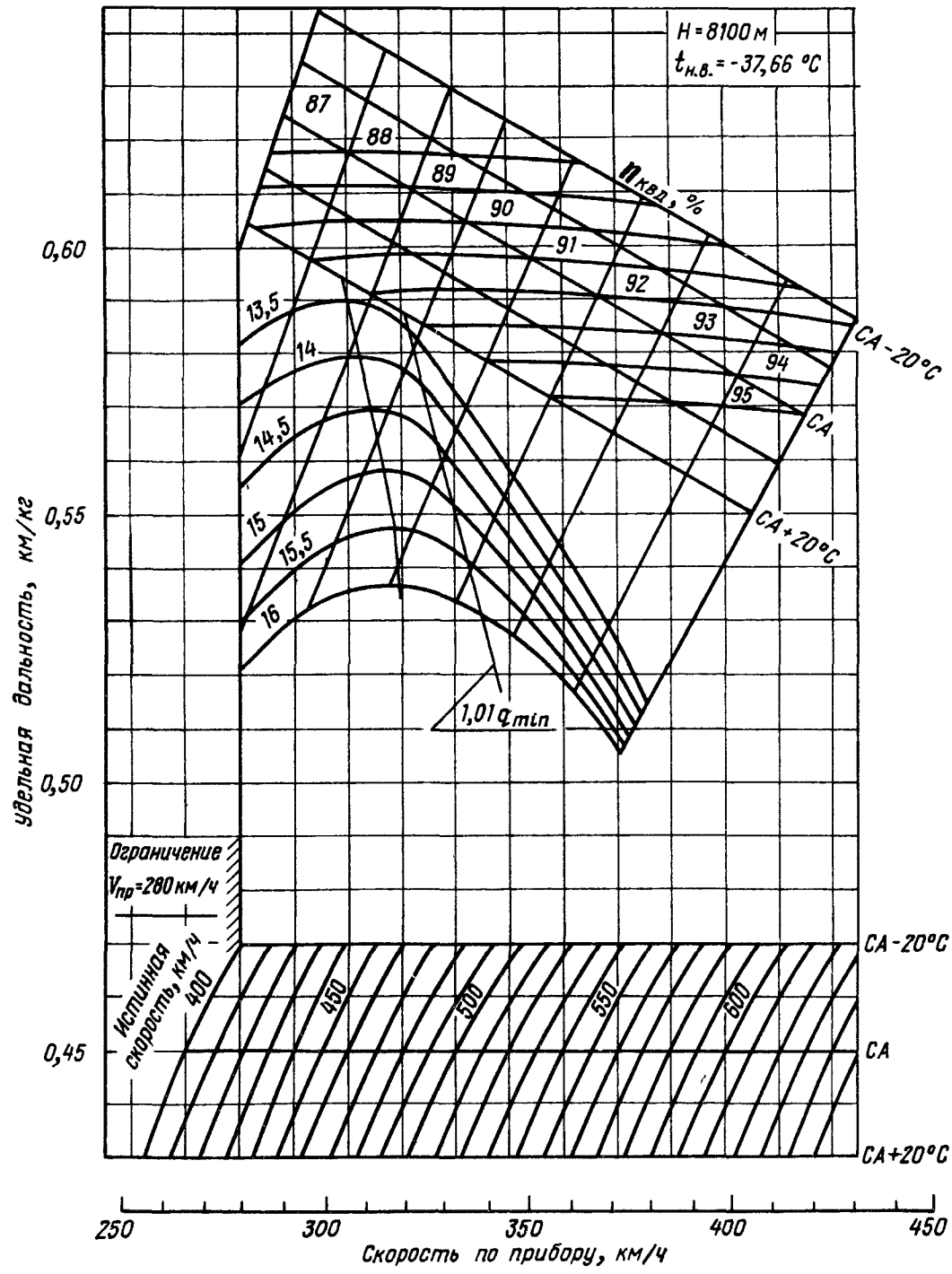


Рис. 7.53. Удельные дальности на высоте 8100 м

Раздел 8

ПРИЛОЖЕНИЯ

СОДЕРЖАНИЕ

Приложение 1.
1. Рекомендации по загрузке и центровке самолета 3
1.1 Общие сведения 3
1.2. Размещение загрузки на самолете 8
1.3. Определение центровки самолета 9
1.3.1. Определение положения центра тяжести загруженного самолета с помощью моментов 9
1.3.2. Определение положения центра тяжести загруженного самолета по центровочным графикам 23

Приложение 2.
Листы контрольного осмотра самолета экипажем перед запуском двигателей 39

Приложение 3.
Карта контрольной проверки 41

Приложение 4.
Перечень допустимых отказов и неисправностей самолета Як-40, с которыми разрешается завершение рейса до аэропорта базирования и полеты до очередной формы "Б" 46

1. РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ЗАГРУЗКЕ И ЦЕНТРОВКЕ САМОЛЕТА

Приложение 1

1.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

1.1.1. Для нормального пилотирования самолета большое значение имеет правильная загрузка, которая должна обеспечить допустимый диапазон эксплуатационных центровок.

Для сохранения допустимого диапазона эксплуатационных центровок необходимо расчет загрузки и центровки производить в зависимости от намечаемой дальности полета (количества топлива), коммерческой загрузки, пассажиров, багажа, почты и грузов (в конвертируемом варианте) по центровочному графику.

При расчетах пользоваться массой и центровкой пустого самолета, записанными в формуляре.

1.1.2. Масса одного пассажира принимается равной 75 кг. В зимней одежде масса одного пассажира - 80 кг. Масса бортпроводника или сопровождающего грузы - 75 кг.

Перед вылетом экипаж должен убедиться в правильности размещения пассажиров, багажа или груза и центровки самолета (в компоновке самолета на 36 пассажиров бортпроводник смещает центровку назад на 0,3% САХ).

Необходимо также убедиться в надежности крепления грузов, чтобы исключить возможность самопроизвольного изменения центровки самолета из-за перемещения грузов при взлете, посадке и в полете в условиях болтанки.

Ответственность за правильное размещение пассажиров и багажа, почты и грузов, нормальную центровку и надежное крепление груза несут командир воздушного суда и второй пилот.

Основные данные по массам самолетов указаны в табл. 8.1, 8.2.

Таблица 8.1

Основные данные по массам самолетов

Наименование	Пассажирский						Конвертируемый			
	24-местный с № 06	27-местный с № 0115 по №1819	27-местный с № 1919 по№0729	30-местный с № 0829 по №1445**	32-местный с 9‰ рядами кресел с № 1545	36-местный с № 1919 по №0729	32-местный с 9‰ рядами кресел с № 1545	грузопассажирский	грузовой	36-местный с № 0829
Максимальная рулежная масса, кг	14915	14915	17265*/16865	17265*/16865	17265*/16865	17265*/16865	17265*/16865	16165	16165	17265*/16865
Максимальная взлетная масса, кг	14850	14850	17200*/16800	17200*/16800	17200*/16800	17200*/16800	17200*/16800	16100	16100	17200*/16800
Максимальная масса заправляемого топлива, кг	3000	3000	4400*/4000	4400*/4000	4400*/4000	4400*/4000	4400*/4000	4000	4000	4400*/4000
В том числе на опробование двигателей и руление на старт, кг	65	65	65	65	65	65	65	65	65	65
Максимальная коммерческая нагрузка, кг	2280	2300	2435	2880	2880	3240	2880	2890	3200	3240
В том числе: — пассажиры	1800 (75×24)	2025 (75×27)	2160 (80×27)	2400 (80×30)	2560 (80×32)	2880 (80×36)	2560 (80×32)	1050 (75×14)	—	2880 (80×36)
— багаж	480 (20×24)	275 (10×27+5)	275 (10×27+5)	300 (10×30)	320 (10×32)	360 (10×36)	320 (10×32)	140 (10×14)	—	360 (10×36)
— груз	—	—	—	180	—	—	—	1700	3200	—
Масса снаряжения, кг	350	350	360	355	355	345	425	420	405	425
В том числе: — экипаж	160	160	160	160	160	160	160	160	160	160
— снаряжение без экипажа	190	190	200	195	195	185	265	260	245	265
Масса пустого самолета, кг	9105	9135	9945***	10075***	10075***	10120***	10130***	9670	9580	10175***

* Для самолетов с топливомером ППТИЗ-2ТА

** 32-местный со снятым 2-местным блоком кресел

*** Масса пустого доработанного самолета с учетом ремонтов на авиаремонтном предприятии ГА.

Примечания: 1. МСРП-12-96 устанавливается в счет коммерческой загрузки или топлива при условии сохранения допустимого диапазона центровок.
2. В конвертируемом варианте при 32 пассажирах максимальная загрузка багажника 640 кг только при взлете с грунта
3. Данные указаны согласно ЕТУ 1976 г..

Сводка по массе снаряжения приведена в табл. 8.3.

Таблица 8.2

Основные данные по массам самолетов Як-40 и Як-40К, в том числе с увеличенной до 6 т заправкой топлива

Наименование параметра	Пассажирский				Конвертируемый	
	27-местный с № 1919 по № 0729	30-местный с № 0829 по № 1445*	32-местный с 9-ю рядами кресел с № 1545	36-местный пассажирский с № 1919 по № 0729	32-местный с 9-ю рядами кресел с № 1545	36-местный пассажирский с № 0829
Максимальная рулежная масса, кг	17265	17265	17265	17265	17265	17265
Максимальная взлетная масса, кг	17200	17200	17200	17200	17200	17200
Максимальная масса заправляемого топлива, кг	6000	6000	6000	6000	6000	6000
В том числе на опробование двигателей и руление на старт, кг	65	65	65	65	65	65
Максимальная коммерческая загрузка, кг	2435	2880	2880	3240	2880	3240
В том числе:						
— пассажиры	2160 (80x27)	2400 (80x30)	2560 (80x32)	2880 (80x36)	2560 (80x32)	2880 (80x36)
— багаж	275 (10x27+5)	300 (10x30)	320 (10x32)	360 (10x36)	320 (10x32)	360 (10x36)
— груз	—	180	—	—	—	—
Масса снаряжения, кг	360	355	355	345	425	425
В том числе:						
— экипаж	160	160	160	160	160	160
— снаряжение без экипажа	200	195	195	185	265	265
Масса пустого самолета, кг	9945	10075	10075	10120	10130	10175

* 32-местный со снятым двухместным блоком кресел.

Примечания: 1. МСРП-12-96 устанавливается в счет коммерческой загрузки или топлива при условии сохранения допустимого диапазона центровок.
2. В конвертируемом варианте при 32 пассажирах максимальная загрузка багажника 640 кг только при взлете с грунта.
3. Масса пустого самолета дана с учетом ремонтов на авиаремонтном предприятии ГА.
4. Данные указаны согласно ЕТУ 1976 г.

Таблица 8.3

Сводка снаряжения самолета

Наименование / Варианты	Пассажирский						Конвертируемый			
	с топливными кессонами вместимостью						32-местный пассажирский с 9 рядами кресел с № 1545	грузо-пассажирский (14 пассажиров)	грузовой	36-местный пассажирский с № 0829
	3000 кг		4400 **/4000 кг							
	24-местный с № 06	27-местный с № 0115 по №1819	27-местный с № 1919 по№0729	30-местный с № 0829 по №1445	32-местный с 9 рядами кресел с № 1545	36-местный с № 1919 по №0729				
Масса снаряжения, кг в том числе:	190	190	200	195	195	185	265	260	245	265
Оборудование пассажирской кабины:	37	37	37	34	34	41	39	24	6	41
ковры	33	33	33	28	28	35	33	18	—	35
переносной баллон с кислородом	2,6	2,6	2,6	3	3	3	3	3	3	3
кислород основных баллонов	1,4	1,4	1,4	3	3	3	3	3	3	3
Оборудование подсобных помещений:	27	27	27	20	20	19	20	20	20	20
вешаллки в гардеробе и туалетные принадлежности	3	3	3	3	3	2	3	3	3	3
вода в умывальнике	10	10	10	10	10	10	10	10	10	10
химический состав приемного бака	14	14	14	7	7	7	7	7	7	7
Оборудование служебное:	14	14	14	14	14	14	14	14	14	14
лестница	5,5	5,5	5,5	5,5	5,5	5,5	5,5	5,5	5,5	5,5
чехлы для двигателей	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3
заглушки для двигателей	5,5	5,5	5,5	5,5	5,5	5,5	5,5	5,5	5,5	5,5
Оборудование аварийно-спасательное:	17	17	17	17	17	17	17	17	17	17
аптечка	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5
огнетушители	13	13	13	13	13	13	13	13	13	13
топоры	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2
канаты	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5

Масло в двигателях	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30
Невырабатываемое топливо:	64	64	64	64	64	64	64	64	64	64
в консолях крыла	42	42	42	42	42	42	42	42	42	42
в трубодпроводах	14	14	14	14	14	14	14	14	14	14
в двигателях	8	8	8	8	8	8	8	8	8	8
Продукты питания	11	11	11	11	11	—	11	11	11	—
Швартовочные приспособления:	—	—	—	—	—	—	70	80	94	70
сетки	—	—	—	—	—	—	25	25	25	25
пояса крепления	—	—	—	—	—	—	14	14	14	14
узлы крепления	—	—	—	—	—	—	22	22	22	22
низкие перегородки	—	—	—	—	—	—	—	7	21	—
прочее оборудование	—	—	—	—	—	—	—	3	3	—
Винтовой механизм подъема люка и страховочное устройство	—	—	—	—	—	—	9	9	9	9
Изменения величины центровки пустого самолета в зависимости от массы снаряжения, % САХ	+0,3	+0,3	+0,2	+0,2	+0,3	+0,1	-0,2	-0,7	-0,2	+0,3

---

* 32-местный со снятым двухместным блоком кресел.

** Для самолетов с топливомерами, доработанными по бюлл. №6Т-279-БЭ-Г.

1.1.3 Диапазон эксплуатационных центровок

Предельно передняя центровка определяется согласно 2.1, рис. 2.1.

Примечание. Для обеспечения указанных значений центровки на некоторых самолетах снят левый двухместный блок первого ряда кресел.

Предельно передняя центровка при посадке: для самолетов выпуска с № 01-33, а также всех модификаций самолетов, доработанных по бюлл. № 314ДК по системе управления стабилизатором, — 13 % САХ, а для всех самолетов с недоработанной системой управления стабилизатором (включая самолеты выпуска до № 01-33) - 16 % САХ.

Примечание. Указанные (до № 01-33) значения предельно передней центровки для посадки соответствуют посадочным массам 14000 кг и более. При меньших посадочных массах допускается уменьшать предельно переднюю центровку для посадки на 1 % САХ на каждые 500 кг уменьшения посадочной массы.

Во всех случаях центровка самолета на посадке не должна быть менее 13 % САХ.

Предельно задняя центровка для всех вариантов самолетов составляет 32 % САХ.

Уборка и выпуск шасси на центровку самолета практически не влияет. Перемещение пассажиров во время взлета и посадки на самолете не разрешается. В горизонтальном полете разрешается перемещение одного человека.

1.2. РАЗМЕЩЕНИЕ ЗАГРУЗКИ НА САМОЛЕТЕ

Размещение загрузки на самолете должно обеспечивать получение допустимой эксплуатационной центровки.

При количестве пассажиров менее 32 с целью снижения расхода топлива в полете размещение коммерческой загрузки на самолете производить так, чтобы обеспечивать, по возможности, центровку 27-29 % САХ. При загрузке во избежание опускания самолета на землю хвостовой частью центровка во всех случаях не должна превышать 50 % САХ. Рекомендуется следующий порядок выполнения погрузочно-разгрузочных работ:

— загрузить самолет грузом, почтой и багажом;

— разместить пассажиров на самолетах (24-27-местных) с первого ряда, а на самолетах 30-32-36-местных начиная с третьего ряда;

–занимать первый и второй ряды необходимо после восьмого-девятого-десятого.

При сохранении взлетной массы самолета и допустимого диапазона эксплуатационных центровок в состав экипажа могут входить:

— бортмеханик — в счет одного пассажира первого ряда кресел, а в конвертируемом и 36-местном вариантах — в счет массы топлива;

— бортпроводник — в счет массы топлива или одного пассажира первого ряда кресел;

— сопровождающий грузы — в счет массы топлива или груза.

В перегоночном варианте самолета с одним служебным пассажиром для обеспечения допустимой центровки необходимо устанавливать центровочный груз (балласт) в районе первого ряда кресел массой:

— 230 кг* — в 24-местном варианте;

— 170 кг — в 27-местном с топливными кессонами 3000 кг;

— 250 кг — в 27-местном с топливными кессонами 4000 кг;

— 300-320 кг — в 32, 36-местном и конвертируемом вариантах.

---

* В указанной массе центровочного груза учтена масса реверсивно-тормозного устройства (РТУ). Без РТУ масса центровочного груза равна 130 кг.

В вариантах загрузки 29-32 пассажирами для обеспечения центровки самолета загружать багажные отделения багажом, почтой или грузом массой не менее 320 кг.

При взлете самолета с грунта в конвертируемом варианте с 30-36 пассажирами следует иметь багаж и груз в багажном отделении массой до 640 кг, а при 28-29 пассажирах - до 470 кг.

Основные размеры проемов дверей, люков, данные пассажирских, грузовых салонов и багажных отделений указаны на рис. 8.1-8.5 и в табл. 8.4.

Рекомендации по допустимым массам и их размещению при загрузке конвертируемого самолета и в грузопассажирском вариантах приведены на рис. 8.4 и 8.5.

Примеры: 1. В грузовом варианте самолета разместить груз общей массой 1500 кг, состоящий из трех грузов массой 830, 370 и 300 кг. На рис. 8.5 указано, что груз массой 1500 кг должен быть размещен в секторах 4 или 5, поэтому указанные грузы необходимо разместить так, чтобы их общий центр тяжести находился в центре сектора 4 или 5.
2. В грузовом варианте разместить груз общей массой 3000 кг, состоящий из четырех грузов массой 1000, 850, 600 и 550 кг. На рис. 8.5 указано, что груз массой 3000 кг должен быть размещен с центром тяжести в секторе 5 или массой 2400 кг с центром тяжести в секторе 5 и 600 кг с центром тяжести в багажнике, поэтому указанные грузы общей массой 3000 кг необходимо разместить так, чтобы их общий центр тяжести находился в центре сектора 5 или чтобы центр тяжести грузов массой 2400 кг находился в центре сектора 5, а грузы массой 600 кг - в центре багажника.

При размещении, креплении (швартовке) грузов, багажа, а также при погрузке, транспортировке и выгрузке грузов экипаж должен пользоваться рекомендациями, изложенными в "Инструкции по эксплуатации самолета Як-40К" (Дополнение по конвертируемому варианту) издания завода-изготовителя самолета.

1.3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА

1.3.1. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОЛОЖЕНИЯ ЦЕНТРА ТЯЖЕСТИ ЗАГРУЖЕННОГО САМОЛЕТА С ПОМОЩЬЮ МОМЕНТОВ

Определение положения центра тяжести загруженного самолета в процентах САХ производится с помощью моментов по формуле

$$X_{ц.т.}\frac{1040-X-(696+У+X\cdot 0{,}0524)0{,}0523}{2970}100\%САХ,$$

где X и У — координаты центра тяжести самолета в миллиметрах, взятое со своими знаками.

Положение САХ относительно системы координат: строительной горизонтали фюзеляжа (СГФ) и оси шп. № 26 - приведено на рис. 8.6. Типовые варианты сводок по массе и центровкам самолетов 24-, 27-, 30- и 32/36-местных и конвертируемого варианта и их координаты центров тяжести загрузки приведены в табл. 8.4, 8.5, 8.6, 8.7, 8.8, 8.9.

Координаты центров тяжести кресел экипажа, пассажиров и служебного снаряжения приведены в табл. 8.11 и 8.12, координаты положения центров тяжести груза в секторах в грузопассажирском и грузовом вариантах даны на рис. 8.4 и 8.5.

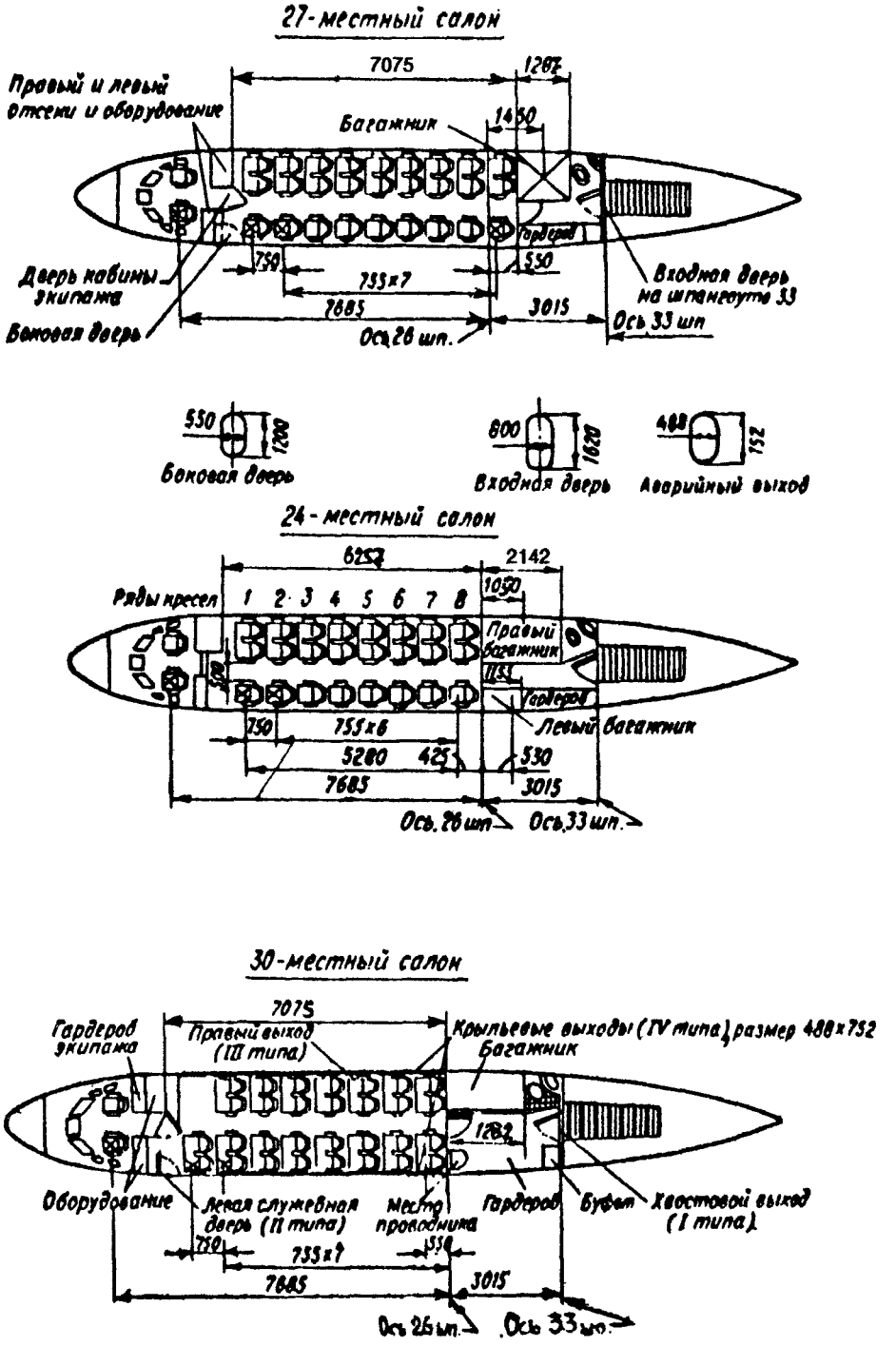
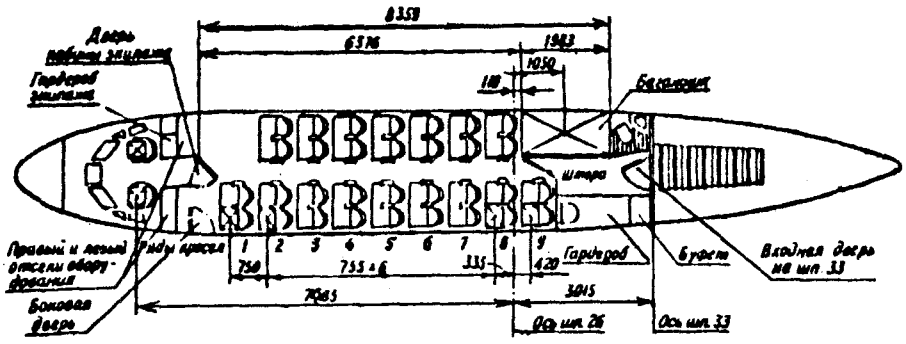


Рис. 8.1. Основные размеры салонов и багажных отделений (24-, 27- и 30-местных)

32-местный салон



36-местный салон

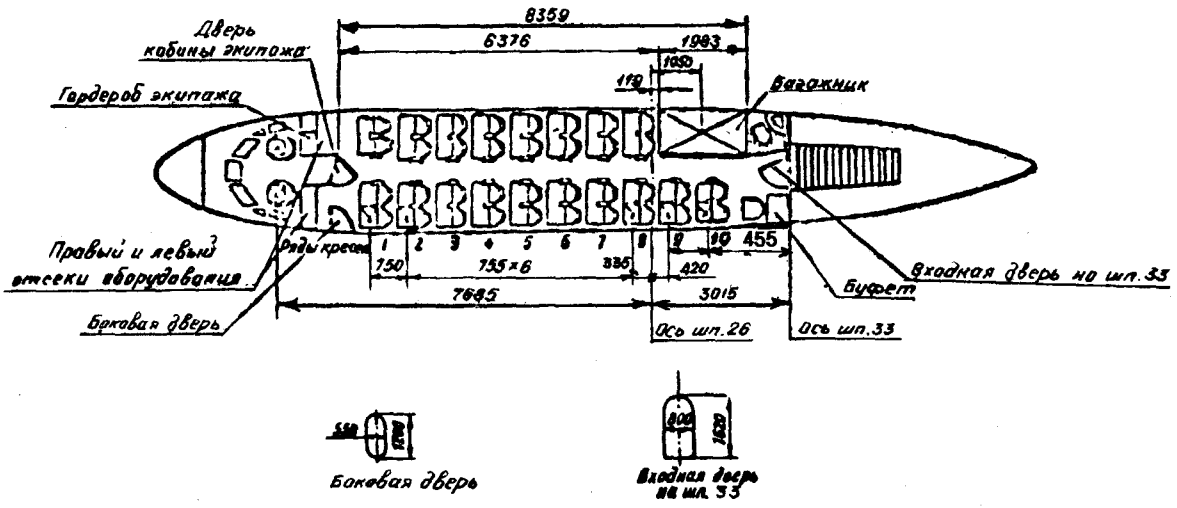


Рис. 8.2. Основные размеры салонов и багажных отделений (32- и 36-местных)

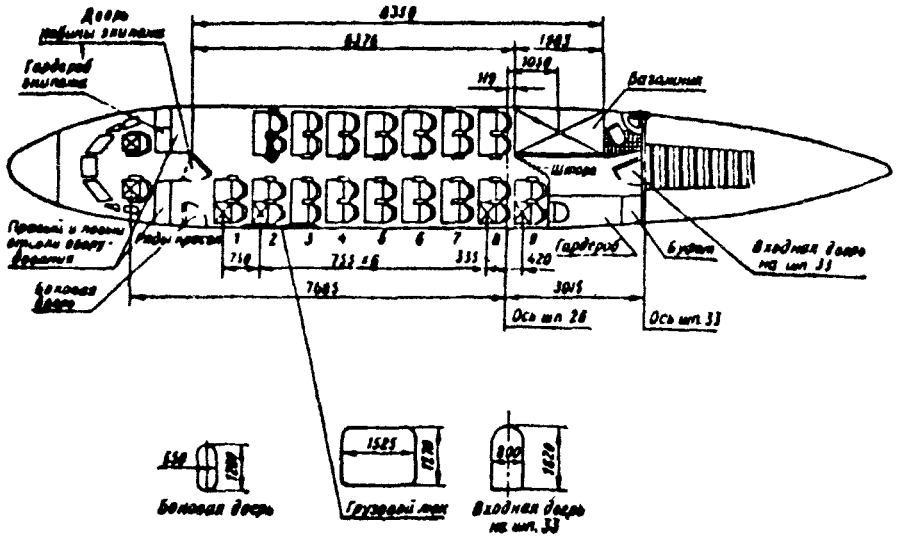
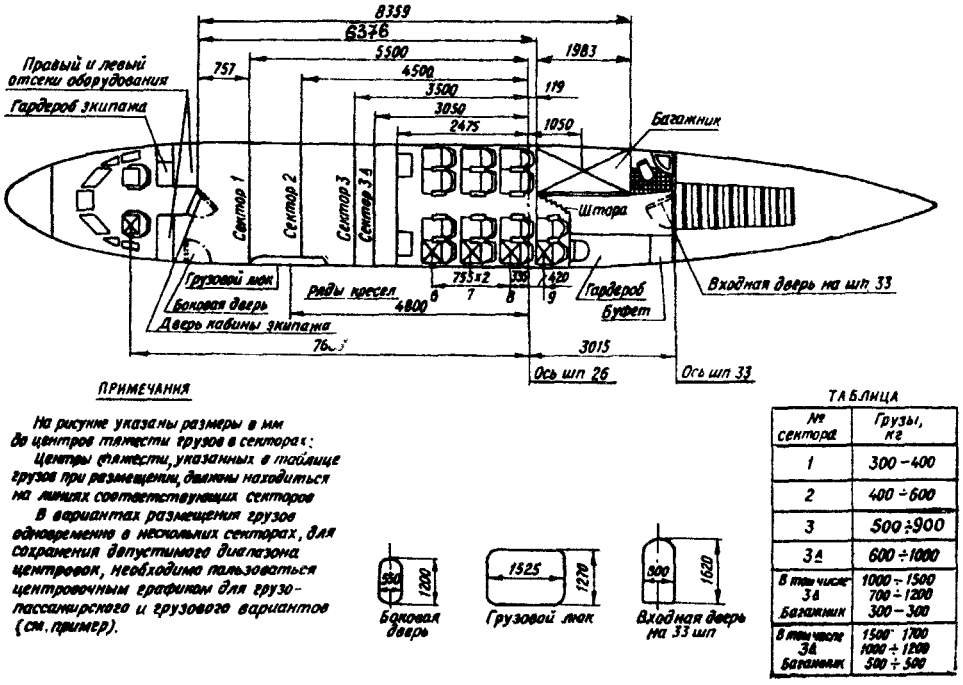


Рис. 8.3. Основные размеры салона и багажных отделений (конвертируемый вариант)



ПРИМЕЧАНИЯ

На рисунке указаны размеры в мм до центров тяжести грузов в секторах.

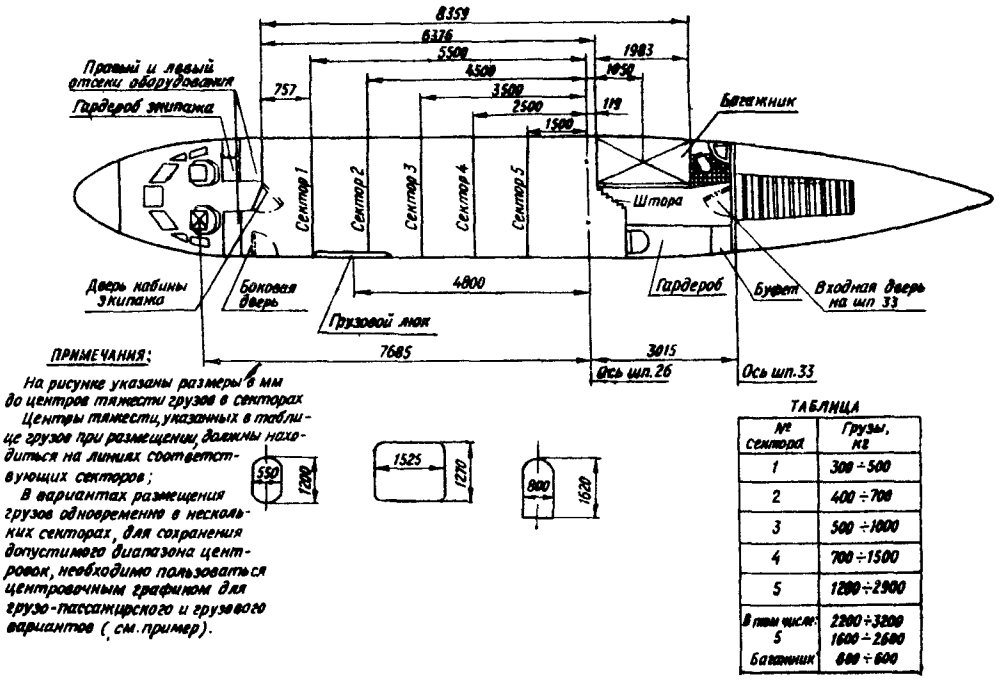
Центры тяжести, указанных в таблице грузов при размещении, должны находиться на линиях соответствующих секторов

В вариантах размещения грузов одновременно в нескольких секторах, для сохранения допустимого диапазона центровок, необходимо пользоваться центровочным графиком для грузо-пассажирского и грузового вариантов (см. пример).

ТАБЛИЦА

№ сектора	Грузы, кг
1	300 – 400
2	400 ÷ 600
3	500 ÷ 900
3А	600 ÷ 1000
В том числе 3А	1000 ÷ 1500
Багажник	700 ÷ 1200
	300 – 300
В том числе 3А	1500 ÷ 1700
Багажник	1000 ÷ 1200
	500 ÷ 500

Рис. 8.4. Основные размеры салона и багажного отделения (конвертируемый вариант)



ТАБЛИЦА

№ сектора	Грузы, кг
1	300 ÷ 500
2	400 ÷ 700
3	500 ÷ 1000
4	700 ÷ 1500
5	1200 ÷ 2900
В том числе: 5 Багажник	2200 ÷ 3200 1600 ÷ 2600 800 ÷ 600

Рис. 8.5. Основные размеры грузового и багажного отделения (конвертируемый вариант)

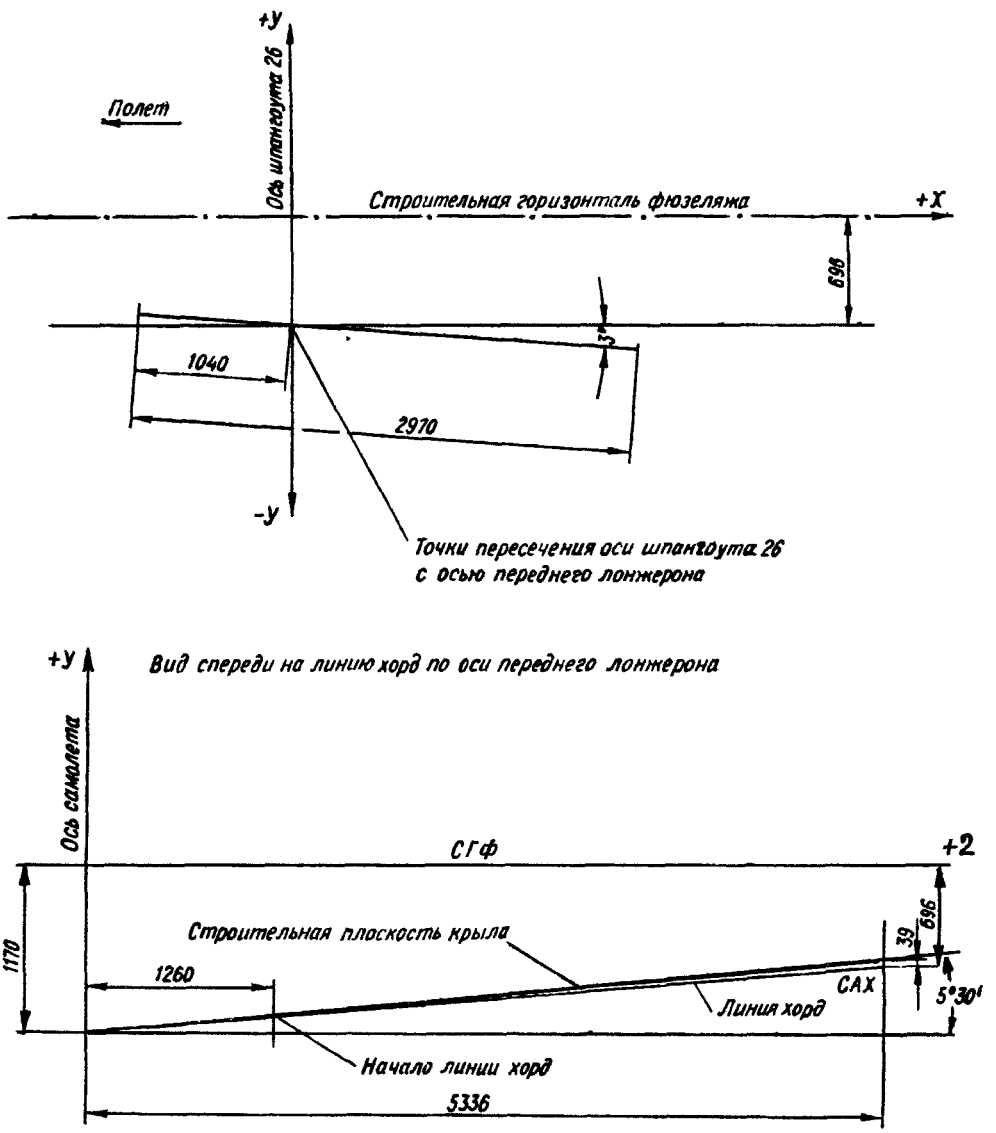


Рис. 8.6. Схема осей координат и положение средней аэродинамической хорды (САХ)

Таблица 8.4

Основные данные багажных отделений и грузовых отсеков

Наименование варианта самолета	Багажные отделения и грузовые отсеки	Объем багажных отделений и грузовых отсеков, $м^3$	Площадь пола багажных отделений и грузовых отсеков, $м^2$	Допустимая удельная нагрузка на $1м^2$ пола, $кгс/см^2$
Пассажирский:				
24-местный	Левый багажник	1,10	0,55	Не более 400
	Правый багажник	2,40	1,20	Не более 400
27-местный	То же	1,40	0,70	Не более 400
32-местный/36-местный	»	2,20	1,10	Не более 400
Конвертируемый:				
32-местный	»	2,20	1,10	600
грузопассажирский (на 14 пассажиров	»	2,20	1,10	600
	Грузовой отсек	13,45	6,8	1000
	Всего	15,65	7,9	1000
грузовой	Правый багажник	2,20	1,10	600
	Грузовой отсек	22,20	11,22	1000
	Всего	24,40	12,32	1000
Грузовой с измененной компоновкой	Правый багажник	2,20	1,10	600
	Грузовой отсек	23,75	12,00	1000
	Всего	25,95	13,10	1000

Примечание. Вариант с измененной компоновкой, т.е. правый блок первого ряда кресел перенесен на место левого блока кресел девятого ряда.

Таблица 8.5

Сводка по массам и центровке пассажирского самолета в 24-местном варианте

Наименование	mX, кг·м	X, м	m, кг	Y, м	mY, кг·м	Центровка в % САХ
Масса пустого самолета, шасси выпущено	+729	+0,080	9105	-0,198	-1805	36,9≈37
Полная загрузка:	-7436		5545		-2804	
— снаряжение без экипажа	+89		190		-93	
— экипаж (2 пилота)	-1230	-7,685	160	+0,07	+11	
— коммерческая загрузка,	-5073		2280		-384	
в том числе пассажиры:						
1-го ряда	-1284	-5,705	225	-0,16	-36	
2-го ряда	-1115	-4,995	225	-0,16	-36	
3-го ряда	-945	-4,200	225	-0,16	-36	
4-го ряда	-775	-3,440	225	-0,16	-36	
5-го ряда	-605	-2,690	225	-0,16	-36	
6-го ряда	-435	-1,935	225	-0,16	-36	
7-го ряда	-265	-1,180	225	-0,16	-36	
8-го ряда	-96	-0,420	225	-0,16	-36	
багаж в левом багажнике	+53	+0,53	100	-0,2	-20	
багаж в правом багажнике	+395	+1,04	380	-0,2	-76	
— топливо на взлете	-1224	-0,42	2915	-0,801	-2338	
Взлетная масса, шасси выпущено	-6709	-0,458	14650	-0,314	-4609	19,1

Центровка для взлетной массы: $X_{ц.т.}=\frac{1040-458-(696-314-458\cdot0,0524)\cdot0,0523}{2970}100=19,1\%САХ.$

Таблица 8.6

Сводка по массам и центровке пассажирского самолета в 27-местном варианте

Наименование	mX, кг·м	X, м	m, кг	Y, м	mY, кг·м	Центровка, % САХ
Масса пустого самолета, шасси выпущено	+641	+0,068	9525	-0,137	-1303	36,3≈36,5
Полная загрузка:	-7055		6575		-3780	
снаряжение без экипажа	+93		200		-104	
— экипаж (2 пилота)	-1230	-7,685	160	+0,07	+11	
— коммерческая загрузка,	-5048		2300		-379	
в том числе пассажиры:						
1-го ряда	-1284	-5,705	225	-0,16	-36	
2-го ряда	-1115	-4,955	225	-0,16	-36	
3-го ряда	-945	-4,200	225	-0,16	-36	
4-го ряда	-775	-3,440	225	-0,16	-36	
5-го ряда	-605	-2,690	225	-0,16	-36	
6-го ряда	-435	-1,935	225	-0,16	-36	
7-го ряда	-266	-1,180	225	-0,16	-36	
8-го ряда	-96	-0,420	225	-0,16	-36	
9-го ряда	+74	+0,330	225	-0,16	-36	
— багаж	+399	+1,450	275	-0,20	-55	
— топливо на взлете	-870	-0,22	3915	-0,845	-3308	
Взлетная масса, шасси выпущено	-6414	-0,399	16100	-0,316	-5083	21,0

Центровка для взлетной массы: $X_{ц.т.}=\frac{1040-339-(696-316-339\cdot0,0523)}{2970}100=21,0\%САХ.$

Таблица 8.7

Сводка по массам и центровке пассажирского самолета в 32-местном варианте с 9-ю рядами кресел

Наименование	mX, кг·м	X, м	m, кг	Y, м	mY, кг·м	Центровка, % САХ
Масса пустого самолета, шасси выпущено	+853	+0,088	9690	-0,136	-1313	37,0
Полная загрузка:	-7874		6410		-3478	
— снаряжение без экипажа	+85		195		-100	
— экипаж (2 пилота)	-1230	-7,685	160	+0,07	+11	
— коммерческая загрузка,	-5902		2720		-448	
в том числе пассажиры:						
1-го ряда	-842	-5,615	150	-0,16	-24	
2-го ряда	-1460	-4,865	300	-0,16	-48	
3-го ряда	-1233	-4,110	300	-0,16	-48	
4-го ряда	-1006	-3,355	300	-0,16	-48	
5-го ряда	-780	-2,600	300	-0,16	-48	
6-го ряда	-553	-1,845	300	-0,16	-48	
7-го ряда	-327	-1,090	300	-0,16	-48	
8-го ряда	-100	-0,335	300	-0,16	-48	
9-го ряда	+63	+0,420	150	-0,16	-24	
— багаж	+336	+1,050	320	-0,20	-64	
— топливо на взлете	-827	-0,240	3335	-0,88	-2941	
Взлетная масса, шасси выпущено	-7021	-0,436	16100	-0,298	-4794	19,7

Центровка для взлетной массы: $X_{ц.т.} = \frac{1040 - 436 - (696 - 298 - 436 \cdot 0{,}0524) \cdot 0{,}0523}{2970} 100 = 19{,}7\% CAX.$

Таблица 8.8

Сводка по массам и центровке пассажирского самолета в 36-местном конвертируемом варианте

Наименование	mX, кг·м	X, м	m, кг	Y, м	mY, кг·м	Центровка. %САХ
Масса пустого самолета, шасси выпущено	+178	+0,018	10025	-0,133	-1334	34,6
Полная загрузка:	-8894		6775		-3384	
— снаряжение без экипажа	+102		265		-125	
— экипаж (2 пилота)	-1230	-7,685	160	+0,07	+11	
— коммерческая загрузка,	-6988		3240		-533	
в том числе пассажиры:						
1-го ряда	-1797	-5,615	320	-0,16	-51,2	
2-го ряда	-1557	-4,865	320	-0,16	-51,2	
3-го ряда	-1315	-4,110	320	-0,16	-51,2	
4-го ряда	-1074	-3,355	320	-0,16	-51,2	
5-го ряда	-832	-2,600	320	-0,16	-51,2	
6-го ряда	-590	-1,845	320	-0,16	-51,2	
7-го ряда	-349	-1,090	320	-0,16	-51,2	
8-го ряда	-107	-0,335	320	-0,16	-51,2	
9-го ряда	+67	+0,420	160	-0,16	-25,6	
10-го ряда	+188	+1,175	160	-0,16	-25,6	
— багаж	+378	+1,050	360	-0,20	-72	
— топливо на взлете	-778	-0,25	3110	-0,88	-2737	
Взлетная масса, шасси выпущено	-8716	-0,519	16800	-0,281	-4718	16,8

Центровка для взлетной массы: $X_{ц.т.}=\frac{1040-519-(696-281-519\cdot0,0524)\cdot0,0523}{2970}100=16,8\%САХ.$

Примечание. Самолет в 36-местном варианте — только для эксплуатации с ИВПП и ГВПП при прочности грунта 8 кгс/см^2 и более.

Таблица 8.9

Сводка по массам и центровке грузопассажирского варианта (конвертируемого)

Наименование	mX, кг·м	X, м	m, кг	Y, м	mY, кг·м	Центровка, % САХ
Масса пустого самолета, шасси выпущено	+822	+0,085	9670	-0,140	-1351	36,9
Полная загрузка:	-6196		6430		-3323	
— экипаж (2 пилота)	-1230	7,685	160	+0,07	+11	
— снаряжение без экипажа	-41		260		-116	
— коммерческая загрузка,	-4176		2890		-410	
в том числе:						
пассажиры с багажом	-1041		1190		-190	
6-го ряда	-627	-1,845	340	-0,16	-54	
7-го ряда	-371	-1,090	340	-0,16	-54	
8-го ряда	-114	-0,335	340	-0,16	-54	
9-го ряда	+71	+0,420	170	-0,16	-28	
— груз,	-3135		1700		-220	
в том числе:						
в багажнике	+525	+1,050	500	-0,20	-100	
в салоне (сектор 3А)	-3660	-3,050	1200	-0,10	-120	
— топливо на взлете	-749	-0,24	3120	-0,90	-2808	
Взлетная масса, шасси выпущено	-5374	-0,334	16100	-0,290	-4674	23,1

Центровка для взлетной массы: $X_{ц.т.}=\frac{1040-334-(696-290-334\cdot0,0524)\cdot0,0523}{2970}100=23,1\%$САХ.

Таблица 8.10

Наименование	mX, кг·м	X, м	m, кг	Y, м	mY, кг·м	Центровка, % САХ
Масса пустого самолета, шасси выпущено	+932	+0,097	9580	-0,139	-1329	37,3
Полная загрузка:						
— снаряжение без экипажа	-175		245		-118	
— экипаж (2 пилота)	-1230	-7,685	160	+0,07	+11	
— коммерческая загрузка,	-3270		3200		-380	
в том числе:						
— груз в багажнике	+630	+1,05	600	-0,20	-120	
— груз в салоне (сектор 5)	-3900	-1,50	2600	-0,10	-260	
— топливо на взлете	-729	-0,25	2915	-0,915	-2667	
Взлетная масса, шасси выпущено	-4472	-0,278	16100	-0,278	-4483	24,9

Центровка для взлетной массы: $X_{ц.т.}=\frac{1040-278-(696-278\cdot0,0524)\cdot0,0523}{2970}100=24,9\%$САХ.

Таблица 8.11

Массы и координаты сидений

Наименование	К-во, шт.	m, кг	X, м	Y, м
Сиденье бортпроводника (в 30-32/36-местном и конвертируемом вариантах)	1	3/6	+1,0/+1,8	-0,3
Сиденье бортпроводника (в 24-27 местном вариантах)	1	3	+0,4	-0,3
Сиденье бортмеханика	1	2,5	-6,9	0
Кресло пилота (12,5 кг)	2	25	-7,5	-0,2
Пассажирские кресла (в 30-32/36-местном и конвертируемом вариантах), двухместные:				
1-й ряд	1/2	10,5/21,0	-5,55	-0,3
2-й ряд	2	21,0	-4,80	-0,3
3-й ряд	2	21,0	-4,04	-0,3
4-й ряд	2	21,0	-3,29	-0,3
5-й ряд	2	21,0	-2,53	-0,3
6-й ряд	2	21,0	-1,78	-0,3
7-й ряд	2	21,0	-1,02	-0,3
8-й ряд	2	21,0	-0,27	-0,3
9-й ряд	1	10,5	+0,48	-0,3
10-й ряд	-/1	10,5	+1,24	-0,3
Пассажирские кресла (в 24 и 27-местном вариантах) — одноместное (6,2 кг) и двухместное (11,35 кг):				
1-й ряд		17,55	-5,60	-0,3
2-й ряд		17,55	-4,85	-0,3
3-й ряд		17,55	-4,095	-0,3
4-й ряд		17,55	-3,34	-0,3
5-й ряд		17,55	-2,585	-0,3
6-й ряд		17,55	-1,83	-0,3
7-й ряд		17,55	-1,075	-0,3
8-й ряд		17,55	-0,32	-0,3
9-й ряд		17,55	+0,435	-0,3

Примечание. Гардероб для пассажиров и туалет находятся на расстоянии соответственно 2,0 и 2,7 м от шп. № 26 (к хвостовой части самолета).

Таблица 8.12

Масса и координаты снаряжения конвертируемых самолетов (32-местного в грузопассажирском варианте/36-местного)

№ п/п	Наименование	m,кг	X, м	Y, м
	Снаряжение без экипажа	260/265		
1.	Вода, жидкости и газы,	50		
	в том числе:			
	— вода в умывальнике	10	+2,80	+0,70
	— химжидкость СТ-12	7	+2,05	-0,92
	— масло среднего двигателя	10	+5,60	+0,14
	— масло боковых двигателей	20	+3,00	-0,27
	— кислород основных баллонов	3	+2,50	-0,60
2.	Бытовое снаряжение,	21/38		
	в том числе:			
	— ковры	18/35	-1,30	-0,72
	— туалетные принадлежности	3	+2,66	+0,30
3.	Аварийно-спасательное снаряжение,	20		
	в том числе:			
	— переносной баллон с кислородом	3	-7,00	-0,60
	— огнетушители	13	-2,15	-0,38
	— топор	2	-7,00	0
	— спасательные канаты	1,5	-6,67	+0,67
	— аптечка	0,5	-7,00	+0,30
4.	Служебное оборудование,	94/93		
	в том числе:			
	— чехлы для двигателей	3	+1,5	-0,7
	— заглушки для двигателей	5,5	+1,5	-0,7
	— лестница	5,5	-6,6	-0,7
	— швартовочные сетки	13	+1,05	-0,24
		12	-4,33	-0,24
	— швартовочные пояса	7	-4,33	-0,5
		7	+1,05	-0,5
	— швартовочные узлы	11	-4,33	-0,47
		11	+1,05	-0,36
	— винтовой механизм подъема люка	7	-5,31	-0,23
	— страховочное устройство	2	-3,85	-0,72
	— перегородки низкие	7	-4,33	-0,47
	— прочее	3/2	0	0

Окончание табл. 8.12

№ п/п	Наименование	m,кг	X, м	Y, м
5.	Невырабатываемый остаток топлива,	64		
	в том числе:			
	— в консолях крыла	42	-0,05	-1,19
	— в трубопроводе	14	+1,50	-0,50
	— в двигателях	8	+3,50	+0,50
6.	Запас продуктов	11/0,0	+2,90	-0,20
	Примечания: 1. В пассажирском варианте (32-местном):			
	— ковры (п. 2)	33/35	-2,00	-0,72
	— швартовочные сетки (п. 4)	25	+1,05	-0,34
	— швартовочные пояса (п. 4)	14	+1,05	-0,34
	— швартовочные узлы (п. 4)	22	+1,05	-0,34
	— винтовой механизм подъема люка (п. 4)	7	+1,05	-0,34
	— страховочное устройство (п. 4)	2	+1,05	-0,34
2.	В грузовом варианте:			
	— швартовочные сетки (п. 4)	25	-3,07	-0,50
	— швартовочные пояса (п. 4)	14	-3,07	-0,50
	— швартовочные узлы (п. 4)	22	-3,07	-0,50
	— низкие перегородки (п. 4)	21	-3,07	-0,47
	— запас продуктов (п. 6)	-	-	-

1.3.2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОЛОЖЕНИЯ ЦЕНТРА ТЯЖЕСТИ ЗАГРУЖЕННОГО САМОЛЕТА ПО ЦЕНТРОВОЧНЫМ ГРАФИКАМ

Центровочные графики приведены на:

— рис. 8.7, 8.8 для 24- и 27-местного вариантов с заправкой топлива до 3000 кг;

— рис. 8.9-8.12 для 27-, 30-, 32- и 36-местного вариантов с заправкой топлива до 4000 кг;

— рис. 8.13, 8.14 для конвертируемого варианта (пассажирского, грузопассажирского, грузового).

В центровочном графике за начало отсчета принята точка, соответствующая массе и центровке снаряженного самолета без экипажа.

Для определения массы и центровки снаряженного самолета без экипажа необходимо к массе пустого самолета, записанной в формуляре, прибавить массу снаряжения и изменить ее центровку в соответствии с рекомендациями табл. 8.3.

На центровочных графиках, в номограмме загруженных самолетов указаны:

— линия AML (или LK)

— линия FK

— незаштрихованная зона ABCDE или ABCD

— допустимая предельно передняя центровка;

— допустимая предельно задняя центровка;

— диапазон центровки на взлете и посадке во всех вариантах загрузки (см. 1.1.3)

Примечание. Для обеспечения допустимого диапазона центровок во всех вариантах загрузки необходимо, чтобы диапазон центровок на взлете и посадке находился внутри незаштрихованной зоны ABCDE или ABCD при условии выполнения рекомендаций по размещению загрузки, указанной на компоновочных схемах и центровочных графиках.

Порядок определения центровки по графику

Для определения центровки необходимо отметить на графике центровку снаряженного самолета без экипажа, прибавить к ней фактическую загрузку: экипаж, пассажиры, почта и багаж (пассажирский вариант); пассажиры с багажом (грузопассажирский вариант); грузы (грузопассажирский и грузовой варианты), топливо, откладывая на шкалах соответствующие отрезки с учетом масштаба и направления для каждого вида загрузки.

Масштаб указан в правой стороне графика. Например: на шкале "Экипаж" одному делению шкалы соответствует масса одного человека, на шкале "Багажник правый" в 36-местном пассажирском варианте одному делению соответствует 200 кг.

Пассажиров следует разместить в соответствии с рекомендациями 1.2.

Порядок определения по графику центровки заключается в следующем: из точки, соответствующей центровке снаряженного самолета без экипажа, опустить перпендикуляр на шкалу "Экипаж" и отложить на ней влево (по направлению стрелки) отрезок, равный длине двух делений этой шкалы.

Для пассажирских вариантов (включая конвертируемый) из конца отрезка опускаем перпендикуляр на шкалу "Ряд № 1" и на ней откладываем отрезок, равный трем делениям этой шкалы, для 27-местного пассажирского варианта, 2/4 делениям этой шкалы для 32/36-местного пассажирского вариантов. Затем переходим на шкалу "Ряд № 2" и т. д. На шкалах "Багажник правый" и "Багажник левый" для 24-местного пассажирского варианта, "Багажник" для 27- и 32/36-местного пассажирского вариантов отложить вправо отрезки, соответствующие количеству багажа для каждого варианта.

Для грузопассажирского варианта (конвертируемого) из конца отрезка шкалы "Экипаж" опускаем перпендикуляр на шкалу "Ряд № 6" и на ней откладываем влево отрезок, равный четырем делениям этой шкалы.

Далее переходим на шкалу "Ряд № 7-8" и на ней откладываем влево отрезок, равный двум делениям этой шкалы. Затем переходим на шкалу "Сектор 3-а" и откладываем на ней влево отрезок, равный 12 делениям этой шкалы (груз массой 1200 кг).

После этого на шкале "Груз в багажнике" отложить отрезок вправо, равный 2,5 делениям этой шкалы (груз массой 500 кг). Затем для всех вариантов переходим на шкалу "Топливо":

— с заправкой кессонов до 3000 кг топлива. На шкале отложить влево отрезки, соответствующие количеству топлива;

— с заправкой кессонов до 4000 кг топлива. На шкале № 1 или № 3 "Топливо" на центровочном графике отложить влево отрезок, соответствующий количеству заправляемого топлива, указанного в таблице данного графика.

Из конечной точки отсчета на номограмму загруженного самолета опустить перпендикуляр до пересечения его с горизонталью, соответствующей взлетной массе самолета. Из точки пересечения, следуя вверх или вниз вдоль ближайшей наклонной линии, определить центровку самолета на взлете.

Центровка на посадке определяется по этому же графику. Для этого необходимо:

— в вариантах с заправкой кессонов до 3000 кг топлива от полученной ранее конечной точки на шкале "Топливо" отложить вправо значение массы израсходованного топлива и опустить перпендикуляр до пересечения с горизонталью посадочной массы самолета;

— в вариантах с заправкой кессонов до 4000 кг топлива от полученной ранее конечной точки восстановить перпендикуляр на шкалу № 2 "Топливо" ("Расход"), отложить вправо

значение массы израсходованного топлива и опустить перпендикуляр до пересечения его с горизонталью, соответствующей посадочной массе самолета.

Из точки пересечения следуя вверх или вниз вдоль ближайшей наклонной линии, определить центровку самолета на посадке.

Примеры определения центровки приведены в табл. 8.13.

Таблица 8.13

Пример определения центровки по центровочному графику

Средние исходные данные	Вариант самолета					
	Пассажирский			Конвертируемый		
	24-местный с заправкой топлива до 3000 кг	27-местный с заправкой топлива до 4000 кг	36-местный с заправкой топлива до 4400 кг	32-местный с девятью рядами кресел	Грузо-пассажирский	36-местный
Масса пустого самолета (по формуляру), кг	9105	9325	10025	9690	9670	10025
Снаряжение без экипажа, кг	190	200	185	195	260	265
Экипаж 2 чел., кг	160	160	160	160	160	160
Топливо у аэровокзала, кг	3000	4000	4400* 4000	4000	3205	3175
Коммерческая загрузка, кг:						
— пассажиры	1800 (75x24)	2025 (75x27)	2880 (80x36)	2400 (75x32)	1190 (75+10)14	3880 (80x36)
— багаж	480 (20x24)	275 (10x27)+5	360 (10x36)	320 (10x32)	140 (10x14)	360 (10x36)
— груз	—	—	—	—	500	—
— груз в кабине	—	—	—	—	1200	—
Масса снаряженного самолета без экипажа, кг	9295	9725	10210	9885	9930	10290
Центровка снаряженного самолета без экипажа, % САХ	37,2	36,5	34,8	37,2	36,7	34,9
Рулежная масса (у аэровокзала), кг	14715	16165	17265* 16865	16165	16165	16865
Взлетная масса, кг	14650	16100	17200* 16800	16100	16100	16800

Примечания: I. При расчете центровки по центровочному графику массу топлива брать для взлетной массы. В наших примерах:

2935 3935 4335 3935 3140 3110 (4400-65)кг
(3000-65)кг (4000-65)кг 3935 (4000-65)кг (3205-65)кг (3175-65)кг (4000-65)кг

2. Примеры расчета центровки приведены на графиках рис. 8.7 , 8.8., 8.9 , 8.10 , 8.11 , 8.12, 8.13, 8.14, 8.15, 8.16, 8.17, 8.18, 8.19.

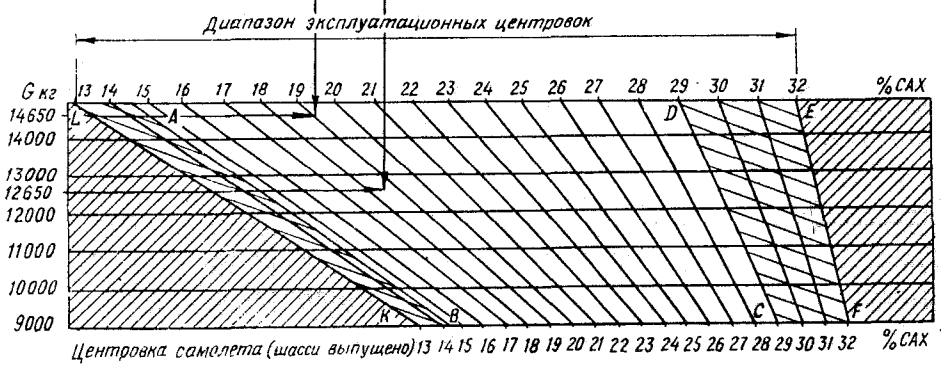
* Для самолетов с топливомером, доработанным по бюлл. № 6Т-279-БЭ-Г.

Як-40

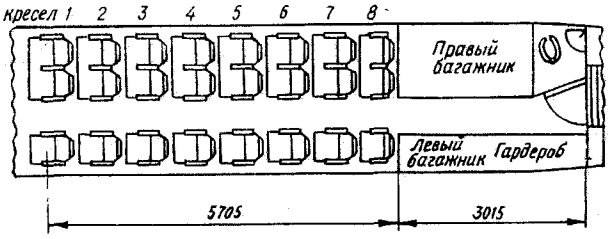
ЦЕНТРОВОЧНЫЙ ГРАФИК
24-МЕСТНЫЙ

№ рейса	Маршрут		
Аэропорт вылета		Пункт посадки	
Дата		Командир воздушного судна	
№ самолета			
Масса снаряженного самолета без экипажа, кг	+ 9295	Центр тяжести снаряженного самолета без экипажа (шасси выпущено) 37,2 %САХ	
Масса экипажа, кг	+ 160	Допустимая взлетная масса, кг	14850
Масса топлива, кг	+ 2915	–	
Эксплуатационная масса, кг	= 12370	→ Факт. взлетная масса, кг = 14650	12370
Предельная коммерческая нагрузка, кг			2280

Виды загрузки	Максимальная загрузка	Центровка снаряженного самолета без экипажа с выпущенным шасси в % САХ (29 30 31 32 33 34 35)	Масштаб (36)	Фактическая нагрузка, кг
Экипаж	3 чел	←	1 чел.	160
Ряд 1	3 чел.	←	1 чел.	225
Ряд 2	3 чел.	←	1 чел.	225
Ряд 3	3 чел.	←	1 чел.	225
Ряд 4	3 чел.	←	1 чел.	225
Ряд 5	3 чел.	←	1 чел.	225
Ряд 6	3 чел.	←	1 чел.	225
Ряды 7-8	6 чел.	←	3 чел.	450
Багажник левый	100 кг	На центровку не влияет		100
Багажник правый	380 кг	→	200 кг	380
Гардероб	120 кг	→	100 кг	
Топливо	3000 кг	←	1000 кг	2915
Центровочный груз		←	100 кг	



Эксплуатационная масса, кг	12380	
Коммерческая нагрузка, кг	2280	
Взлетная масса, кг	14650	19,1
Расходуемое топливо, кг	2000	
Посадочная масса, кг	12650	18,6



Форму заполнил		
Центровочный график проверил		
Командир воздушного судна		
	Подпись	Дата

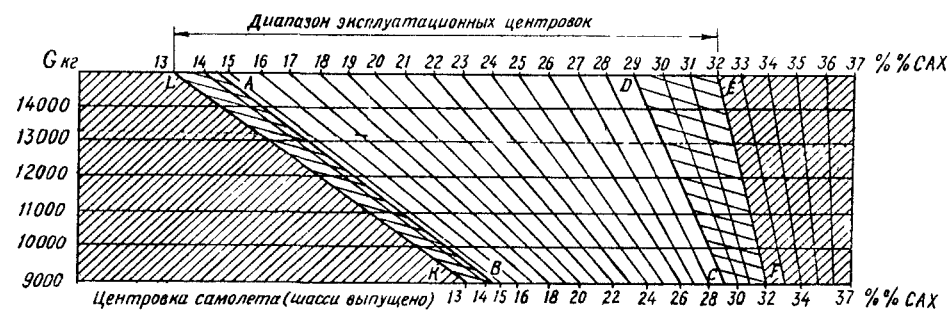
Рис. 8.7. Центровочный график (24-местный)

Як-40 — ЦЕНТРОВОЧНЫЙ ГРАФИК — 27-МЕСТНЫЙ

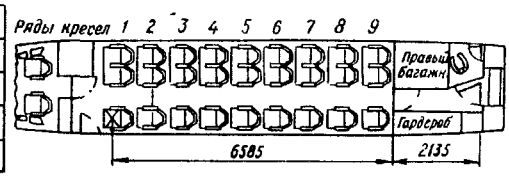
№ рейса	Маршрут		
Аэропорт вылета		Пункт посадки	
Дата		Командир воздушного судна	
№ самолета			
Масса снаряженного самолета без экипажа, кг		Центр тяжести снаряженного самолета без экипажа (шасси выпущено) 35,3% САХ	
Масса экипажа, кг		Допустимая взлетная масса, кг	14850
Масса топлива, кг			
Эксплуатационная масса, кг	→		
Предельная коммерческая нагрузка, кг			

Виды загрузки	Максимальная загрузка	Центровка снаряженного самолета с основным оборудованием без экипажа с выпущенным шасси в % САХ (32 33 34 35 36 37)	Масштаб	Фактическая нагрузка, кг
Экипаж	3 чел	←	1 чел	
Ряд 1	3 чел.	←	1 чел	
Ряд 2	3 чел	←	1 чел	
Ряд 3	3 чел	←	1 чел	
Ряд 4	3 чел	←	1 чел	
Ряд 5	3 чел	←	1 чел	
Ряд 6	3 чел	←	1 чел	
Ряды 7-8	6 чел	←	1 чел	
Ряд 9	3 чел	На центровку не влияет		
Багажник	275 кг	→	100 кг	
Гардероб		→	100 кг	
Топливо	3000 кг	←	1000 кг	
Центровочный груз		←	100 кг	

НОМОГРАММА ЗАГРУЖЕННОГО САМОЛЕТА



Эксплуатационная масса, кг		
Коммерческая нагрузка, кг		
Взлетная масса, кг		
Расходуемое топливо, кг		
Посадочная масса, кг		



Форму заполнил		
Центровочный график проверил		
Командир воздушного судна		
	Подпись	Дата

Рис. 8.8. Центровочный график (27-местный, с вместимостью топливной системы 3000 кг)

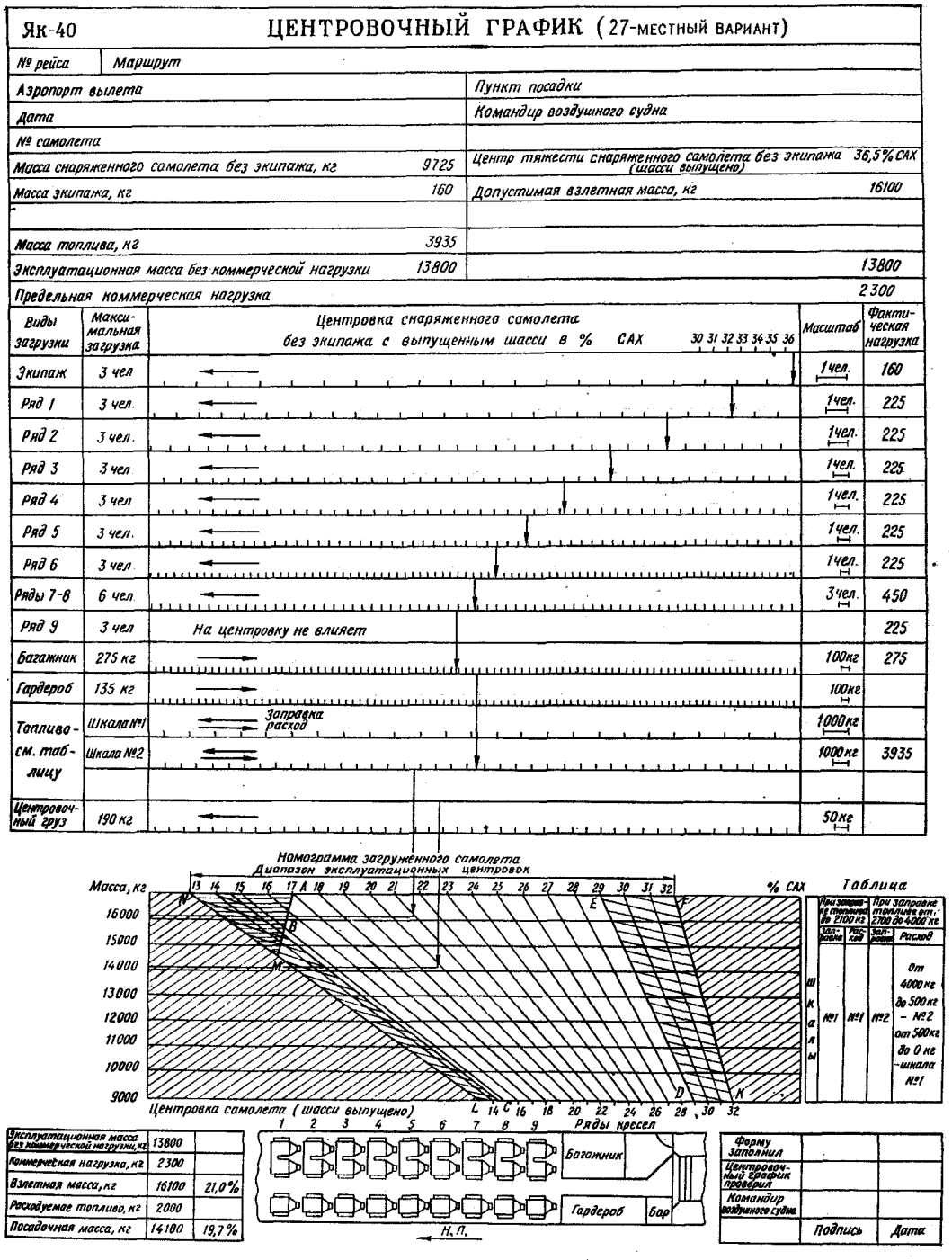
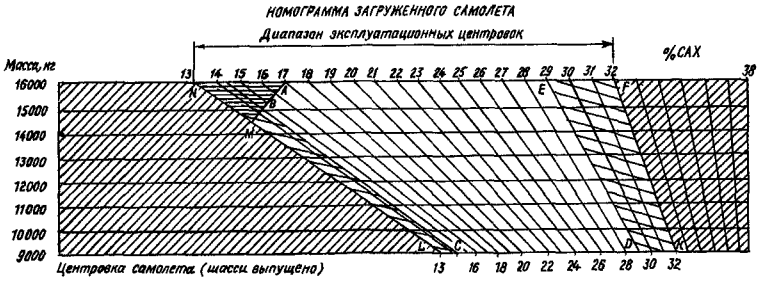


Рис. 8.9. Центровочный график (27-местный, с вместимостью топливной системы 4000 кг)

Як-40	ЦЕНТРОВОЧНЫЙ ГРАФИК (30-местный вариант)	
№ рейса	Маршрут	
Аэропорт вылета		Пункт посадки
Дата		Командир воздушного судна
№ самолета		
Масса снаряженного самолета без экипажа, кг		Центр тяжести снаряженного самолета без экипажа (шасси выпущено) % САХ
Масса экипажа, кг		Допустимая взлетная масса, кг = 16100
Масса топлива, кг		
Эксплуатационная масса без коммерческой нагрузки, кг		
Предельная коммерческая нагрузка, кг		

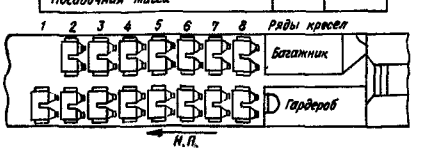
Виды загрузки	Максимальная загрузка		Центровка снаряженного самолета без экипажа с выпущенным шасси в % САХ 35 37 38	Масштаб	Фактическая нагрузка, кг
Экипаж	3 чел.	2 чел.		1 чел.	
Ряд 1	4 чел.	3 чел.		1 чел	
Ряд 2	4 чел.			1 чел.	
Ряд 3	4 чел.			1 чел.	
Ряд 4	4 чел.			1 чел.	
Ряд 5	4 чел.			1 чел.	
Ряд 6	4 чел.			1 чел	
Ряды 7-8	8 чел.			4 чел.	
Багажник	320 кг			200 кг	
Гардероб				200 кг	
Топливо – см. таблицу	Шкала №1		Заправка / расход	1000 кг	
	Шкала №2			1000 кг	
	Шкала №3			1000 кг	
Центровочный груз				100 кг	



Таблица

Шкалы	При заправке топлива до 2100 кг		При заправке топлива от 2100 до 4000 кг	
	Заправка	Расход	Заправка	Расход
	№1	№1	№3	от 4000 кг до 500 кг – №2, от 500 кг до 0 – №1

НАИМЕНОВАНИЕ	Масса, кг	Центровка, САХ
Эксплуатационная масса без коммерческой нагрузки		
Коммерческая нагрузка		
Взлетная масса		
Расходуемое топливо		
Посадочная масса		



Форму заполнил		
Центровочный график проверил		
Командир воздушного судна		
	Подпись	Дата

Рис. 8.10. Центровочный график (30-местный)

Як-40	ЦЕНТРОВОЧНЫЙ ГРАФИК (32-МЕСТНЫЙ ВАРИАНТ)	
№ рейса	Маршрут	
Аэропорт вылета		Пункт посадки
Дата		Командир воздушного судна
№ самолета		
Масса снаряженного самолета без экипажа, кг	9985	Центр тяжести снаряженного самолета без экипажа (шасси выпущено), 37,2 % САХ.
Масса экипажа, кг	160	Допустимая взлетная масса, кг = 16100
Масса топлива, кг	3335	
Эксплуатационная масса без коммерческой нагрузки, кг	13380	→ Фактическая взлетная масса, кг = 16100 13380
Предельная коммерческая нагрузка, кг		= 2720

Виды загрузки	Максимальная загрузка	Центровка снаряженного самолета без экипажа (шасси выпущено) в % САХ 32 33 34 35 36 37	Масштаб	Фактическая нагрузка, кг
Экипаж	3 чел	←	1 чел.	160
Ряд 1	2 чел	←	1 чел.	150
Ряд 2	4 чел.	←	1 чел.	300
Ряд 3	4 чел	←	1 чел	300
Ряд 4	4 чел.	←	1 чел	300
Ряд 5	4 чел.	←	1 чел.	300
Ряд 6	4 чел.	←	1 чел.	300
Ряд 7	4 чел.	←	2 чел.	300
Ряды 8-9	6 чел.	На центровку не влияет		450
Багажник	320 кг.	→	200 кг	320
Гардероб		→	200 кг	
Топливо – см. таблицу	Шкала №1	Заправка / Расход	1000 кг	
	Шкала №2	→	1000 кг	
	Шкала №3	→	1000 кг	3335
Центровочный груз		←	100 кг	

НОМОГРАММА ЗАГРУЖЕННОГО САМОЛЕТА

Диапазон эксплуатационных центровок

Таблица

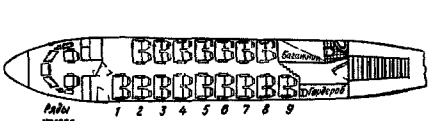
Шкалы	При заправке топлива до 2100 кг		При заправке топлива от 2100 до 4000 кг	
	Заправка	Расход	Заправка	Расход
	№1	№1	№3	от 4000 кг до 500 – №2 от 590 кг до 0 – №1

Масса, кг: 16000, 15000, 14000, 13000, 12300, 11000, 10000, 9000

% САХ: 13 14 15 16 17 А 18 19 20 21 22 23 24 25 26 27 28 29 С 30 31 F 32

Центровка самолета (шасси выпущено) 13 14 15 16 17 18 19 20 21 22 23 24 25 26 27 28 29 30 31 32

Наименование	Масса, кг	Центровка % САХ
Эксплуатационная масса без коммерческой нагрузки	13380	
Коммерческая нагрузка	2120	
Взлетная масса	16100	13,7
Расходуемое топливо	2900	
Посадочная масса	14100	18,4



Форму заполнил		
Центровочный график проверил		
Командир воздушного судна		
	Подпись	Дата

Рис. 8.11. Центровочный график (32-местный)

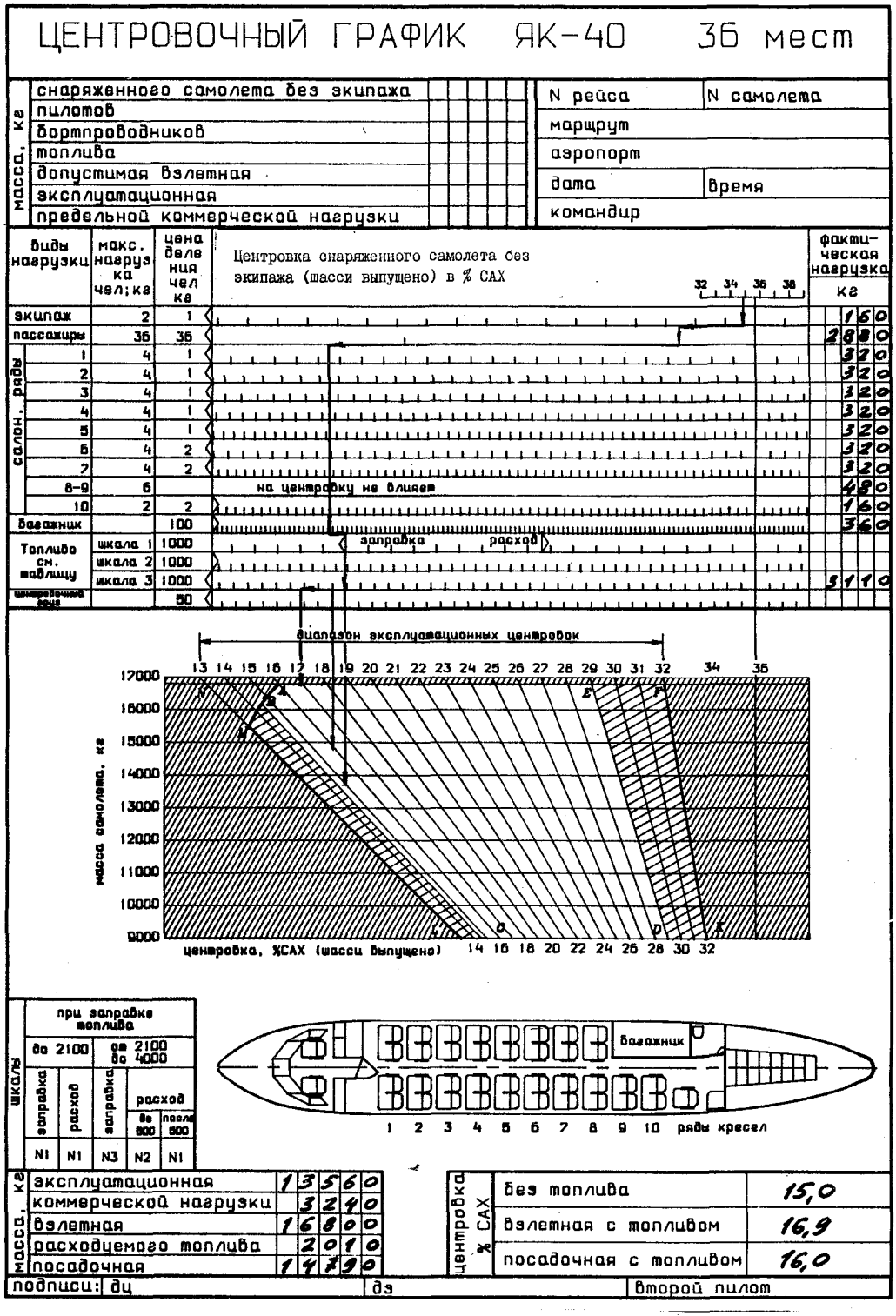


Рис. 8.12. Центровочный график (36-местный)

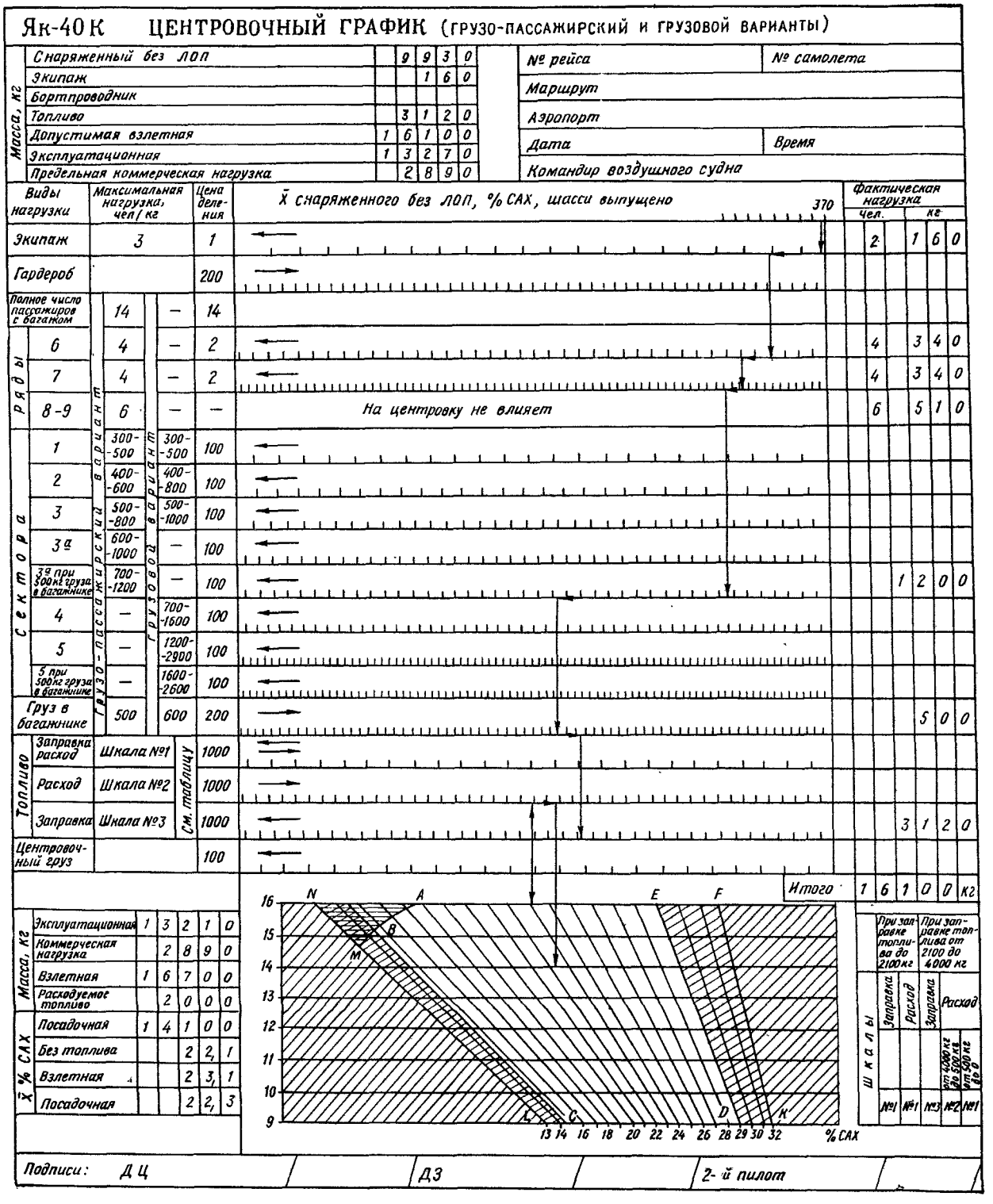


Рис. 8.13. Центровочный график (грузопассажирский и грузовой варианты)

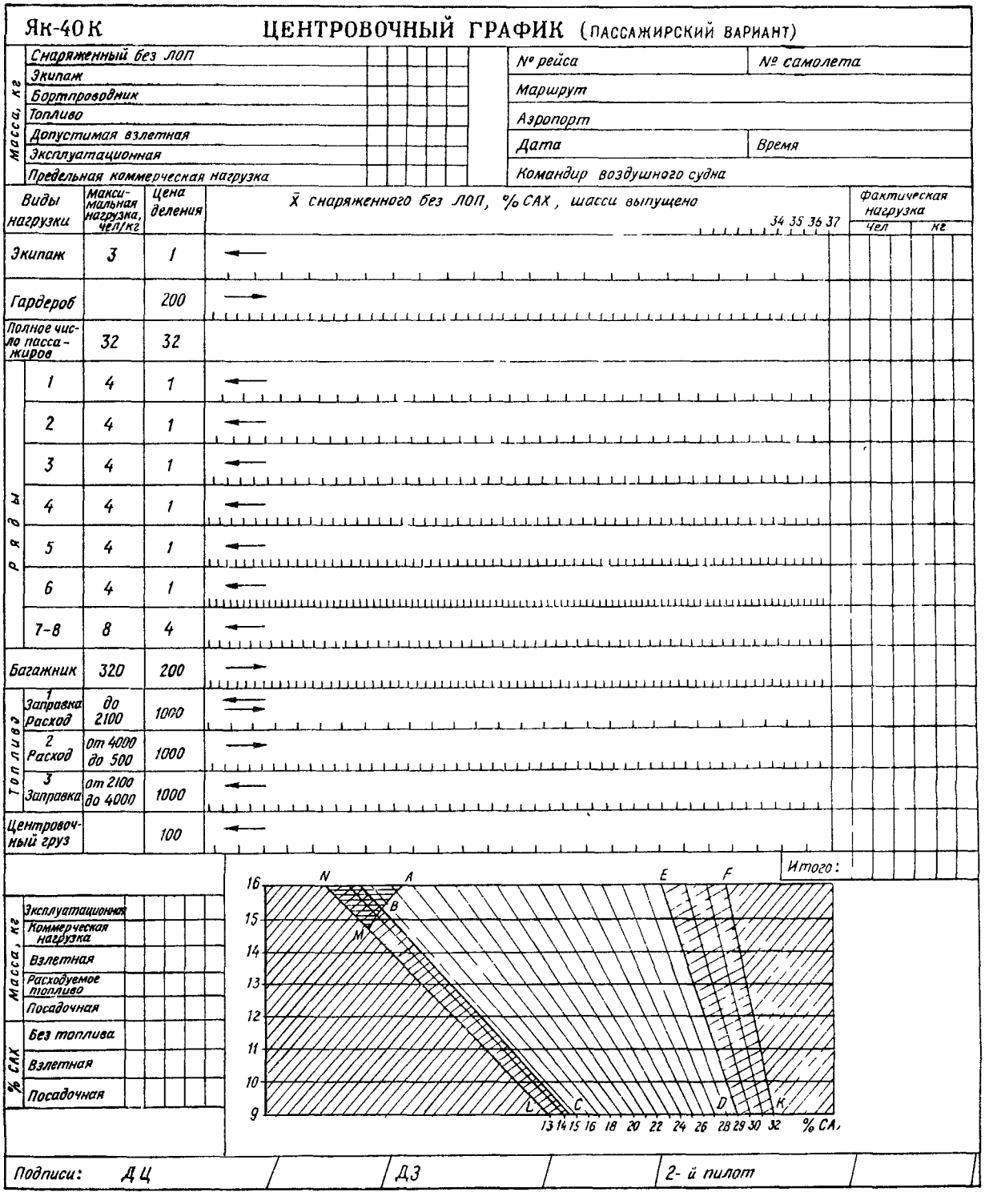


Рис. 8.14. Центровочный график (пассажирский вариант)

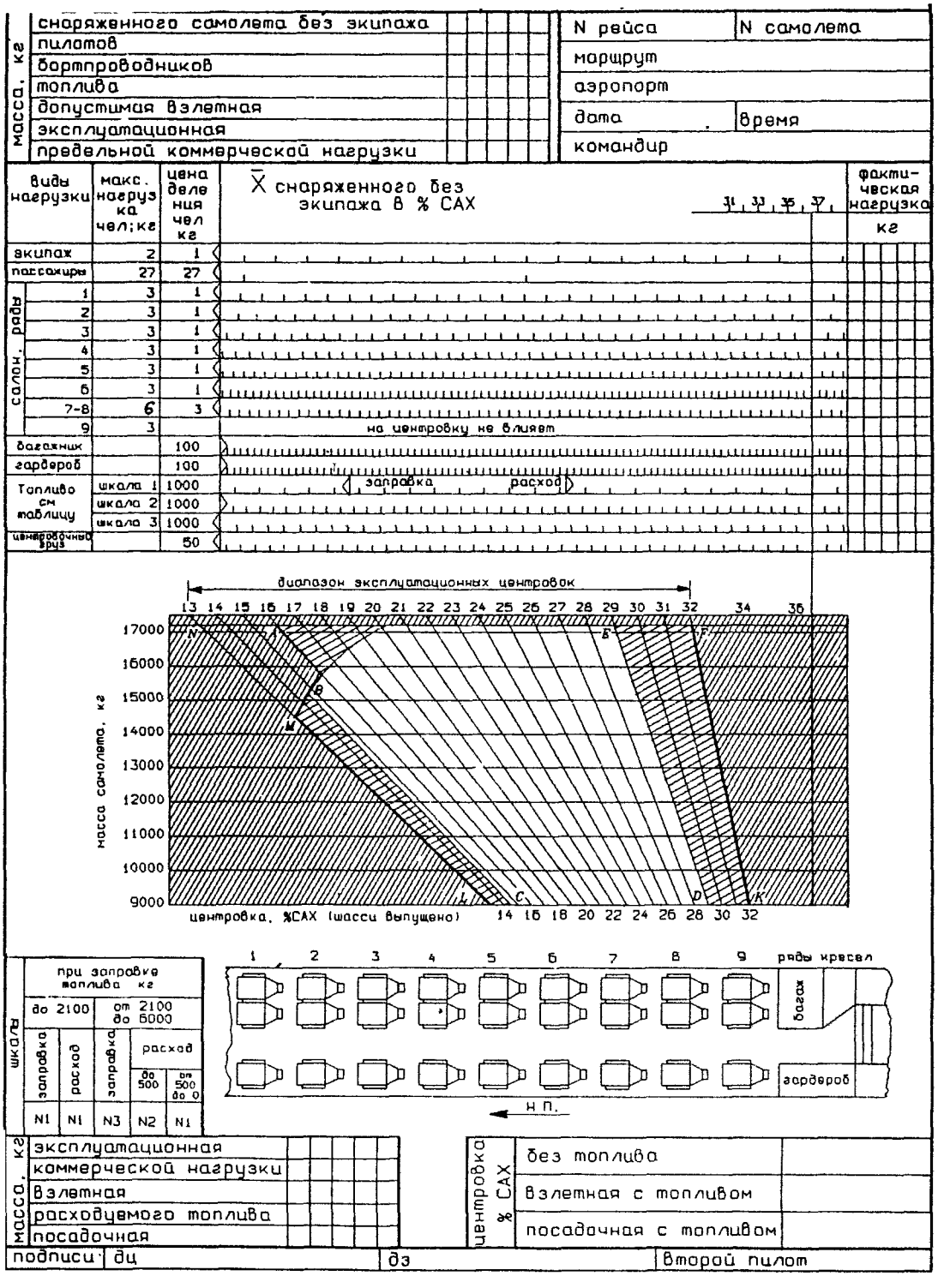


Рис. 8.15. Центровочный график (27-местный) с увеличенной до 6 т заправкой топлива

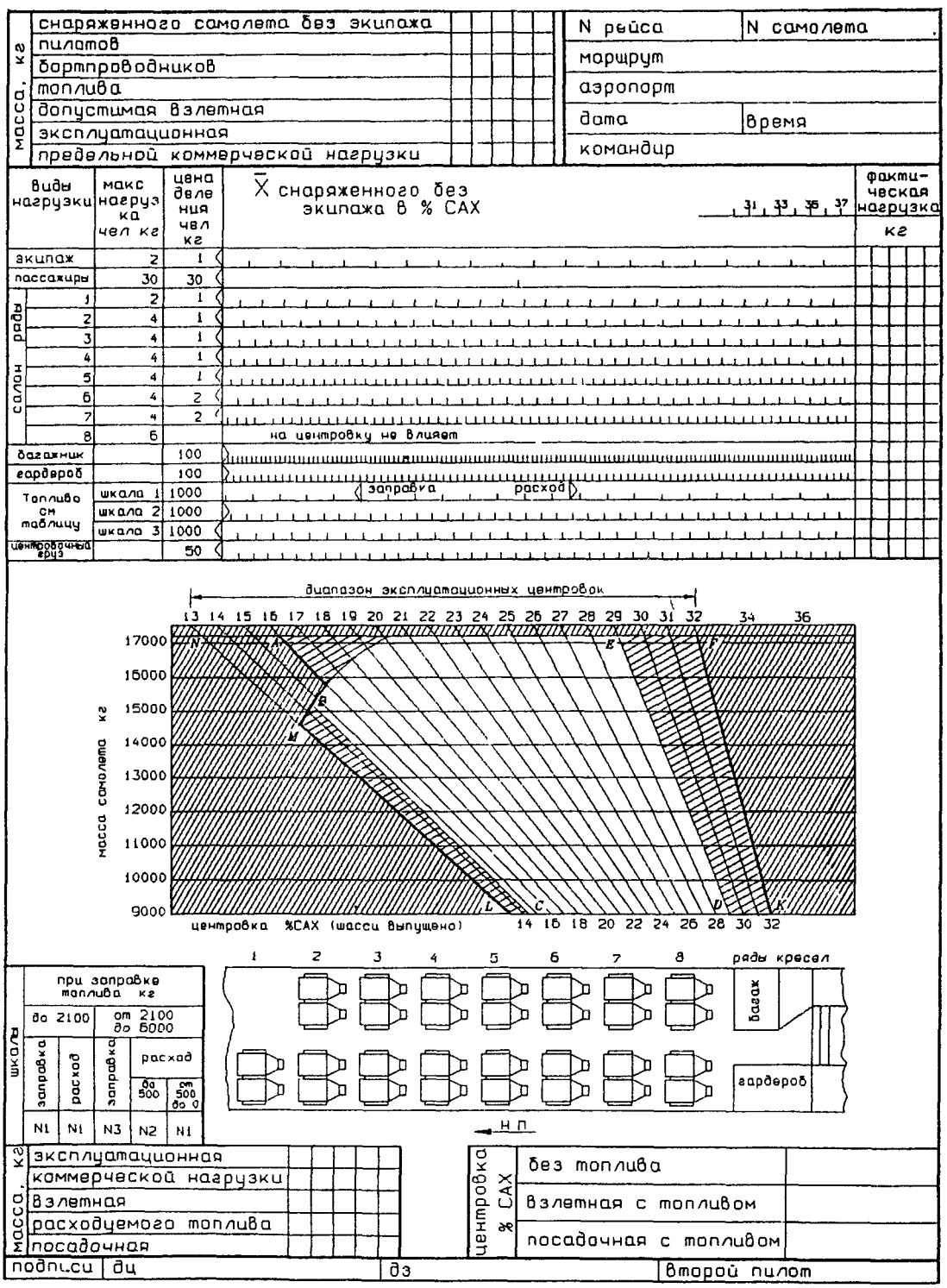


Рис. 8.16. Центровочный график (30-местный) с увеличенной до 6 т заправкой топлива

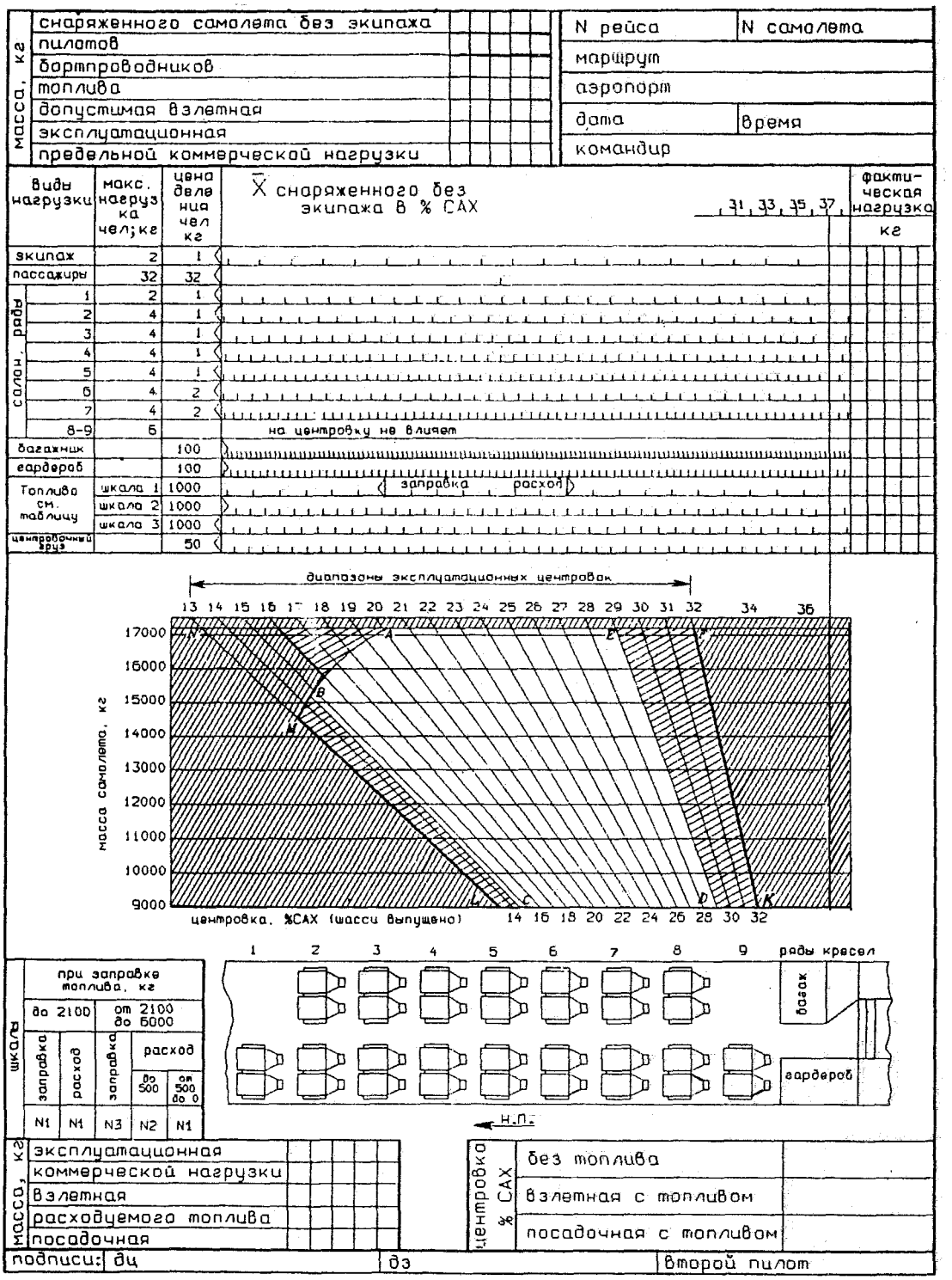


Рис. 8.17. Центровочный график (32-местный) с увеличенной до 6 т заправкой топлива

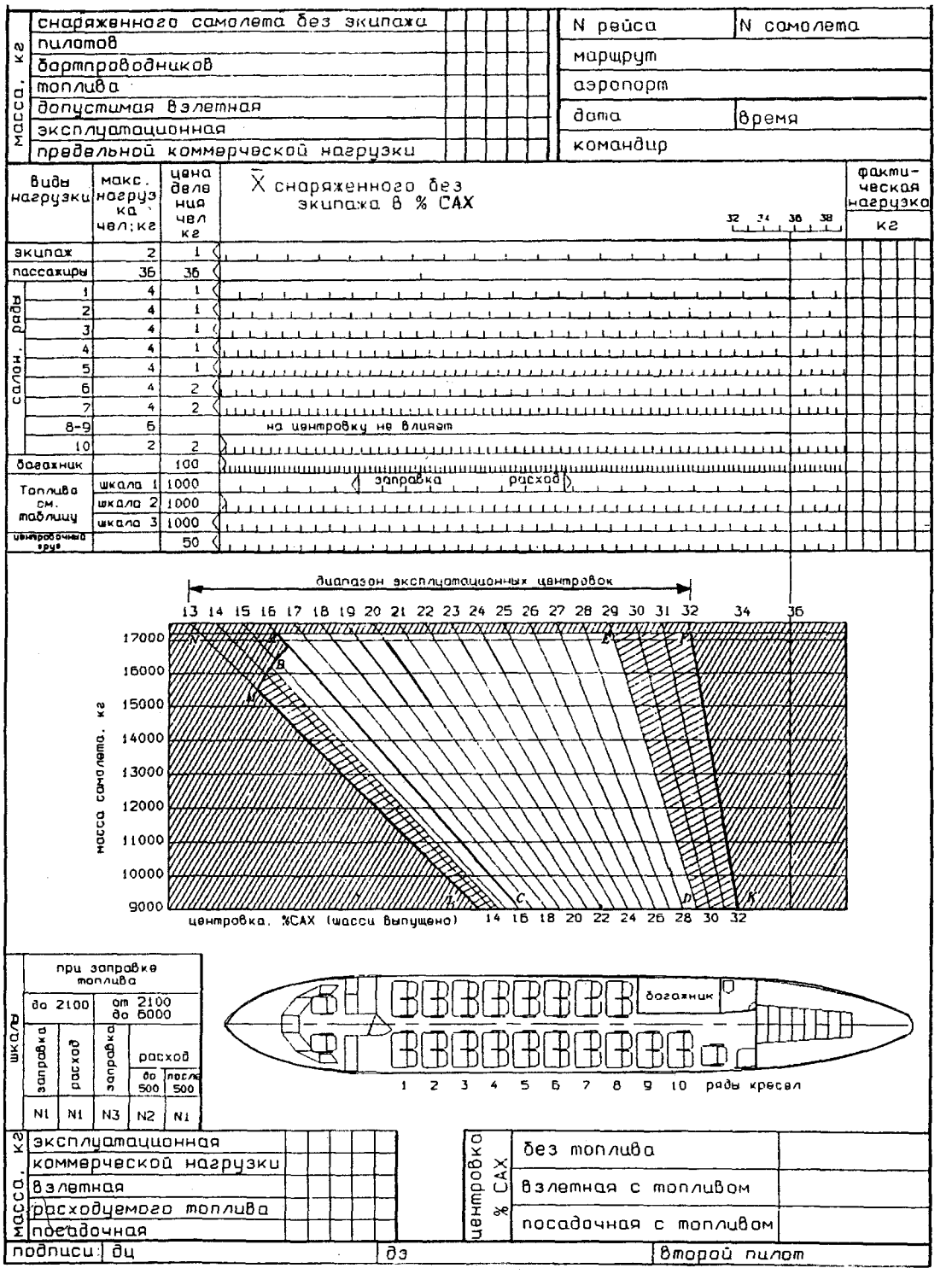


Рис. 8.18. Центровочный график (36-местный) с увеличенной до 6 т заправкой топлива

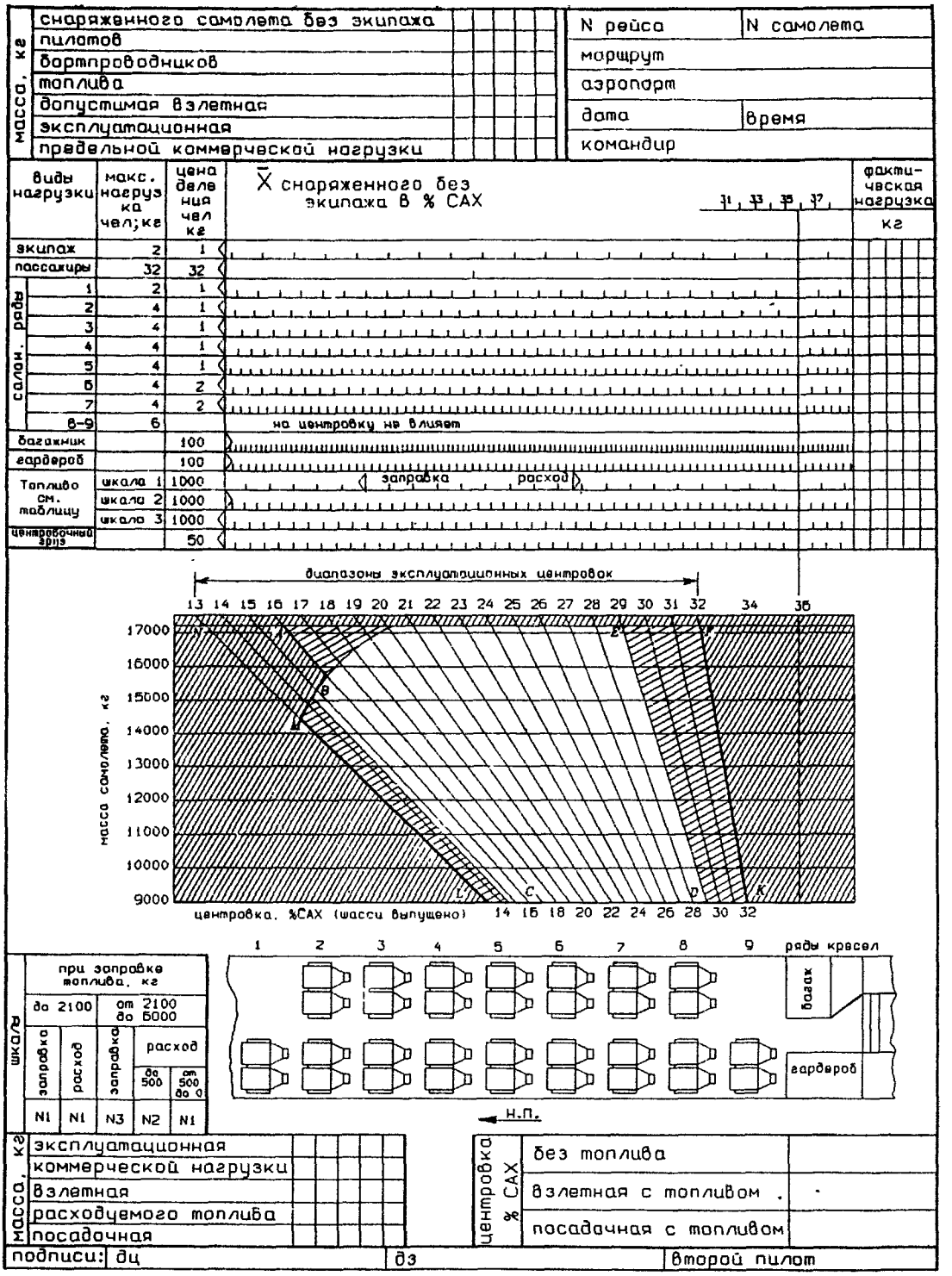


Рис. 8.19. Центровочный график (32-местный) с увеличенной до 6 т заправкой топлива

Приложение 2

ЛИСТЫ КОНТРОЛЬНОГО ОСМОТРА САМОЛЕТА ЭКИПАЖЕМ ПЕРЕД ЗАПУСКОМ ДВИГАТЕЛЕЙ

ЛИСТ КОНТРОЛЬНОГО ОСМОТРА САМОЛЕТА ЯК-40 КОМАНДИРОМ ВОЗДУШНОГО СУДНА ПЕРЕД ЗАПУСКОМ ДВИГАТЕЛЕЙ

1. Доклад бортмеханика о заправке самолета топливом, маслом, ресурсах двигателей и самолета, последних работах, проведенных на самолете, и наличии судовых документов	— принят
2. Планер, силовые установки и шасси	— осмотрены
3. Кабина экипажа, остекление	— осмотрены
4. Педали, кресло и надежность его стопорения	— подогнаны, проверено
5. Приборная доска, панель запуска двигателей, центральный пульт	— осмотрены
Убедиться в следующем:	
— стояночный тормоз	— установлен
— рули	— расстопорены
— автомат торможения	— включен
— триммеры	— нейтральны
— закрылки	— убраны
— переднее колесо	— бустер включен
— исходные показания основных приборов	— правильны
— графики поправок к ним	— имеются
— кислородное оборудование	— исправно
6. Стрелки высотомеров (на "0") с соответствующим давлением аэродрома вылета	— установлены

Примечание. При приемке самолета экипажем от АТБ перед началом рейса проверить правильность отклонения рулей, элеронов, триммеров и закрылков совместно со вторым пилотом или бортмехаником.

7. Предполетная информация	— проведена.

ЛИСТ КОНТРОЛЬНОГО ОСМОТРА САМОЛЕТА ЯК-40 ВТОРЫМ ПИЛОТОМ ПЕРЕД ЗАПУСКОМ ДВИГАТЕЛЕЙ

1. Планер, силовые установки и шасси	— осмотрены
2. Кабина экипажа, остекление	— осмотрены, проверено
3. Педали, кресло и надежность его стопорения	— подогнаны
4. ПОС выключена, приборная доска и центральный пульт	— осмотрены
Убедиться в следующем:	
— исходные показания основных приборов, графики поправок к ним	— правильны, имеются
— кислородное оборудование	— исправно

5. Стрелки высотомеров (на "0") с соответствующим давлением аэродрома	— установлены
6. Задатчик агрегата 2077	— установлен
7. Загрузка самолета	— проверена
8. Центровка самолета	— проверена

Доложить КВС об осмотре самолета согласно листу контрольного осмотра и о готовности к полету

ЛИСТ КОНТРОЛЬНОГО ОСМОТРА САМОЛЕТА ЯК-40 БОРТМЕХАНИКОМ ПЕРЕД ЗАПУСКОМ ДВИГАТЕЛЕЙ

1. Судовые документы на борту	— имеются
2. Заглушки с двигателей, приемников давления, РИО, кассет сигнальных ракет и дренажей топливных баков	— сняты
3. Колодки, штыри и заземление	— убраны
4. Закрытие люков, грузолюков и дверей	— проверено
5. Иней, снег, лед и грязь на поверхности самолета	— отсутствуют
6. Закрылки	— убраны
7. Светосигнальные табло и лампы светосигнализации	— проверены, исправны
8. Количество топлива, масла	— проверено
9. Триммеры	— проверены, в нейтральном положении
10. Запасной комплект предохранителей и ламп светосигнализаторов	— проверен, имеется
11. АЗС	— включены
12. Напряжение аккумуляторов (под нагрузкой)	— проверено
13. Давление гидросистемы	— проверено

Доложить КВС об осмотре самолета согласно листу контрольного осмотра и о готовности к полету.

Приложение 3

КАРТА КОНТРОЛЬНОЙ ПРОВЕРКИ

Общие сведения

1. Карта контрольной проверки является документом, цель которого способствовать организации дополнительного контроля за выполнением наиболее ответственных операций, определяющих готовность самолета и экипажа к очередному этапу или рубежу полета и непосредственно влияющих на безопасность полета. Картой предусматривается, что до проведения контрольных операций каждый член экипажа выполнил в полном объеме комплекс требуемых технологических операций в соответствии с требованиями Руководства.
2. Контроль с чтением карты контрольной проверки — это комплекс обязательных проверок операций, проводимых экипажем под руководством КВС на предписанных рубежах при подготовке к полетам любого назначения и их выполнении.

Карта контрольной проверки является принадлежностью самолета.

Вылет самолета без карты контрольной проверки запрещается.

3. Контроль с чтением карты контрольной проверки начинается на установленных рубежах по команде КВС.
4. Читка вслух разделов Карты производится бортмехаником.
5. Рубежи начала читки разделов Карты:

— "Перед запуском двигателей" — непосредственно после выполнения операций, согласно листам контрольного осмотра и доклад членов экипажа о готовности к запуску двигателей;

— "Перед выруливанием" — непосредственно после запуска двигателей;

— "На рулении" — при рулении по РД по прямой в отсутствие препятствий, требующих повышенного внимания;

— "На предварительном старте" — перед запросом разрешения выруливать на исполнительный старт;

— "На исполнительном старте" — перед запросом разрешения на взлет;

— "Перед снижением с эшелона" — за 5-10 мин перед запросом у диспетчера РДП разрешения на снижение;

— "После перехода на давление аэродрома" — после получения указания на снижение по давлению аэродрома; при выполнении полета по кругу, а также при повторном заходе после ухода на второй круг — после окончания 2-го разворота;

— "Перед 3-м разворотом или на удалении 14-16 км" — к началу 3-го разворота проверка должна быть закончена;

— "Перед входом в глиссаду" — непосредственно после окончания четвертого разворота; при заходе "с прямой" — перед входом в глиссаду.

Примечания: 1. Рубежи начала и конца выполнения раздела карты "На рулении" не являются строго фиксированными. В зависимости от удаления места выруливания самолета до предварительного старта, конкретных метеоусловий, состояния РД, подготовленности экипажа и др. проверку операций по разделу карты "На рулении" разрешается начинать до начала выруливания после завершения контроля по разделу "Перед выруливанием".

Если к моменту достижения предварительного старта контроль по разделу "На рулении" не завершен, проверку необходимо закончить на предварительном старте, после чего перейти к проверке операций по разделу "На предварительном старте".

2. В графах карты цифрами указаны ответственные за проверку по данному пункту и очередность доклада.

Карта контрольной проверки

№ п/п	Наименование контролируемых органов (операция)	Форма доклада	Очередность доклада		
	I. Перед взлетом		КВС	Второй пилот	Борт-механик
	1.Перед запуском двигателей				
1	МСРП	Включен	—	1	—
2	Двери, грузолюк, трап, люки	Закрыты, проверены, трап убран	—	2	1
3	Заглушки, штыри и чехлы	Сняты на борту	—	—	1
4	Изделие 023М (020М)	Включено, код.. установлен до...часов	1	—	—
5	Ответчик	Включен, проверен, режим "Готов"	1	—	—
6	Управление (рули, элероны)	Расстопорены, свободны	1	2	—
	Триммеры	Нейтральны	1	2	—
7	Стояночный тормоз	Включен	1	—	—
8	Агрегат 2077	Включен, задатчики установлены	—	1	—
	2. Перед выруливанием				—
1	АИ-9	АИ-9 выключен, щиток закрыт	1	—	—
2	Гидросистема	Давление в норме осн.... кгс/см^2 авар. ... кгс/см^2	2	—	1
3	Электросистема	Проверена, работает нормально	2	1	—
4	АРК	Включены, 1-й на ДПРМ, 2-й на БПРМ (ОПРС)	2	1	—
5	Топливная система	На борту... кг, система включена	—	—	1
6	Авиагоризонты	Включены, проверены, риски совмещены	2	1	—
7	РВ	Включен, высота... м	1	—	2
8	Взлетные данные	Масса .... кг, Центровка... % САХ V_1 ..... км/ч $V_{п.с}$..... км/ч V_2..... км/ч	—	1	—
9	Стабилизатор	Установлен....^{0}	2	1	—
	3. На рулении				
1	Тормоза	Проверены, исправны	2	1	—
2	ПОС, РИО	Включены (выключены) РИО включен	—	1	—
3	ЭУП	Включен, проверен	2	1	—
4	СП-50	Включена... канал	2	1	—
5	ГМК	Согласован курс...^{0}, режим ГПК	2	1	—
6	Закрылки	Выпущены на 20°	2	1	—

Карта контрольной проверки

№ п/п	Наименование контролируемых органов (операция)	Форма доклада	Очередность доклада		
			КВС	Второй пилот	Бортмеханик
	4. На предварительном старте				
1	Высотомеры, РВ	Высота нуль, давление ... мм рт. ст., На футовых: давление, приведенное к уровню моря, установлено... ГПа, высота.....футов	2	1	—
		РВ включен, задатчик на 100 м установлен	2	1	—
2	Авиагоризонты	Проверены, риски совмещены	2	1	—
3	Рули, элероны	Проверены, свободны	2	1	—
4	"Нуль" СП-50	Проверен	2	1	—
5	Форточки	Закрыты	2	1	—
6	Стояночный тормоз	Выключен	1	—	—
	5. На исполнительном старте				
1	Готовность к взлету	Красные сигналы не горят, обогрев ДУА включен, переднее колесо "Бустер включен" —готов.	—	—	1
		Взлетный курс....., режим ГПК, обогрев ППД, РИО включены — готов.	—	2	—
		Режим "АС" ("RBS", "ALT") установлен, переднее колесо "Бустер включен" — готов.	3	—	—
	II. Перед посадкой				
	6. Перед снижением с эшелона				
1	Схема	Просмотрена	2	1	—
2	Посадочные данные	Топливо... кг	—	—	1
		Остаток на ВПР...ч полета	—	1	—
		Масса... кг	—	1	—
		Центровка... % САХ	—	1	—
		Посадочная дистанция ... м	—	1	—
		Скорость снижения по глиссаде.. км/ч	—	1	—
3	Радиовысотомер, задатчик	Включен, задатчик... м	1	—	—
4	СП-50	Включена... канал	2	1	—
5	Гидросистема	Давление.. кгс/см^2 в норме. тормоза проверены	1	2	3
6	Агрегат 2С77	Задатчик установлен на давление аэродрома	—	1	—
7	Обогрев ППД	Включен	—	1	—

№ п/п	Наименование контролируемых органов (операция)	Форма доклада	Очередность доклада		
			КВС	Второй пилот	Борт-механик
	7. После перехода на давление аэродрома				
1	Высотомеры	Давление установлено...мм рт. ст., Высота...м	2	1	—
		Показания одинаковые	—	—	1
		На футовых: давление, приведённое к уровню моря, установлено...Гпа, высота...футов	2	1	—
		Показания одинаковые	—	—	1
2	АРК	1-ый на ДПРМ, 2-ой на БПРМ, позывные прослушаны	2	1	—
	8. Перед 3-м разворотом или на удалении 14-16 км				
1	Переднее колесо	Бустер включен	2		1
2	«Нуль» СП-50	Проверен	2	1	—
3	РВ	Задатчик на ...м установлен	1	2	—
	9. Перед входом в глиссаду				
1	Шасси	Выпущено, зелёные светосигнальные Табло светятся, давление в норме	3	2	1
2	Закрылки	Выпущены...°	3	2	1
3	Кран кольцевания	Открыт	—	—	1
4	Фары	Выпущены	—	—	1
5	БСПК	Посадка	—	—	1
6	Готовность к посадке	Готов	3	2	3

СХЕМА

Шторная карта контрольной проверки самолетов Як 40 и Як-40К

Перед взлетом		Перед посадкой	
Перед запуском двигателей	МСРП	Схема	Перед снижением с эшелона
	Двери, грузолюк, трап, люки	Посадочные данные	
	Заглушки, штыри и чехлы	Радиовысотомер, задатчик	
	Изделие 023М (020М)	СП-50	
	Ответчик		
	Управление (рули, элероны), триммеры	Гидросистема	
	Стояночный тормоз	Агрегат 2077	
	Агрегат 2077	Обогрев ППД	
		Высотомеры	
Перед выруливанием	АИ-9	АРК	После перехода на давление аэродрома
	Гидросистема		
	Электросистема		
	АРК		
	Топливная система		
	Авиагоризонты, РВ	Переднее колесо	Перед 3-м разворотом или на удалении 14-16 км
	Взлетные данные	"Нуль" СП-50	
	Стабилизатор	Задатчик РВ	
На рулении	Тормоза		
	ПОС, РИО		
	ЭУП		
	СП-50		
	ГМК		
	Закрылки		
На предварительном старте	Высотомеры, РВ		Перед входом в глиссаду
	Авиагоризонты	Шасси	
	Рули, элероны	Закрылки	
	"Нуль" СП-50	Кран кольцевания	
	Форточки	Фары	
	Стояночный тормоз	БСПК	
На исполнительном старте	Готовность к взлету	Готовность к посадке	

Приложение 4

ПЕРЕЧЕНЬ ДОПУСТИМЫХ ОТКАЗОВ И НЕИСПРАВНОСТЕЙ САМОЛЕТА ЯК-40, С КОТОРЫМИ РАЗРЕШАЕТСЯ ЗАВЕРШЕНИЕ РЕЙСА ДО АЭРОПОРТА БАЗИРОВАНИЯ И ПОЛЕТЫ ДО ОЧЕРЕДНОЙ ФОРМЫ "Б"

Условия применения Перечня

Настоящий Перечень определяет допустимые отказы и неисправности самолета Як-40, с которыми разрешается вылет самолета, и дает рекомендации по условиям применения Перечня.

1. При обнаружении отказов и неисправностей, перечисленных в настоящем Перечне, инженерно-авиационная служба обязана принять все меры к их устранению.

В случае, если это невозможно по времени или отсутствию материально-технических условий, разрешается вылет с данным отказом или неисправностью.

2. Инженерно-авиационная служба в случае применения данного Перечня обязана:

— четко определить характер отказа и его причину или неисправности;

— убедиться в том, что данный отказ или неисправность не окажут влияния на работу других систем, агрегатов или оборудования самолета, убедиться в исправности дублирующей системы, агрегата или прибора;

— сообщить КВС об отказе (неисправности) и принятых мерах по обеспечению полета;

— сделать запись в бортжурнале о разрешении на вылет в соответствии с Перечнем и о выполненных работах, им предусмотренных.

Применение данного Перечня не снимает ответственности за безопасность полета с инженерно-авиационной службы, готовящей самолет к рейсу.

3. Окончательное решение о вылете с данным отказом или неисправностью принимает КВС с учетом метеорологических условий, оборудования аэропортов посадки и т. п., основываясь на настоящем Перечне.

4. Окончательное решение о времени устранения отказа или неисправности, с которыми разрешаются полеты до формы "Б", принимает инженерно-авиационная служба базового аэропорта. При этом необходимо принять все меры к устранению неисправности за время стоянки самолета в базовом аэропорту, не дожидаясь предельного срока, указанного в Перечне.

При принятии решения об устранении неисправности при очередной форме "Б" инженерно-авиационная служба базового аэропорта обязана сделать об этом запись в бортжурнале и карте-наряде с указанием выполненных работ согласно рекомендациям Перечня.

При обнаружении в транзитном аэропорту неисправности или отказа, не указанных в настоящем Перечне и которые инженерно-авиационная служба аэропорта не в состоянии устранить, необходимо обратиться в ИАС Управления за рекомендациями по устранению неисправности или выполнению работ, обеспечивающих безопасный полет самолета до базы.

ПЕРЕЧЕНЬ
допустимых отказов и неисправностей самолета Як-40, с которыми разрешается завершение рейса до аэропорта базирования и полеты до очередной формы "Б"

Раздел (системы) по ГОСТ 18573-73	Система, агрегат	Общее к-во систем, агрегатов на самолете	Допустимое к-во неисправных агрегатов на самолете	Возможность полетов				Решение, рекомендации
				с базового аэропорта	до базового аэропорта	до формы Б	до формы 1	
21	**Система кондиционирования**							
	Отказ регулятора давления 2077 на разгерметизацию	1	1	—	x	—	—	Вылет разрешается. На самолетах, не оборудованных дублирующим регулятором давления (изд. 469), полет производить на высоте не более 3000 м. На самолетах, оборудованных дублирующим регулятором давления (изд. 469), полет разрешается производить на крейсерской высоте при усиленном контроле давления по штатным приборам и при ограничении вертикальной скорости самолета до 3 м/с
	Отказ выпускного клапана изд. 2176	2	1	—	x	—	—	Вылет разрешается при отказе клапана на закрытие и при исправном втором клапане. При отказе клапана в открытом положении разрешается производить полет на высоте не более 3000 м с включенной СКВ и ограничением вертикальной скорости самолета 3 м/с
	Отказ регуляторов температуры АРТ-8, АРТ-9	2	2	—	x	—	—	Вылет разрешается, если исправна ручная регулировка температуры в системе
	Отказ кабинного вариометра ВР-10МК	1	1	—	x	—	—	Вылет разрешается. Давление в кабине контролировать по прибору УВПД.
	Отказ звуковой и световой сигнализации перенаддува СДУ-3А	1	1	—	x	—	—	Вылет разрешается при усиленном контроле давления по УВПД и ВР-10МК
	Отказ ограничителя температуры воздуха изд. 1362 в линии обогрева пассажирского салона	1	1	—	x	—	—	Вылет разрешается, если исправна ручная регулировка (при этом внимательно контролировать температуру подаваемого воздуха)
	Неисправен измеритель температуры воздуха в пассажирском салоне ТВ-1Т	1	1	—	x	—	—	Вылет разрешается
	Отказ высотного сигнализатора ВС-46	1	1	—	—	x	—	Вылет разрешается при усиленном контроле по штатным приборам

Раздел (системы) по ГОСТ 18573-73	Система, агрегат	Общее к-во систем, агрегатов на самолете	Допустимое к-во неисправных агрегатов на самолете	Возможность полетов				Решение, рекомендации
				с базового аэропорта	до базового аэропорта	до формы Б	до формы 1	
	Отказ АРВП-13БТ	—	—	—	х	—	—	Вылет разрешается, при исправном ручном управлении расхода воздуха в системе
23	**Радиоаппаратура связи**							
	Отказ СГУ-15	1	1	—	х	—	—	Вылет разрешается
	Неисправна одна из связных радиостанций УКВ	2	1	—	х	—	—	Вылет разрешается при согласовании со службой движения
24	**Система электроснабжения**							
	Отказ генератора ВГ-7500Я или его пускорегулирующей аппаратуры	3	1	—	х	—	—	Вылет разрешается. При механическом разрушении генератор снять
25	**Бытовое оборудование**							
	Отказ насоса ЭЦН-104	1	1	—	х	—	—	Вылет разрешается. Туалет закрыть
	Негерметичность водяной системы туалета	1	1	—	х	—	—	Вылет разрешается. Воду из водяной системы слить
	Неисправны насадки индивидуальной вентиляции	24-32	5-6	—	х	—	—	Вылет разрешается
	Неисправны светосигнальные табло “Не курить”, “Пристегнуть ремни”	1	1	—	х	—	—	Вылет разрешается
	Неисправна сигнализация вызова экипажа	1	1	—	х	—	—	Вылет разрешается
	Не работает сигнализация занятости туалета	1	1	—	х	—	—	Вылет разрешается
28	**Топливная система**							
	Отказ одного подкачивающего насоса агр. 463	2	1	—	х	—	—	Разрешается перегонка самолета без пассажиров, если исправен второй подкачивающий насос; при этом необходимо открыть кран кольцевания топлива и кран объединения баков-кессонов.

Раздел (системы) по ГОСТ 18573-73	Система, агрегат	Общее к-во систем, агрегатов на самолете	Допустимое к-во неисправных агрегатов на самолете	Возможность полетов				Решение, рекомендации
				с базового аэропорта	до базового аэропорта	до формы Б	до формы 1	
	Неисправен автомат выравнивания топлива АЦТ5	1	1	—	х	—	—	Вылет разрешается. АЗС "АЦТ" выключить. Выравнивание количества топлива в правом и левом баках-кессонах производить установкой переключателя "Насосы осл. реж. лев. прав." в положение того бака-кессона, где топлива меньше. В полете вместо включения ослабленного режима работы насоса разрешается открыть кран объединения баков-кессонов.
29	**Гидравлическая система**							
	Внешняя негерметичность в соединениях трубопроводов и агрегатов	—	—	—	—	х	—	Вылет разрешается, если наблюдается лишь отпотевание в соединениях (без течи под рабочим давлением).
	Противообледени - тельная система							
	Неисправен стеклоочиститель у второго пилота	2	1	—	х	—	—	Вылет разрешается, если исправен стеклоочиститель у левого пилота и при отсутствии атмосферных осадков в районе аэродрома посадки.
	Неисправен сигнализатор обледенения РИО-3	2	1	—	х	—	—	Вылет разрешается, если исправен сигнализатор на одном из двигателей На самолетах с 36-й серии при отказе РИО-3 вылет разрешается в простых метеоусловиях и при отсутствии обледенения в районе аэропорта посадки
	Неисправен электрообогрев лобового стекла второго пилота	2	1	—	х	—	—	Вылет разрешается, если исправен электрообогрев лобового стекла левого пилота. Электрообогрев отказавшего стекла отключить
31	**Приборное оборудование**							
	Неисправен указатель температуры наружного воздуха	1	1	—	х	—	—	Вылет разрешается
	Неисправны часы АЧС-1	1	1	—	х	—	—	Вылет разрешается

Раздел (системы) по ГОСТ 18573-73	Система, агрегат	Общее к-во систем, агрегатов на самолете	Допустимое к-во неисправных агрегатов на самолете	Возможность полетов				Решение, рекомендации
				с базового аэропорта	до базового аэропорта	до формы Б	до формы 1	
	Неисправен акселерометр АДП-4	1	1	—	х	—	—	Вылет разрешается. Полет производить в простых метеоусловиях. При необходимости после полета проконтролировать запись с помощь МСРП-12
32	**Шасси**							
	Подтекание жидкости АМГ-10 по штокам амортизаторов передней и основных стоек шасси	—	—	—	х	—	—	Вылет разрешается, если обжатие амортизаторов не выходит за пределы нормы
	Неисправны механические указатели положения шасси	—	—	—	х	—	—	Вылет разрешается. Контроль осуществлять по светосигнализаторам
	Механические повреждения (проколы, порезы и местный износ протектора) одной из авиашин колес	3	1	—	х	—	—	Вылет разрешается, если повреждения проникли не далее второго слоя корда авиашины колеса
	Отказ концевого выключателя АМ-800К блокировки уборки шасси	1	1	—	х	—	—	Вылет разрешается
33	**Светосигнальное и осветительное оборудование**							
	Неисправен аэронавигационный огонь	3	3	—	х	—	—	Вылет разрешается в дневное время
	Неисправен один из проблесковых маяков	2	1	—	х	—	—	Вылет разрешается
	Неисправна посадочно-рулежная фара	2	2	—	х	—	—	Вылет разрешается в дневное время. При отказе рулежной фары вылет разрешается
	Отказ освещения пассажирского салона	1	1	—	х	—	—	Вылет разрешается в дневное время
	Отказ освещения кабины экипажа	1	1	—	х	—	—	Вылет разрешается в дневное время
	Неисправна световая сигнализация закрытого положения входного трапа	1	1	—	х	—	—	Вылет разрешается. Перед вылетом проверить надежность закрытия трапа

Раздел (системы) по ГОСТ 18573-73	Система, агрегат	Общее к-во систем, агрегатов на самолете	Допустимое к-во неисправных агрегатов на самолете	Возможность полетов				Решение, рекомендации
				с базового аэропорта	до базового аэропорта	до формы Б	до формы 1	
34	**Пилотажно-навигационная система**							
	Отказ автопилота АП-40	1	1	—	х	—	—	Вылет разрешается при отказах, не влияющих на ручное управление. Автопилот не включать
	Отказ системы сигнализации срывных режимов	1	1	—	х	—	—	Вылет разрешается
51	**Конструкция планера**							
	Неисправен один статический разрядник	6	1	х	х	х	—	Вылет разрешается
53	**Фюзеляж**							
	Повреждение панелей пола в пассажирском салоне до шп. № 24	—	—	—	х	—	—	Вылет разрешается, если обеспечена защита тяг управления самолетом и двигателями и безопасность хождения пассажиров
	Повреждение обшивки ступеней трапа	—	—	—	х	—	—	Вылет разрешается
	Повреждение узлов швартовки грузов в багажном помещении	—	—	—	х	—	—	Вылет разрешается
56	**Фонарь, окна**							
	Выколки диаметром до 2 мм, глубиной до 0,5 мм, не более 3 шт. на внутреннем стекле и не более 5 шт. на внешнем стекле	—	—	х	х	х	—	Вылет разрешается
	Рассредоточенные царапины глубиной до 0,1 мм и длиной не более 100 мм и не более 5 шт.	—	—	х	х	х	—	Вылет разрешается
	Растрескивание внешнего силикатного стекла или возникновение искрения в нагревательном элементе	—	—	—	х	—	—	Вылет разрешается при указанных неисправностях только на стекле второго пилота. Электрообогрев стекла второго пилота не включать

Раздел (системы) по ГОСТ 18573-73	Система, агрегат	Общее к-во систем, агрегатов на самолете	Допустимое к-во неисправных агрегатов на самолете	Возможность полетов				Решение, рекомендации
				с базового аэропорта	до базового аэропорта	до формы Б	до формы 1	
57	**Крыло**							
	Трещины длиной до 20 мм на обшивке элеронов, закрылков, куполах шасси, зашивках щелей элеронов и закрылков	—	—	x	x	x	—	Вылет разрешается, если обнаружено не более одной трещины на участке между нервюрами
	Запотевание топлива по верхней и нижней поверхностям топливного бака-кессона	—	—	x	x	x	—	Вылет разрешается
71	**Силовая установка**							
	Отказ пускового двигателя АИ-9	1	1	—	x	—	—	Вылет разрешается. Запуск двигателей производить от наземной пусковой установки
	Неисправно РТУ среднего двигателя	1	1	—	x	—	—	Вылет разрешается, если на аэродроме обеспечивается посадка без РТУ. РТУ не применять
110	**Радиоаппаратура самолетовождения**							
	Неисправен радиолокатор "Гроза"	1	1	—	x	—	—	Вылет разрешается при согласовании со службой движения
	Неисправен указатель КППМС правого пилота	2	1	—	x	—	—	Вылет разрешается при исправном указателе КППМС левого пилота
	Неисправна система СП-50	1	1	—	x	—	—	Вылет разрешается при согласовании со службой движения
	Неисправен радиокомпас АРК-9 (АРК-15М)	2	1	—	x	—	—	То же
113	**Радиоаппаратура опознавания**							
	Неисправен ответчик	1	1	—	x	—	—	Вылет разрешается при согласовании со службой движения
34	Отказ одного гиродатчика курса ГМК-1Г	2	1	—	x	—	—	Вылет разрешается. Информация о курсе обеспечивается от: - второго гиродатчика; - коррекционного механизма; - магнитного компаса КИ-13

ДЛЯ ЗАПИСЕЙ

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА ЯК-40
Отв. исполнитель И. В. Гусев
Редактор Н. Ю. Ладанова
Художественный редактор В.В. Платонов
Технический редактор Н. Н. Клинова
Корректоры А. Н. Горбунова
Л. А. Свиридова

Сдано в набор 24.05.94. Подписано в печать 20.02.95. Печать офсетная. Формат 60 ×90 1/8.
Бумага офсетная. Гарнитура Таймс. Печ. л. 53,0+1,0 (2 вкл.). Уч.-изд. л. 36,4. Тираж 1400. Изд. № 400
Издательство "Воздушный транспорт", 103012, Москва, Старопанский пер., 5.