

Экз. №
000219 *

МИНИСТЕРСТВО ТЕХНИЧЕСКОГО РОССИИ
АСЦ ГосНИИ ГА ДАМЕНТ ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА

Данный экземпляр РЛЭ самолета АН-12

ДЛС

Эталонному экземпляру АСЦ соответствует.

Директор

О.Ю. Стадомский

Дата проверки

12.11.2002

Рег № —

САМОЛЕТ АН-12

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

ВВЕДЕНО В ДЕЙСТВИЕ С 1 АПРЕЛЯ 1992 Г.
ДИРЕКТОРОМ ДЕПАРТАМЕНТА ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
ПРИКАЗ №ДВ-5 ОТ 5 ФЕВРАЛЯ 1992 Г.

"ГА

АН-12

ДЛС ГС ГРАМТ РФ

отвечает.

О.Ю. Стадомский

4.11.2003 Рег № 267

АСЦ ГосНИИ ГА

Данный экземпляр РЛЭ самолета АН-12 1991

ДЛС ГС ГРАМТ РФ

Эталонному экземпляру АСЦ соответствует

Директор

О.Ю. Стадомский

Дата проверки

3.02.04

Рег №

413

АСЦ ГосНИИ ГА

АН-12

Данный экземпляр РЛЭ самолета АН-12

ДЛС ГС ГРАМТ РФ

Эталонному экземпляру АСЦ соответствует.

Директор

О.Ю. Стадомский

Дата проверки 22.02.2004 Рег № 586

АСЦ ГосНИИ ГА

Этапонный экземпляр РЛЭ самолета АН-12

УНДЛ ФРС НСТ РФ

Эталонному экземпляру АСЦ соответствует.

Директор

О.Ю. Стадомский

Дата проверки 17.02.05 Рег.№ 215

АСЦ ГосНИИ ГА

Этапонный экземпляр РЛЭ самолета АН-12

УНДЛ ФРС НСТ РФ

Эталонному экземпляру АСЦ соответствует.

Директор

О.Ю. Стадомский

Дата проверки 6.07.05 Рег.№ 367

АСЦ ГосНИИ ГА

Этапонный экземпляр РЛЭ

соответствует.

Директор

Стадомский

Дата проверки

АСЦ ГосНИИ ГА

Этапонный экземпляр РЛЭ самолета

АН-12

УНДЛ ФРС НСТ РФ

Эталонному экземпляру АСЦ соответствует.

Директор

О.Ю. Стадомский

Дата проверки 03.02.06 Рег.№ 110

**Введено в действие
28 марта 2002 г.
Ю.П. Таршин**

ИЗМЕНЕНИЕ № 14

**к Руководству по летной эксплуатации
самолета Ан-12
(издание 1991 г.)**

**По вопросу: Уточнение раздела 4.16. «Особенности выполнения взлета и посадки
в условиях ограничения шума на местности».**

При получении Изменения № 14 к РЛЭ самолета Ан-12 необходимо:

- изучить его с летным составом;
- в РЛЭ Перечень действующих страниц Стр. 1, 3; Содержание Стр. 2,
- Раздел 4 Стр. 64, 64а, заменить на прилагаемые.
- Изменение № 12 считать утратившим силу, изъятые листы уничтожить в установленном порядке.

Ввести в действие

Руководитель

ДЛС ГС ГА МТ РФ

Ю.П Таршин

"3" ОКТЯБРЯ 2000 г..

ИЗМЕНЕНИЕ № 13

**РУКОВОДСТВА
ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ
САМОЛЕТА Ан-12
(Издание 1991 г.)**

Изменение № 13

к РЛЭ самолета Ан-12
по вопросу:
«Визуальный заход на посадку».

С введением в действие настоящего Изменения необходимо:

2. Содержание Стр. 1/2, 2. Стр. 3, 2. Стр. 4, 2. Стр. 5, 2. Стр. 6, 4. Содержание Стр.1,
4. Содержание Стр.2 изъять и заменить прилагаемыми.

Внести новые страницы 4.67, 4.68, 4.69.

У Т В Е Р Ж Д Е Н О :
Начальник УЛС ФС В Т
Р о с с и и
Ю.П. Таршин

10 мая 2000 г.

И З М Е Н Е Н И Е № 12

к Руководству по летной эксплуатации
самолета Ан-12
(издание 1991 г.)

Изменение № 12
К РЛЭ самолета Ан-12 по вопросу:
«Особенности взлета в условиях ограничения шума на местности».

С введением в действие настоящего Изменения необходимо:
4. Стр. 6364 изъять и заменить прилагаемыми 4. Стр. 63, 4. Стр. 64, 4. Стр. 64а.

УТВЕРЖДЕНО
УГНБП ФАС России
30 марта 1999 г.

Изменение № 10
К РЛЭ самолета Ан-12
издания 1991 г.

**Изменение № 10
К РЛЭ самолета Ан-12, издания 1991 г.**

По вопросу уточнения использования систем ILS/VOR.

С получением данного Изменения страницы РЛЭ 2. Стр. 5, 2. Стр. 6, 6.13. Стр. 11г, 6.13. Стр. 12 изъять и заменить прилагаемыми.

26-NOV-98 THU 13:21 S T A R T

452 15 28

P.01

УТВЕРЖДАЮ

НАЧАЛЬНИК УГНПК ФАС РОССИИ

А.В.НЕРАДЕНКО

"28" января 1998 года

ИЗМЕНЕНИЕ № 9

к Руководству по летной эксплуатации
самолета Аи-Л2
(Издание 1991 г.)

ИЗМЕНЕНИЕ № 9
к РНЭ самолета Як-12

По вопросу: Замена радиовысотомера РВ-2 на РВ-6М на основании
бюллетеня № 2115 ЕТ.

С введением в действие Изменения № 9 необходимо изъять и заменить
прилагаемые с датой "Сент 30/97" следующие страницы:

- в Перечне действующих страниц - стр. I, 2, 4, 5;
- в разделе 4 - 4. Стр. 3;
- в разделе 6 - Содержание Стр. 2;
- в подразделе 6.I3 - 6.I3. Стр. I;
- в подраздел 6.I3. внести новые страницы - 6.I3. Стр. IIa, IIb, IIc, IID.

УТВЕРЖДАЕ

НАЧАЛЬНИК ОЛЭ ДВТ РОССИИ

Ю.П. ТАРИХ

МИНИСТЕРСТВО ТРАНСПОРТА РОССИИ

ДЕПАРТАМЕНТ ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА

ИЗМЕНЕНИЯ № 6, 7 И 8

к Руководству по летной эксплуатации
самолета Ан-12

(издания 1991 г.)

ИЗМЕНЕНИЯ № 6, 7 И 8 К РЛЭ САМОЛЕТА АН-12

Изменение № 6

- По вопросам:
- уточнение минимального состава экипажа;
 - уточнение максимального количества сопровождающих в кабине сопровождающих;
 - уточнение действий экипажа при взлете с боковым ветром;
 - приведение в соответствие с НППА-85;
 - другие уточнения.

I. С введением в действие настоящего Изменения необходимо:

2. Стр. I; 2. Стр. 5; 3. Содержание. Стр. I/2; 3. Стр. I6; 3. Стр. 46;
4. Стр. 9; 4. Стр. I5/I6; 4. Стр. 2I; 4. Стр. 22; 4. Стр. 23 — изъять и
заменить прилагаемыми.

Изменение № 7

- По вопросам:
- уточнение подробного содержания карты контрольной проверки;
 - другие уточнения и исправления неточностей в текстах и нумерации таблиц.

I. С введением в действие настоящего Изменения необходимо:

в Приложении I. Стр. 9 и 10 изъять и заменить прилагаемыми; 4. Стр. I3/I4; 4. Стр. 30;
4. Стр. 36; 4. Стр. 62; 5. Стр. 33; 5. Стр. 37; 5. Стр. 38; 6. Стр. I — изъять и
заменить прилагаемыми; в перечне действующих страниц стр. I, 2, 3, 4, 7/8 — изъять и
заменить прилагаемыми.

Изменение № 8

- По вопросам:
- введение второго сигнализатора обледенения РИС-3 (для самолетов АН-12,
оборудованных вторым РИО-3);
 - уточнение раздела 4 в части выполнения полетов в условиях обледенения.

С введением в действие настоящего Изменения необходимо:

3. Стр. 42; 4. Стр. 55; 4. Стр. 60; 6.6 Стр. 2 изъять и заменить прилагаемыми: с датой
"Дек 10/94" в перечне действующих страниц стр. I, 2, 3, 5 изъять и заменить прилагаемыми
с датой "Дек 10/94".

УТВЕРЖДАЮ

ЗАМ.НАЧАЛЬНИКА ОЛЭ ДВТ РОССИИ

В.Г.САВИН

II февраля 1993 г.

МИНИСТЕРСТВО ТРАНСПОРТА РОССИИ
ДЕПАРТАМЕНТ ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА

И З М Е Н Е Н И Е № 5

к Руководству по летной эксплуатации
самолета Ан-12
(Издание 1991 г.)

Изменение № 5
к РМЭ самолета Ан-12

По вопросам: - уточнение параметров при запуске ВСУ и при запуске двигателей от ВСУ;
- уточнение условий обледенения и действий экипажа при полетах в условиях возможного обледенения и обледенения.

С введением в действие Изменения № 5 необходимо изъять и заменить прилагаемыми с датой "Февр II/93" следующие страницы:

- в Перечне действующих страниц - стр. I-4;
- в разделе 4 - 4. Стр. I; 4. Стр. 54-55; 4. Стр. 57;
- в подразделе 6.1 - 6.1. Стр. 22-26.

УТВЕРЖДАЮ
НАЧАЛЬНИК ОЛЭ ДЕПАРТАМЕНТА
ВТ РОССИИ
Г.Н.ЗАЙЦЕВ

4 ноября 1992 г.

МИНИСТЕРСТВО ТРАНСПОРТА РОССИИ
ДЕПАРТАМЕНТ ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА

ИЗМЕНЕНИЕ № 3
к Руководству по летной эксплуатации
самолета Ан-12
(Издание 1991 г.)

Изменение № 3
к РЛЭ самолета Аэ-12 (издание 1991 г.)

По вопросу: Пользование кнопкой перепуска топлива при запуске
или прекращении запуска двигателя.

С введением в действие настоящего Изменения необходимо изъять и
заменить приведенными следующие страницы:

- в Перечне действующих страниц - стр. I, 4;
- в подразделе 6.1. - стр. 8.



РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ



УТВЕРЖДАЮ

ЗАЧАЛЬНИК ОДЭ ДЕПАРТАМЕНТА
В. Т. РОССИИ

Г. И. ЗАЙНЕЕВ

4 июня 1992 г.

Министерство транспорта РОССИИ
ДЕПАРТАМЕНТ ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА

Л З И З Н Е Н И Е № 2

к "РУКОВОДСТВУ ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

САМОЛЕТА АН-12"

(ИЗДАНИЕ 1991 г.)



ИЗМЕНЕНИЕ № 2

к РЛС самолетов Ан-12 (издания 1991 г.) по вопросам:

- уточнение действий бортрадиста при заходе на посадку;
- уточнение положения выключателя "ЗЕМЛЯ - ВОЗДУХ";
- уточнение включения фар перед взлетом.

С введением в действие настоящего Изменения необходимо:

- в Перечне действующих страниц - стр. 1, 2, 3;
- в разделе 4 - стр. 25, 26, 38, 40;
- в разделе 5 - стр. 27, 28 - изъять и заменить прилагаемыми.

УТВЕРЖДАЮ
НАЧАЛЬНИК ОГЭ ДЕПАРТАМЕНТА
В.Т. РОССИИ
Г.Н. ЗАЙЦЕВ
19 декабря 1991 г.

Министерство транспорта РОССИИ
ДЕПАРТАМЕНТ ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА

ИЗМЕНЕНИЕ № 1

к "РУКОВОДСТВУ ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ
САМОЛЕТА АН-12"

(ИЗДАНИЕ 1991 г.)

ИЗМЕНЕНИЕ № 1

К РЛЭ САМОЛЕТОВ АН-12 ПО ВОПРОСАМ:

- уточнение текста проверки неисправности системы пожаротушения после доработки в хвостовой части мотогондол;
- отбора воздуха для ТГ-16М самолетов, доработанных по биллетею № 625-ДМ.

С введением в действие настоящего Изменения необходимо страницы: "Перечень действующих страниц" I, 2, 4, 5 и I. Стр. 3, I. Стр. 4, 5. Стр. 45, 5. Стр. 46, 6.I. Стр. 23, 6.I. Стр. 24, 6.4. Стр. I, 6.4. Стр. 2, 6.4. Стр. 3/4 изъять и заменить прилагаемыми.

Заменить Титульный лист в РЛЭ на прилагаемый.



РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

АН-12

ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ

Раздел, подраздел, пункт	Страница	Дата	Раздел, подраздел, пункт	Страница	Дата
Титульный лист	—	—	Раздел 2	1	Нояб 3/94
Перечень действующих страниц	1	Март 28/2002		2	Окт 10/90
	2	Март 28/2002		3	Окт 10/90
	3	Март 28/2002		4	Окт 3/2000
	4	Сент 30/97		5	Нояб 3/94
	5	Дек 10/94		6	Окт 3/2000
	6	Март 30/99	Раздел 3	—	—
	7/8	Нояб 3/94		Содержание	1/2
Лист учета Изменений	1/2	Окт 10/90		1	Нояб 3/94
Содержание	1/2	Окт 10/90		2	Окт 10/90
Введение	1	Окт 10/90		3	Окт 10/90
	2	Окт 10/90		4	Окт 10/90
				5	Окт 10/90
Раздел 1 Содержание	—	—		6	Окт 10/90
	1/2	Окт 10/90		7	Окт 10/90
	1	Окт 10/90		8	Окт 10/90
	2	Окт 10/90		9	Окт 10/90
	3	Окт 10/90		10	Окт 10/90
	4	Дек 19/91		11	Окт 10/90
	5	Окт 10/90		12	Окт 10/90
	6	Окт 10/90		13	Окт 10/90
	7	Окт 10/90		14	Окт 10/90
	8	Окт 10/90		15	Окт 10/90
	9	Окт 10/90		16	Нояб 3/94
	10	Окт 10/90		17	Окт 10/90
Раздел 2 Содержание	—	—		18	Окт 10/90
	1/2	Окт 3/2000		19	Окт 10/90
				20	Окт 10/90

Перечень действующих страниц

Стр. 1

Март 28/2002





РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ



ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ

Раздел, подраздел, пункт	Страница	Дата	Раздел, подраздел, пункт	Страница	Дата
Раздел 3	21	Окт 10/90	Раздел 4	5	Окт 10/90
	22	Окт 10/90		6	Окт 10/90
	23	Окт 10/90		7	Окт 10/90
	24	Окт 10/90		8	Окт 10/90
	25	Окт 10/90		9	Нояб 3/94
	26	Окт 10/90		10	Окт 10/90
	27	Окт 10/90		11	Март 25/2000
	28	Окт 10/90		12	Окт 10/90
	29/30	Окт 10/90		12a/126	Март 25/2000
	31	Окт 10/90		13/14	Нояб 3/94
	32	Окт 10/90		15/16	Нояб 3/94
	33	Окт 10/90		17/18	Окт 10/90
	34	Окт 10/90		19/20	Окт 10/90
	35	Окт 10/90		21	Нояб 3/94
	36	Окт 10/90		22	Нояб 3/94
	37	Окт 10/90		23	Нояб 3/94
	38	Окт 10/90		24	Окт 10/90
	39	Окт 10/90		25	Окт 10/90
	40	Окт 10/90		26	Июнь 4/92
	41	Окт 10/90		27	Окт 10/90
	42	Дек 10/94		28	Окт 10/90
	43	Окт 10/90		29	Окт 10/90
	44	Окт 10/90		30	Нояб 3/94
	45	Окт 10/90		31	Окт 10/90
	46	Нояб 3/94		32	Окт 10/90
				33/34	Окт 10/90
Раздел 4	—	—		35	Окт 10/90
Содержание	1	Окт 10/90		36	Нояб 3/94
	2	Март 28/2002		37	Окт 10/90
	1	Февр 11/93		38	Окт 10/90
	2	Окт 10/90		39	Окт 10/90
	3	Сент 30/97		40	Июнь 4/92
	4	Окт 10/90		41	Окт 10/90



РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

АН-12

Раздел, подраздел, пункт	Страница	Дата	Раздел, подраздел, пункт	Страница	Дата
Раздел 4	42	Окт 10/90	Раздел 5	7	Окт 10/90
	43	Окт 10/90		8	Окт 10/90
	44	Окт 10/90		9	Окт 10/90
	45	Окт 10/90		10	Март 25/2000
	46	Окт 10/90		11	Март 25/2000
	47	Окт 10/90		12	Окт 10/90
	48	Окт 10/90		13	Окт 10/90
	49	Окт 10/90		14	Окт 10/90
	50	Окт 10/90		15	Окт 10/90
	51	Окт 10/90		16	Окт 10/90
	52	Окт 10/90		17	Окт 10/90
	53	Окт 10/90		18	Окт 10/90
	54	Февр 11/93		19	Окт 10/90
	55	Дек 10/94		20	Окт 10/90
	56	Окт 10/90		21	Окт 10/90
	57	Февр 11/93		22	Окт 10/90
	58	Окт 10/90		23	Окт 10/90
	59	Окт 10/90		24	Окт 10/90
	60	Дек 10/94		25	Окт 10/90
	61	Окт 10/90		26	Окт 10/90
	62	Нояб 3/94		27	Июнь 4/92
	63	Окт 10/90		28	Окт 10/90
	64	Март 28/2002		29	Окт 10/90
	64а	Март 28/2002		30	Окт 10/90
	65/66	Окт 10/90		31	Окт 10/90
	67	Окт 3/2002		32	Окт 10/90
	68	Окт 3/2002		33	Нояб 3/94
	69.	Окт 3/2002		34	Окт 10/90
Раздел 5	—			35	Окт 10/90
Содержание	1	Окт 10/90		36	Окт 10/90
	2	Окт 10/90		37	Нояб 3/94
	1	Окт 10/90		38	Нояб 3/94
	2	Окт 10/90			
	3	Окт 10/90			
	4	Окт 10/90			
	5	Окт 10/90			
	6	Окт 10/90			



ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ

Раздел, подраздел, пункт	Страница	Дата	Раздел, подраздел, пункт	Страница	Дата
Раздел 5	39	Окт 10/90	6.1	12	Окт 10/90
	40	Окт 10/90		13	Окт 10/90
	41	Окт 10/90		14	Окт 10/90
	42	Окт 10/90		15	Окт 10/90
	43	Окт 10/90		16	Окт 10/90
	44	Окт 10/90		17	Окт 10/90
	45	Февр 28/92		18	Окт 10/90
	46	Окт 10/90		19	Окт 10/90
	47	Окт 10/90		20	Окт 10/90
	48	Окт 10/90		21	Окт 10/90
	49	Окт 10/90		22	Февр 11/93
	50	Окт 10/90		23	Февр 11/93
	51	Окт 10/90		24	Февр 11/93
	52	Окт 10/90		25	Февр 11/93
	53/54	Окт 10/90		26	Февр 11/93
	55	Окт 10/90			
	56	Окт 10/90	6.2	1	Окт 10/90
				2	Окт 10/90
Раздел 6	—	—		3	Окт 10/90
Содержание	1	Нояб 3/94		4	Окт 10/90
	2	Сент 30/97		5	Окт 10/90
6.1	1	Окт 10/90		6	Окт 10/90
	2	Окт 10/90		7	Окт 10/90
	3	Окт 10/90		8	Окт 10/90
	4	Окт 10/90		9	Окт 10/90
	5	Окт 10/90		10	Окт 10/90
	6	Окт 10/90		11	Окт 10/90
	7	Окт 10/90		12	Окт 10/90
	8	Нояб 4/92		13	Окт 10/90
	9	Окт 10/90		14	Окт 10/90
	10	Окт 10/90		15/16	Окт 10/90
	11	Окт 10/90			

Перечень действующих страниц

Стр. 4

Сент 30/97



ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ

Раздел, подраздел, пункт	Страница	Дата	Раздел, подраздел, пункт	Страница	Дата
6.3	1	Окт 10/90	6.10	6	Окт 10/90
	2	Окт 10/90		7	Окт 10/90
	3/4	Окт 10/90		8	Окт 10/90
				9	Окт 10/90
6.4	1	Окт 10/90		10	Окт 10/90
	2	Февр 28/92		11	Окт 10/90
	3/4	Февр 28/92		12	Окт 10/90
				13	Окт 10/90
6.5	1	Окт 10/90		14	Окт 10/90
	2	Окт 10/90		15/16	Окт 10/90
6.6	1	Окт 10/90	6.11	1	Окт 10/90
	2	Дек 10/94		2	Окт 10/90
	3	Окт 10/90		3	Окт 10/90
	4	Окт 10/90		4	Окт 10/90
	5	Окт 10/90		5/6	Окт 10/90
	6	Окт 10/90			
	7/8	Окт 10/90	6.12	1	Окт 10/90
				2	Окт 10/90
6.7	1	Окт 10/90		3	Окт 10/90
	2	Окт 10/90		4	Окт 10/90
	3	Окт 10/90		5	Окт 10/90
	4	Окт 10/90		6	Окт 10/90
	5/6	Окт 10/90		7	Окт 10/90
				8	Окт 10/90
6.8	1	Окт 10/90		9	Окт 10/90
	2	Окт 10/90		10	Окт 10/90
				11/12	Окт 10/90
6.9	1	Окт 10/90		13	Окт 10/90
	2	Окт 10/90		14	Окт 10/90
				15	Окт 10/90
6.10	1	Окт 10/90		16	Окт 10/90
	2	Окт 10/90		17/18	Окт 10/90
	3	Окт 10/90		19/20	Окт 10/90
	4	Окт 10/90			
	5	Окт 10/90			



ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ

Раздел подраздел, пункт	Страница	Дата	Раздел, подраздел, пункт	Страница	Дата
6 12	21/22	Окт 10/90	6.13	12	Март 30/99
	23/24	Окт 10/90		13	Окт 10/90
	25/26	Окт 10/90		14	Окт 10/90
	25a/26a	Окт 10/90		15	Окт 10/90
	27	Окт 10/90		16	Окт 10/90
	28	Окт 10/90		17	Окт 10/90
	29	Окт 10/90		18	Окт 10/90
	30	Окт 10/90		19	Окт 10/90
	31	Окт 10/90		20	Окт 10/90
	32	Окт 10/90		21	Окт 10/90
	33	Окт 10/90		22	Окт 10/90
	34	Окт 10/90		23	Окт 10/90
	35	Окт 10/90		24	Окт 10/90
	36	Окт 10/90		25	Окт 10/90
	37	Окт 10/90		26	Окт 10/90
	38	Окт 10/90		27	Окт 10/90
	39	Окт 10/90		28	Окт 10/90
	40	Окт 10/90		29	Окт 10/90
	41	Окт 10/90		30	Окт 10/90
	42	Окт 10/90		31	Окт 10/90
				32	Окт 10/90
6 13	1	Сент 30/97		33	Окт 10/90
	2	Окт 10/90		34	Окт 10/90
	3	Окт 10/90		35/36	Окт 10/90
	4	Окт 10/90			
	5	Окт 10/90	6.14	1	Окт 10/90
	6	Окт 10/90		2	Окт 10/90
	7	Окт 10/90		3/4	Окт 10/90
	8	Окт 10/90			
	9	Окт 10/90	Приложения	—	—
	10	Окт 10/90	Содержание	1/2	Окт 10/90
	11	Окт 10/90	Приложение I	1	Окт 10/90
	11a	Сент 30/97		2	Окт 10/90
	11б	Сент 30/97		3	Окт 10/90
	11в	Сент 30/97		4	Окт 10/90
	11г	Сент 30/97		5	Окт 10/90
				6	Окт 10/90

Раздел, подраздел, пункт	Страница	Дата	Раздел, подраздел, пункт	Страница	Дата
Приложение 1	7	Окт 10/90	Приложение 4	9	Окт 10/90
	8	Окт 10/90		10	Окт 10/90
	9	Окт 10/90			
	10	Нояб 3/94			
	II/I2	Окт 10/90			
Приложение 2	I	Окт 10/90			
	2	Окт 10/90			
	3	Окт 10/90			
	4	Окт 10/90			
	5	Окт 10/90			
	6	Окт 10/90			
	7	Окт 10/90			
	8	Окт 10/90			
	9	Окт 10/90			
	10	Окт 10/90			
Приложение 3	I	Окт 10/90			
	2	Окт 10/90			
	3	Окт 10/90			
	4	Окт 10/90			
	5	Окт 10/90			
	6	Окт 10/90			
	7	Окт 10/90			
	8	Окт 10/90			
Приложение 4	I	Окт 10/90			
	2	Окт 10/90			
	3	Окт 10/90			
	4	Окт 10/90			
	5	Окт 10/90			
	6	Окт 10/90			
	7	Окт 10/90			
	8	Окт 10/90			

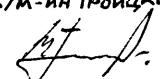
Перечень действующих страниц

Стр. 7/8

Нояб 3/94



ЛИСТ УЧЕТА ИЗМЕНЕНИЙ

Н/п/и или регистрацион- ный номер изменения	Исходи- щий номер и дата	Входи- щий номер и дата	Номера страниц			Внесенные изменения вклейками (количество)	Коли- чество листов	Фамилии и подпись лица, внесшего и контролиру- щего изме- нения
			зане- чен- ных	внесен- ных	унич- тожен- ных			
Изменение №1	Пр.НДВ-5 от 5.02.1992		1.2.4.5. 1.стР3 1.стР4 БстР45 БстР46 Б.стР23 Б.стР24 Б.стР1 Б.стР2 Б.стР3/4 Титул лист			1.2.4.5 1.стР3 1.стР4 5.стР45 5.стР46 6.1стР23 6.1стР24 6.4.стР1 6.4.стР2 6.4.стР3/4 Титул лист	9 листов	Б/м-ин Троицкий 

Лист учета изменений

Стр. 1/2

Окт 10/90



РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

AH-2

**Содержание****ВВЕДЕНИЕ****РАЗДЕЛ 1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ****РАЗДЕЛ 2. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ****РАЗДЕЛ 3. ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ****РАЗДЕЛ 4. ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА****РАЗДЕЛ 5. ОСОБЫЕ СЛУЧАИ В ПОЛЕТЕ****РАЗДЕЛ 6. ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ****ПРИЛОЖЕНИЯ**



РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

АН-12

ВВЕДЕНИЕI. Назначение РЛЭ

Руководство по летной эксплуатации самолета Ан-12 (далее по тексту РЛЭ) является основным техническим документом, определяющим и регламентирующим для данного типа самолета конкретные правила его летной эксплуатации, технику и методику полета с учетом особенностей пилотирования в объеме, необходимым для обеспечения безопасности полетов.

Требования и указания, изложенные в РЛЭ, обязательны для всего командно-летного и летного состава.

Вылет без РЛЭ на борту самолета ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

2. Принятые символы и сокращения

- АО - аэронавигационный огонь
- БМ - бортмеханик
- БПРМ - ближний приводной радиомаяк
- БР - бортрадист
- ВП - второй пилот
- ВПП - взлетно-посадочная полоса
- ВСУ - вспомогательная силовая установка
- ЗК - заданный курс
- ЗМК - заданный магнитный курс
- ЗМГ - земной малый газ
- ДПРМ - дальний приводной радиомаяк
- КВС - командир воздушного судна
- КПБ - концевая полоса безопасности
- КПП - командно-пилотажный прибор
- ЛЗП - линия заданного пути
- НПП - навигационно-пилотажный прибор
- ПВД - приемник воздушного давления
- ПМГ - полетный малый газ
- ПОС - противообледенительная система
- ППД - приемник полного давления
- РД - рулежная дорожка
- СА - стандартная атмосфера
- САХ - средняя аэродинамическая хорда
- СЗ - свободная зона

⁺ Настоящее РЛЭ действует на все модификации самолета.



СКВ - система кондиционирования воздуха
СДУ - система директорного управления
СНУ - самолетное перегородное устройство
 $V_{\text{пр}^x}$ - приборная скорость по широкой стрелке
 $V_{\text{ис}}$ - истинная скорость по узкой стрелке
 $V_{\text{ин}}$ - индикаторная скорость
Н - высота полета
 δ_3 - угол отклонения закрылков
W - скорость ветра
 V_y - вертикальная скорость снижения

3. Порядок внесения изменений

Все изменения и дополнения вводятся в РЛЭ заменой измененных, добавлением новых или изъятием утративших силу листов, которые рассылаются эксплуатирующим подразделениям вместе с измененным Перечнем действующих страниц.

Измененный текст отмечается на странице вертикальной чертой слева от текста.

Измененные и вновь введенные страницы отмечаются в Перечне новой (измененной) датой.

Замена измененных, введение новых и изъятие утративших силу листов производятся эксплуатирующими подразделениями с отметкой в Листе регистрации изменений.

ПРИМЕЧАНИЕ. В РЛЭ внесены все изменения, утвержденные МГА, по Изменение № 54 включительно.

^{x)} Далее в РЛЭ приборные скорости полета производятся без индекса "ПР".

РАЗДЕЛ 1
ОБЩИЕ
СВЕДЕНИЯ

AH-12





СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
I.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ	I
I.2. ОСНОВНЫЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ	3
I.3. ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ПО СИЛОВОЙ УСТАНОВКЕ . .	6
I.4. ОСНОВНЫЕ ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ . . .	7
I.5. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ПОПРАВКИ	9





РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

АИ-12



I.I. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Самолет Ан-12 (и его модификации) предназначен для транспортировки различных грузов.

Общий вид самолета показан на рис. I.I.

Силовая установка самолета состоит из четырех турбовинтовых двигателей АИ-20М(АИ-20К) с воздушными винтами АВ-68И.

Фюзеляж технологически разделен на три части:

- а) переднюю (герметическую) Ф1, в которой размещены кабина экипажа и кабина сопровождающих (шпангоуты № I-13);
- б) среднюю (негерметическую) Ф2, в которой размещена грузовая кабина. Под полом кабины находятся грузовые помещения, в которых могут быть установлены дополнительные топливные баки (шпангоуты № I3-43);
- в) хвостовую Ф3, в которой имеется грузовой люк (шпангоуты № 43-68).

В передней части фюзеляжа с помощью СКВ обеспечиваются условия для жизнедеятельности экипажа и сопровождающих.

Крыло состоит из центроплана, двух средних и двух отъемных частей. В центроплане, средних и отъемных частях крыла размещены топливные баки. На крыле установлены двухщелевые выдвижные закрылки, элероны и двигатели.

Шасси состоит из двух главных опор с четырехколесными тележками и тормозными колесами и передней опоры с двумя нетормозными колесами. В полете шасси убирается в фюзеляж.

Конструкция шасси обеспечивает возможность эксплуатации самолета на грунтовых и заснеженных ВПП.

Гидравлическая система обеспечивает работу взлетно-посадочных устройств, люков, рулевых агрегатов автопилота, тормозов колес.

Для питания агрегатов оборудования на самолете установлены источники постоянного и переменного тока. Самолет имеет пилотажно-навигационное и радиооборудование, а также противообледенительную систему, что обеспечивает выполнение полетов днем и ночью в сложных метеорологических условиях.



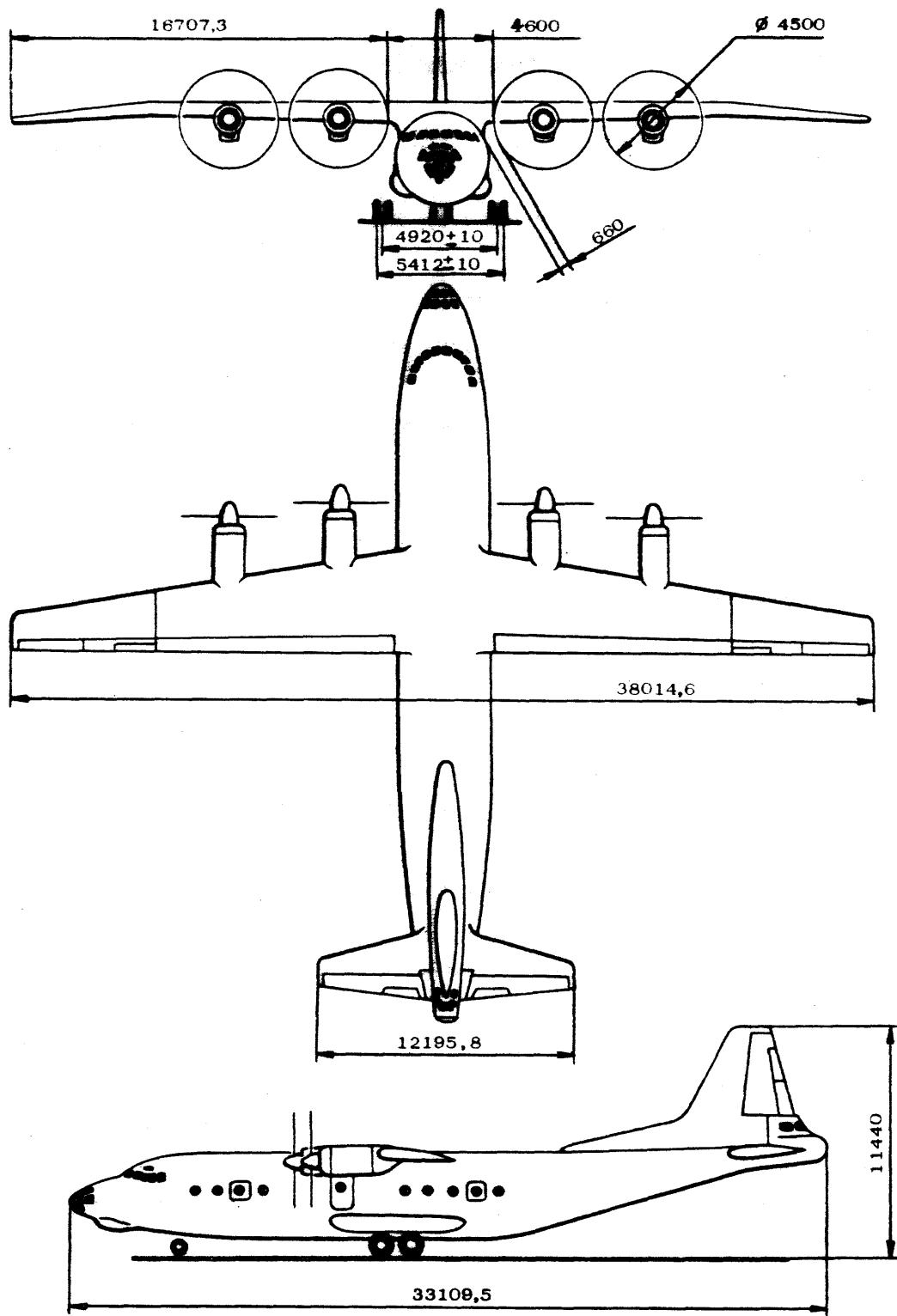


Рис. I.I. Общий вид самолета.

I.2. ОСНОВНЫЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕОбщие данные

Длина самолета (фюзеляжа)	33,1 м
Размах крыла	38,0 м
Высота самолета на стоянке	II,44 м
Стойночный угол самолета	I ^o 30'
Предельный угол атаки крыла при посадке	II2 ^o 30'
Расстояние от конца лопасти винта двигателя (№ 2,3):	
- до земли	I,89 м
- до борта фюзеляжа	0,66 м
Высота порога грузового пола над землей	I,4 м

Фюзеляж

Высота (с центропланом)	4,50 м
Ширина по обтекателям шасси	4,55 м
Диаметр между шпангоутами № I7-33	4,10 м
Площадь сидения	I4,07 м ²
Объем герметичной кабины	I8,5 м ³
Объем грузовой кабины	I23,3 м ³
Внутренние размеры грузовой кабины:	
- длина (между шпангоутами № I3-43)	I3,5 м
- ширина по полу:	
между шпангоутами № I3-25 и 30-43	3,5 м
между шпангоутами № 25-30	3,0 м
- высота:	
между шпангоутами № I3-25	2,5 м
между шпангоутами № 25-30	2,4 м
между шпангоутами № 30-43	2,6 м
Размеры грузового люка:	
- ширина по шпангоуту № 43	2,95-3,10 м
- ширина по шпангоуту № 51	2,91 м
- ширина по шпангоуту № 59	2,62 м
- длина	7,67 м
Размеры входной двери	800 x I480 мм
Размер переднего багажного люка	I280 x 760 мм
Размер заднего багажного люка	780 x 670 мм
Объем грузовых помещений под полом:	
- переднего	II,4 м ³
- заднего	5,3 м ³

Крыло

Размах центроплана	4,6 м
Площадь крыла с наплывомной частью	I21,73 м ²
Угол установки крыла	+4,0 ^o
Средняя аэродинамическая хорда (САХ)	3,45 м



Стреловидность по линии 25% хорд	6°50'
Сужение	2,8
Удлинение	II,85
Поперечное V крыла:	
- между центропланом и СЧК	+1,0°
- между СЧК и ОЧК	-3,0°
Длина элерона	5,8 м
Хорда элерона (в % хорды крыла)	31%
Общая площадь элеронов	7,84 м ²
Угол отклонения элеронов:	
- вниз	15±1°
- вверх	25±1°
Угол отклонения триммера-сервокомпенсатора элеронов:	
а) как триммера (вверх и вниз)	6±1°
б) как сервокомпенсатора:	
- вверх	9,75°
- вниз	16,2°
Закрылки (двухшарнировые, выдвижные):	
- длина	10,96 м
- общая площадь	27 м ²
- максимальный угол отклонения	35°

Оперение

Размах стабилизатора	12,19 м
Площадь горизонтального оперения	26,95 м ²
Площадь стабилизатора	19,85 м ²
Площадь руля высоты (РВ).	7,1 м ²
Площадь триммеров РВ	0,78 м ²
Угол отклонения РВ:	
- вниз	15±1°
- вверх	28±1°
Угол отклонения триммера РВ (вверх и вниз).	12±1°
Высота вертикального оперения (ВО)	5,83 м
Площадь ВО	21,53 м ²
Площадь килья	14,9 м ²
Площадь руля направления (РН)	6,5 м ²
Площадь форкиля	6,1 м ²
Площадь пружинного сервокомпенсатора	0,44 м ²
Площадь осевой компенсации РН (в % площади РН)	32 %
Угол отклонения РН (влево и вправо)	25±1°
Угол отклонения триммера РН (влево и вправо)	15±1°(18,5±1°)
Угол отклонения сервокомпенсатора РН	13°30 ±1°

Шасси

Колея шасси (по осям амортизационных стоек)	4,92 м
База шасси	9,57 м
Минимальный радиус разворота при рулении	15 м



Максимальный ход амортизатора:

- основной опоры	340,0	мм
- передней опоры	420,0	мм

Начальное давление в амортизаторе:

- основной опоры	29,0	кгс/см ²
- передней опоры	17,0	кгс/см ²

Давление в пневматиках колес:

- основной опоры	7,5	кгс/см ²
- передней опоры	5,5	кгс/см ²

Угол поворота колес передней опоры:

- от штурвальчика	$\pm 35,0^{\circ}$
- от педалей	$\pm 6,0^{\circ}$



I.3. ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ПО СИЛОВОЙ УСТАНОВКЕ

Двигатель турбовинтовой	•	АИ-20М (АИ-20К)
Вес двигателя (сухой)	•	1040+2% кгс
Взлетная мощность двигателя	•	4250 э.л.с.
Воздушный винт (тянущий, четырехлопастной)	•	AB-68И
Диаметр воздушного винта	•	4,5 м
Направление вращения воздушного винта (по полету)	•	левое
Топливо для двигателей	•	TC-I, T-I, T-2, PT и их смеси
Давление топлива перед рабочими форсунками на взлетном режиме	•	не более 65 кгс/см ²
Расход масла	•	не более 0,8 л/ч
Приемистость двигателя при перемещении РУД от ЗМТ до взлетного режима за 1,5-2 с:		
- на земле	•	не более 20 с
- в полете	•	не более 10 с

На самолетах первых серий может быть установлен двигатель АИ-20К, основные данные которого отличаются от двигателя АИ-20М следующими параметрами:

- вес двигателя (сухой)	•	1080 + 2% кгс
- взлетная мощность	•	4000 э.л.с.
- давление топлива перед рабочими форсунками на взлетном режиме	•	не более 83кгс/см ²
- равновесная частота вращения ротора двигателя ^{x)}	•	95,5-96,2%
- часовые расходы топлива при работе двигателя на земле на режиме: ^{x)}		
взлетном	•	1055 кг/ч
номинальном	•	965 кг/ч
- максимальная температура газов за турбиной при работе двигателя на высоте более 8000 м на режимах: ^{xx)}		
взлетном	•	500°C
номинальном	•	470°C
крейсерском	•	450°C

^{x)} В отличие от двигателя АИ-20М (см. табл. 6.I.1)

^{xx)} В отличие от двигателя АИ-20М (см. табл. 6.I.2)


I.4. ОСНОВНЫЕ ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

1. Максимальная скорость горизонтального полета на высоте 8100 м для полетного веса 54 тс на номинальном режиме работы двигателей АИ-20М (АИ-20К) 635-620 км/ч ИС (615-600 км/ч ИС)
2. Практический потолок (номинальный режим работы двигателей) при взлетном весе:
- 54 тс 10000 м
 - 56 тс 9600 м
 - 58 тс 9300 м
 - 61 тс 9000 м
3. Время набора практического потолка: при взлетном весе 61 тс 45,7 мин
при взлетном весе 54 тс 46,5 мин
4. Практическая дальность самолета при полете на высоте 8100 м и крейсерском режиме 72° по УПРТ с аэронавигационным запасом топлива 2500 кгс:
- при заправке топливом 15380 кгс ($\gamma_T=0,775 \text{ гс}/\text{см}^3$) и коммерческой загрузке 10000 кгс 3330 км
 - при полной заправке топливом 20900 кгс ($\gamma_T=0,775 \text{ гс}/\text{см}^3$) и коммерческой загрузке 4480 кгс 5000 км
- ПРИМЕЧАНИЕ. Указанные дальности рассчитаны для веса пустого самолета 35200 кгс, снаряжения 870 кгс в штилевых условиях полета. Расход топлива на запуск и руление самолета на исполнительный старт принят 450 кгс (во взлетный вес не входит).
5. Взлетные характеристики при взлете с бетонированной ВПП с закрылками, отклоненными на 15° :

Взлетный вес самолета, тс	50	53	56	59	61
Длина разбега, м	900	950	1050	1120	1200
Скорость отрыва, км/ч	230	230	235	240	245

Взлетные характеристики при взлете с грунтовой ВПП с закрылками, отклоненными на 25° :

Взлетный вес, тс	50	53	56	59	61
Длина разбега, м	800	950	1100	1200	1350
Скорость отрыва, км/ч	210	215	220	227	230





РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ



6. Сбалансированная длина взлетной дистанции для веса 61 тс в стандартных условиях с ИВПИ 2200 м

7. Посадочные характеристики самолета на бетонированную ВПП (БВПП) и грунтовую (ГВПП):

а) с закрылками, отклоненными на 35° :

Посадочный вес самолета, тс	52	56	58
Длина пробега, м	940	1060	1100
Посадочная скорость, км/ч	220	228	230

- б) с закрылками, отклоненными на 25° в диапазоне посадочных весов 50–55 тс:

II00-II00 m
230-245 km/ η

- в) с закрылками, отклоненными на 15° в диапазоне посадочных весов 50-55 тс:

1500 m
220 km/s

8. Летные характеристики самолета при одном неработающем двигателе, винт которого заблокирован:

- а) практический потолок (номинальный режим работы двигателей) в стандартных условиях при взлетном весе:

7400 m
7100 m
6400 m

- б) длина пробега самолета при посадочном весе 58 тс (посадочная скорость 230 км/ч)

1200 M

9. Летные характеристики при двух неработающих двигателях, винты которых заблокированы:

2000 m

- практический потолок (номинальный режим работы двигателей) в стандартных условиях при взлетном весе 58 тс

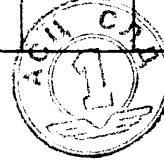
- | | |
|--|-----------|
| - скорость горизонтального полета без снижения с полетным весом 59 тс на высоте 2500 м | 320 км/ч |
| - длина пробега самолета при посадочном весе 58 тс (посадочная скорость 245-250 км/ч) | I700-I800 |

I.5. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ПОПРАВКИ

1. Аэродинамические поправки для указателей скорости (ΔV_a) с приемниками воздушного давления ПВД-7Г (ПВД-7) и ПДД-1М в диапазоне скоростей 200-530 км/ч, углов отклонения закрылков 0-35° не превышают ± 3 км/ч и не учитываются.
2. Аэродинамические поправки для высотометров (ΔH_a) с приемниками воздушного давления ПВД-7Г (ПВД-7) и ПДД-1М приведены в табл. I.I.

Таблица I.I

Высота, м	Аэродинамические поправки (ΔH_a), м					
	Скорость, км/ч					
	320	350	400	450	500	530
600	0	0	-5	-10	-10	-15
900	0	0	-5	-10	-15	-20
1200	0	0	-5	-10	-15	-20
1500	0	0	-5	-10	-15	-20
1800	0	0	-5	-10	-15	-20
2100	0	0	-5	-10	-15	-20
2400	0	0	-5	-10	-15	-20
2700	0	0	-5	-10	-15	-20
3000	0	0	-5	-10	-15	-20
3300	0	0	-5	-10	-15	-20
3600	0	0	-5	-10	-15	-20
3900	0	0	-5	-10	-15	-20
4200	0	0	-5	-10	-20	-25
4500	0	0	-5	-10	-20	-25
4800	0	0	-5	-10	-20	-25
5100	0	0	-5	-15	-20	-25
5400	0	0	-5	-15	-20	-25
5700	0	0	-5	-15	-20	-25
6000	0	0	-5	-15	-20	-25
6300	0	0	-5	-15	-20	-25
6600	0	0	-10	-15	-25	-30
6900	0	0	-10	-15	-25	-
7200	0	0	-10	-15	-25	-
7500	0	0	-10	-15	-25	-
7800	0	0	-10	-20	-25	-
8100	0	0	-10	-20	-25	-
8600	0	0	-10	-20	-30	-
9100	0	0	-10	-20	-30	-
9600	0	0	-10	-20	-	-
10100	0	0	-10	-20	-	-

I. Стр. 9
окт 10/90



4. Аэродинамические поправки для указателей скорости (ΔV_a) с фюзеляжными приемниками статического давления и ПШД-1 приведены в табл. I.2.

Таблица I.2

Угол отклонения закрылков	Аэродинамические поправки (ΔV_a), км/ч							
	Скорость полета, км/ч							
	200	250	300	350	400	450	500	530
0	-	-4	-5	-8	-10	-13	-15	-16
15°	+3	-6	-10	-12	-	-	-	-
35°	-7	-9	-11	-	-	-	-	-

5. Аэродинамические поправки для высотомеров (ΔH_a) с фюзеляжными приемниками статического давления и ПШД-1 приведены в табл. I.3.

Таблица I.3

Высота, м	Аэродинамические поправки (ΔH_a), м					
	Скорость, км/ч					
	320	350	400	450	500	530
600	-15	-20	-35	-50	-65	-80
900	-15	-20	-35	-50	-70	-65
1200	-20	-25	-40	-55	-70	-85
1500	-20	-25	-40	-55	-70	-85
1800	-20	-25	-40	-55	-75	-90
2100	-20	-25	-40	-55	-75	-90
2400	-20	-25	-40	-60	-75	-95
2700	-20	-30	-45	-60	-80	-100
3000	-25	-30	-45	-60	-80	-100
3300	-25	-30	-50	-65	-85	-105
3600	-25	-30	-50	-65	-90	-110
3900	-25	-35	-50	-70	-95	-115
4200	-25	-35	-50	-70	-95	-120
4500	-30	-35	-50	-70	-100	-125
4800	-30	-40	-55	-75	-105	-125
5100	-30	-40	-55	-75	-105	-130
5400	-30	-40	-55	-80	-110	-135
5700	-30	-40	-60	-80	-110	-140
6000	-35	-45	-60	-85	-115	-140
6300	-35	-45	-60	-85	-115	-140
6600	-35	-45	-65	-90	-120	-150
6900	-35	-45	-65	-90	-120	-
7200	-35	-45	-70	-100	-130	-
7500	-35	-45	-70	-100	-130	-
7800	-35	-50	-75	-105	-140	-
8100	-35	-50	-75	-105	-140	-
8400	-40	-55	-75	-110	-	-
8700	-45	-60	-80	-125	-	-
9000	-50	-60	-90	-130	-	-
9300	-50	-65	-100	-140	-	-



ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ
ОГРАНИЧЕНИЯ

РАЗДЕЛ 2

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

AH12





СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
2.1. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СКОРОСТИ	I
2.2. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ВЕСАМ И ЦЕНТРОВКАМ	3
2.3. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ПЕРЕГРУЗКАМ И МАНЕВРИРОВАНИЮ	4
2.4. ПРОЧИЕ ОГРАНИЧЕНИЯ	5
2.5. МИНИМУМ ДЛЯ ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ	6
2.5.1. Минимумы для взлета	
2.5.2. Минимумы для посадки	
2.5.2A. МИНИМУМ ВИЗУАЛЬНОГО ЗАХОДА НА ПОСАДКУ	

2.1. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СКОРОСТИ

Максимальная скорость горизонтального полета	460 км/ч *
для длительных режимов эксплуатации	(480 км/ч)
Максимально допустимое число M	0,7
Максимально допустимая скорость	560 км/ч (590 км/ч) *
Максимально допустимая скорость полета с выпущенными за- крылками на:	
- 15°	370 км/ч
- 25°	340 км/ч
- 35°	300 км/ч
Максимально допустимая скорость полета при выпуске и уборке шасси	350 км/ч
Максимально допустимая скорость полета с открытым грузо- вым люком	520 км/ч (500 км/ч)*

Минимально допустимая в эксплуатации скорость полета при убранных шасси и закрылках приведена в табл. 2.1.

Таблица 2.1

Диапазон высот, м	Полетный вес, тс	Скорость, км/ч
0-6000	Менее 54	280
	Более 54	310
От 6000 до прак- тического потол- ка	Менее 54	300
	Более 54	330

Ограничения скоростей полета самолета по высотам показаны на рис. 2.1.

*). Здесь и далее по тексту в скобках приведены скорости для самолетов с фюзеляжными приемниками статического давления и ШД-1.

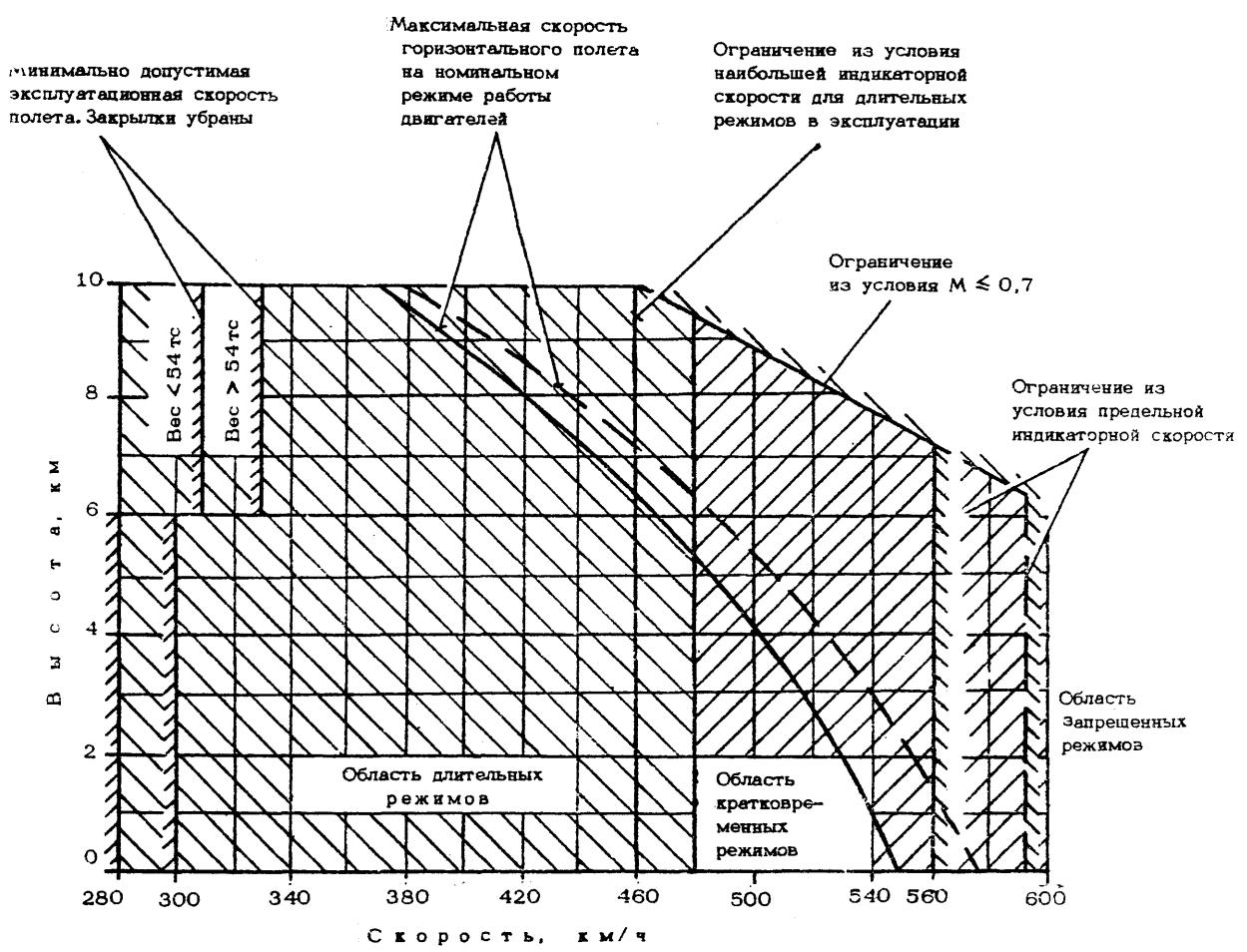


Рис. 2.1. Ограничения скорости полета
по высотам.



2.2. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ВЕСАМ И ЦЕНТРОВКАМ

Для самолетов с усиленными панелями центроплана:

- максимальный взлетный вес.....61 тс
 - максимальный посадочный вес58 тс
- ПРИМЕЧАНИЕ. Допускается 3% посадок с максимальным посадочным весом 61 тс.
- максимальная коммерческая загрузка20 тс

Для самолетов с неусиленными панелями центроплана:

- максимальный взлетный вес56 тс
- максимальный посадочный вес.....56 тс
- максимальная коммерческая загрузка13 тс

Предельно-передняя эксплуатационная центровка
при взлете с бетонной ВПП, в полете и при по-
садке для веса:

- до 56 тс.....16% САХ
- свыше 56 тс.....18% САХ

Предельно-передняя эксплуатационная центровка
при взлете и посадке (для грунтовой ВПП с уплот-
ненным снежным покровом независимо от взлетного
и посадочного веса)20% САХ

Предельно-задняя эксплуатационная центровка
при взлете, в полете и при посадке.....32% САХ





2.3. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ПЕРЕГРУЗКАМ И МАНЕВРИРОВАНИЮ

Максимально допустимые эксплуатационные перегрузки при полетном весе:

- 54 тс	2,33
- 56 тс	2,28
- 60 тс	2,20

Максимальная величина крена при развороте 30°

При визуальном заходе на посадку углы крена не должны превышать:

30° - на высотах не менее 150 м,
15° - на высоте менее 150 м.

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

Максимальная скорость применения рулежного управления:

- при нормальной эксплуатации	50 км/ч
- в особых случаях (угроза столкновения с препятствием, или невозможность удержать самолет на ВПП с помощью тормозов)	до 150 км/ч

Углы отклонения закрылков:

- при взлете с ИВПП	15°
- при взлете с ГВПП	25°

Максимальный угол отклонения закрылков на посадке 35°



2.4. ПРОЧИЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Максимальное избыточное давление в кабине экипажа и кабине сопровождающих	0,45 кгс/см ²
Температура воздуха при полете в условиях обледенения	не ниже минус 20°C
Максимальная скорость ветра, при которой допускается эксплуатация самолета	30 м/с
Максимальная скорость бокового ветра(составляющая скорости под углом 90° к оси ВПП) при взлете и посадке:	
а) для бетонированной ВПП с коэффициентом сцепления 0,55 и более	15 м/с
б) для бетонированной ВПП с коэффициентом сцепления менее 0,55	см. рис. 2.2
в) для заснеженной грунтовой ВПП при прочности снежного покрова:	
- менее 10 кгс/см ²	15 м/с
- 10 кгс/см ² и более.....	10 м/с
Максимальная составляющая скорости попутного ветра при взлете и посадке	5 м/с
г) минимальный состав экипажа	5 ч
Максимальное количество сопровождающих в кабине сопровождающих (по количеству сидений с привязными ремнями и кислородными индивидуальными масками).	

В П П - б е т о н

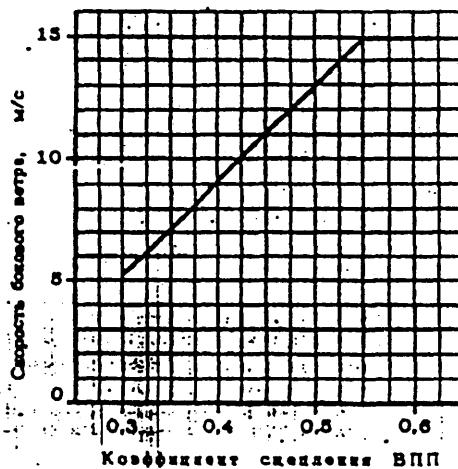


Рис. 2.2. Максимальная скорость бокового ветра в зависимости от коэффициента сцепления ВПП.





2.5. МИНИМУМЫ ДЛЯ ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ

2.5.1. Минимумы для взлета

Дальность видимости на ВПП, м

С огнями осевой линии (днем и ночью)	Без огней осевой линии (с маркировкой осевой линии)			
	При наличии ОВИ		Без ОВИ	
	днем	ночью	днем	ночью
400	400	500	500	700

ПРИМЕЧАНИЕ Минимумы применимы при наличии запасного аэродрома, время полета до которого от аэродрома вылета не превышает 2 ч. В качестве запасного аэродрома в этом случае принимается аэродром, на котором фактические и прогнозируемые метеоусловия не хуже минимума для посадки на нем. При отсутствии запасного аэродрома решение на вылет принимается, если метеоусловия на аэродроме вылета не хуже минимума для посадки на нем.

2.5.2 Минимумы для посадки

Режимы захода на посадку	Параметры минимума	
	Высота принятия решения, м	Дальность видимости на ВПП, м
Директорный (ДЗП)	60	800
ПСП (по радиомаячной системе посадки типа СП, ILS, "Катет" ^{**})	80	1000
РСП + ОСП (по радиолокационной системе посадки и двум приводным радиостанциям)	80	1000
РСП (по радиолокационной системе посадки)	100	1200
ОСП (по двум приводным радиостанциям)*	100	1500
ОПРС (по одной приводной радиостанции)	250	4000

2.5.2а. Минимум визуального захода на посадку:

- минимальная высота снижения (H_{mc}) – 210 м.
- видимость - 4000 м.

* Минимум для посадки в режиме ОСП для самолетов, оборудованных одним АРК, устанавливается равным 200 X 2500 м.

** Для самолетов, не доработанных по бюллетеням № 3-97БД (№ 1-97БД) по установке приемников ILS/VOR, защищенных от влияния ЧМ радиовещания в диапазоне МВ ЗАПРЕЩАЕТСЯ:

- заход на посадку по системе ILS на ВПП аэродромов, в отношении которых в сборниках АНИ приведена информация о возможности влияния ЧМ радиовещания в диапазоне МВ;
- режим коррекции, полет в режиме заданного азимута ("НА" и "ОТ") и заход на посадку с использованием радиомаяков ~~ЮЯ~~ на аэродромах и маршрутах, в отношении которых в сборниках АНИ приведена информация о возможности влияния ЧМ радиовещания в диапазоне МВ



РАЗДЕЛ 3
ПОДГОТОВКА
К ПОЛЕТУ

подготовка к полету



СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
3.1. ПРЕДПЛЕТНАЯ ПОДГОТОВКА	I
3.1.1. Оценка метеорологических условий	I
3.1.2. Определение максимально допустимого взлетного веса и скоростей взлета в зависимости от условий старта	2
3.1.3. Определение длины разбега при взлете с грунтовой ВПП в зависимости от условий старта	16
3.1.4. Расчет наивыгоднейшего режима полета	18
3.1.5. Техническая скорость и нормы расхода топлива	20
3.1.6. Расчет заправки самолета топливом	21
3.1.7. Расчет полета на запасной аэродром	23
3.2. ЗАГРУЗКА И ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА	24
3.2.1. Загрузка самолета	24
3.2.2. Центровка самолета	25
3.2.3. Расчет центровки	28
3.2.4. Расчет взлетной центровки	28
3.2.5. Расчет посадочной центровки	31
3.2.6. Пример расчета центровки	31
3.2.7. Особенности определения центровки самолета с подпольными баками	32
3.3. ПРЕДПЛЕТНЫЙ ОСМОТР САМОЛЕТА И ЕГО ОБОРУДОВАНИЯ ЭКИПАЖЕМ	33
3.3.1. Предполетная подготовка самолета бортмехаником	33
3.3.2. Предполетная подготовка самолета штурманом	40
3.3.3. Предполетная подготовка самолета бортрадистом	41
3.3.4. Предполетная подготовка самолета вторым пилотом	43
3.3.5. Предполетная подготовка самолета командиром воздушного судна	44
3.3.6. Предполетная подготовка самолета бортоператором	46





3.1. ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПОДГОТОВКА

В предполетную подготовку входят следующие основные элементы:

- 1) составление плана полета;
- 2) оценка метеоусловий;
- 3) определение максимально допустимого взлетного веса и скоростей на взлете в зависимости от условий старта с бетонированной ВПШ;
- 4) выбор метода взлета (с тормозов или с кратковременной остановкой на ВПШ);
- 5) определение длины разбега самолета при взлете с грунтовой ВПШ в зависимости от условий старта;
- 6) определение наивыгоднейшего режима полета;
- 7) определение потребного количества топлива и груза;
- 8) проверка заправки самолета топливом в соответствии с расчетом по плану полета;
- 9) размещение грузов в соответствии с допустимыми пределами центровки самолета;
- 10) предполетный осмотр и проверка материальной части самолета и его оборудования.

3.1.1. Оценка метеорологических условий

Во время предполетной подготовки КВС, ВП и штурман должны получить от метеослужбы подробную консультацию о метеорологических условиях по маршруту полета.

Давность материалов по вертикальному разрезу атмосферы, предъявляемых КВС, должна составлять не более 3–4 ч после ближайшего срока наблюдения. Если сведения о погоде с борта самолета и зондирования превышают 3–4 ч, решение о возможности вылета КВС принимает после тщательного анализа метеообстановки, проведенного им совместно с синоптиком.

При этом необходимо обратить внимание на следующие характеристики состояния атмосферы:

- положение атмосферных фронтов относительно маршрута полета;
- положение струйного течения и высоты расположения его оси, а также горизонтальное и вертикальное распределение направления и скорости ветра на основных высотах полета;
- горизонтальное и вертикальное распределение температуры в верхней тропосфере и особенно в зоне струйного течения;
- топографию, высоту и тип тропопаузы;
- расположение высотных барических образований депрессии (циклонов, ложбин);
- высоту нижней и верхней кромок облаков в зоне фронта;





- характер развития мощных кучевых и кучево-дождевых облаков, а также расположение высококучевых и перистых облаков по отношению к маршруту полета;
- зоны возможного обледенения самолета и высоту их расположения;
- районы грозовой деятельности, характер и интенсивность турбулентного состояния атмосферы.

3.1.2. Определение максимально допустимого взлетного веса

и скоростей взлета в зависимости от условий старта

При предполетной подготовке КВС обязан в соответствии с фактическими условиями старта определить максимально допустимый взлетный вес и получить значения скоростей, исходя из условий обеспечения безопасности при отказе одного двигателя на взлете. Эти условия определяются достаточностью располагаемой длины аэродрома для завершения как разбега, так и продолженного или прерванного взлета (рис. 3.1-3.9).

Максимально допустимым взлетным весом является максимальный вес, одновременно удовлетворяющий указанным требованиям, т.е. наименьший из всех весов, полученных при проведении расчета по указанным номограммам.

Номограммы построены для следующих условий:

- закрылки отклонены на 15° ;

- поверхность полосы - сухой бетон (учет состояния ВПП в зависимости от коэффициента сцепления приведен на номограмме (см. рис. 3.9));

- скорости на взлете для различных взлетных весов определены на рис. 3.1.

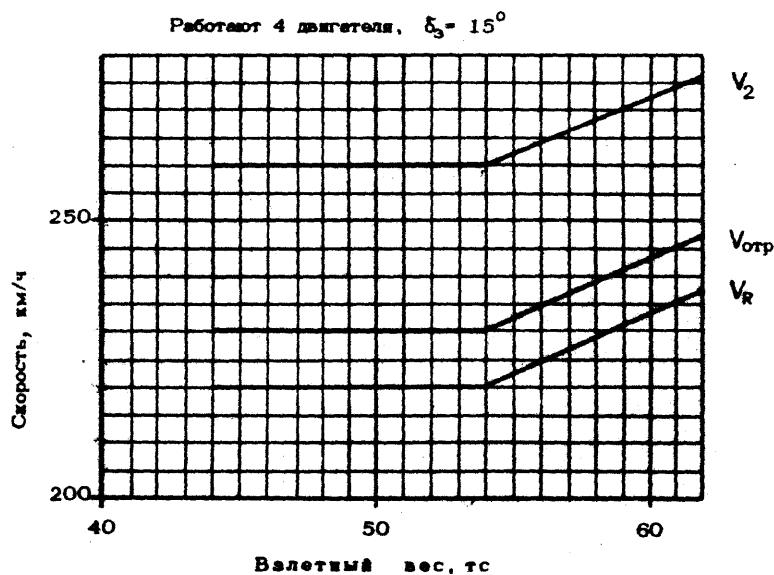


Рис. 3.1. Скорости на взлете.

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Основные определения и схемы, используемые при расчете взлетных характеристик по номограммам

1. Высота расположения аэродрома – это атмосферное давление, выраженное в единицах измерения высоты в соответствии со стандартной атмосферой (СА).
2. Уклон – тангенс угла наклона поверхности аэродрома, выраженный в процентах.
3. Ветер – фактическая скорость продольной составляющей ветра в м/с.
4. Коэффициент сцепления бетонной ВПШ – определяет состояние ВПШ и измеряется средствами измерения коэффициента сцепления.
5. Скорость принятия решения V_I – наибольшая скорость, при которой пилот, обнаружив отказ двигателя на взлете, должен принять решение о прекращении взлета. При обнаружении отказа двигателя на скорости более V_I взлет необходимо продолжить.
6. Скорость подъема передней опоры V_R – скорость начала увеличения угла тангажа на разбеге для вывода самолета на взлетный угол атаки. Скорость отрыва самолета от ВПШ – $V_{отр.}$.
7. Безопасная скорость взлета V_2 – наименьшая скорость, при которой выполняется начальный набор высоты при продолжении взлета с отказавшим двигателем. Эта скорость должна быть не менее 1,15 V_{min} и не менее 1,1 $V_{ЭВ}$ на высоте 10,7 м над уровнем ВПШ.
8. Минимальная скорость полета V_{min} – скорость начала сваливания при заданных конфигурации, полетном весе и работе двигателей на режиме полетного малого газа.
9. Минимальная эволютивная скорость $V_{ЭВ}$ – минимальная установившаяся скорость, на которой самолет после отказа критического двигателя балансируется отклонениями рулей в прямолинейном полете с креном не более 5°.
10. Располагаемая длина разбега РДР – равна длине ВПШ, уменьшенной на длину участка выруливания (50 м).
- II. Располагаемая дистанция прерванного взлета РДП – равна длине ВПШ, уменьшенной на длину участка выруливания, плюс длина КИБ.
12. Располагаемая дистанция взлета РДВ – равна сумме длин РДР, КИБ и СЗ (СЗ – свободная зона полосы воздушных подходов высотой 2 м).

Порядок расчета максимально допустимого взлетного веса и скоростей взлета по номограммам

Для определения ограничений максимального взлетного веса по условиям обеспечения безопасности взлета в фактических условиях старта необходимо выполнить два независимых расчета:

- 1) определить наибольший вес, ограниченный располагаемыми взлетной дистанцией и дистанцией прерванного взлета (расчет по параметру D);
- 2) определить наибольший вес, ограниченный расположаемыми длиной разбега и дистанцией прерванного взлета (расчет по параметру R).



Наименьший из весов, полученных в результате этих расчетов, принимается за максимально допустимый взлетный вес для рассматриваемых условий взлета.

Определение максимального взлетного веса для располагаемых взлетной дистанции и дистанции прерванного взлета (расчет по параметру D) следует производить по графикам, приведенным на рис. 3.5 и 3.6. График показывает величину D и соответствующее отношение V_I/V_R для заданных располагаемых взлетной дистанции и дистанции прерванного взлета, уклона ВПП и продольной составляющей скорости ветра.

При расчете допустимого взлетного веса и скорости принятия решения по номограммам принимать величину скорости поступательного ветра по максимальному порыву, а встречного – по минимальной величине скорости ветра (см. рис. 3.2).

По номограмме (рис. 3.5) отсчет следует начинать с заданной величины – "располагаемой взлетной дистанции". Для этого проводится горизонтальная линия до пересечения с линией сноски величины уклона ВПП. Из точки на линии сноски проводится линия по направляющим графика до пересечения с вертикальной линией, соответствующей заданной величине уклона ВПП. Из этой точки проводится горизонтальная линия до пересечения с линией сноски ветра. Из точки на линии сноски ветра проводится линия по направляющим графика до пересечения с вертикальной линией, соответствующей заданной величине ветра. Из этой точки проводится горизонтальная линия, пересекающая график величин D.

По аналогии с этим, начиная отсчет с заданной величины "располагаемой дистанции прерванного взлета", проводится вертикальная линия, пересекающая график величин D.

В точке пересечения вертикальной и горизонтальной секущих на графике D находим значение величины D и относительной скорости принятия решения V_I/V_R . Величина D, полученная таким образом, отсчитывается на графике рис. 3.6, затем проводится горизонталь до пересечения с вертикальной линией заданной высоты расположения аэродрома и далее проводится линия по направляющим графика до пересечения с линией сноски.

Из этой точки проводится горизонталь до пересечения с линией заданной температуры. Из точки пересечения по вертикали вниз отсчитывается значение предельно допустимого взлетного веса по располагаемым взлетной дистанции и дистанции прерванного взлета.

ПРИМЕЧАНИЕ. Перевод барометрического давления в барометрическую высоту аэродрома производится по графику на рис. 3.3, а отклонение температуры воздуха от СА по высоте определяется по графику на рис. 3.4.

Определение максимального взлетного веса для располагаемых длины разбега и дистанции прерванного взлета (расчет по параметру R) следует вести по графикам на рис. 3.7 и 3.8. График на рис. 3.7 показывает величину R и соответствующее отношение V_I/V_R для заданных располагаемых длины разбега и дистанции прерванного взлета, уклона ВПП и продольной составляющей ветра.

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ



Порядок расчета такой же, как и при пользовании графиками рис. 3.5 и 3.6. В результате расчета получаем величины R и V_I/V_R . Величина R используется далее на графике рис. 3.8 для получения максимального взлетного веса по заданной высоте расположения аэродрома и температуре. Таким образом, получаем следующие ограничения взлетного веса:

- a) по достаточности располагаемых взлетной дистанции и дистанции прерванного взлета;
- b) по достаточности располагаемых длины разбега и дистанции прерванного взлета.

Максимально допустимым весом в этом случае необходимо считать наименьший из полученных двух весов. По отношению V_I/V_R , соответствующему этому наименьшему весу, на графике рис. 3.9 определяем скорость V_I . Для этого отсчитывается на шкале весов полученный наименьший взлетный вес и проводится вертикальная линия до пересечения с линией V_I/V_R , определенной для этого веса. Из точки пересечения проводится горизонталь, и на шкале скоростей отсчитывается значение скорости V_I .

Если отказ двигателя произошел на скорости V_I или меньшей, то КВС должен прекратить взлет. Если отказ двигателя произошел на большей скорости, то необходимо продолжать взлет.

При расчете максимально допустимого взлетного веса по параметрам R и D для выполнения взлета с бетонной ВШ с коэффициентом сцепления менее 0,55 располагаемую дистанцию прерванного взлета необходимо уменьшить в соответствии с рис. 3.10 в зависимости от фактического коэффициента сцепления ВШ.

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. На рис. 3.9 нанесена линия, соответствующая минимально допустимой (по управляемости) скорости принятия решения $V_I=180$ км/ч. Если V_I получается менее 180 км/ч, она принимается равной 180 км/ч. Для определения максимально допустимого взлетного веса необходимо поступить следующим образом: для принятой $V_I=180$ км/ч и для полученного ранее ограничения веса на графике рис. 3.9 определяется новое отношение V_I/V_R . По графику D на рис. 3.5 (или R на рис. 3.7 в зависимости от того, какому случаю соответствуют ограничения взлетного веса) для заданной дистанции прерванного взлета, условий старта и нового отношения V_I/V_R определяется величина D (или R). По полученной величине D (или R) определяется новое ограничение взлетного веса в том же порядке, как и при первоначальном расчете.

2. Если фактический взлетный вес самолета меньше полученного расчетом по номограммам, то скорость принятия решения V_I принимается равной расчетной для максимального взлетного веса в условиях старта, но не более скорости отрыва для фактического взлетного веса.
3. Определение максимально допустимого взлетного веса при полетах с грунтовой ВШ с уплотненным снежным покровом различной прочности указано в подразд. 4.12.



Пример расчета максимально допустимого взлетного веса

Заданы условия старта:

- высота расположения аэродрома (барометрическая)	400 м
- температура на аэродроме	+20°С (СА +5°С)
- уклон ВШ	0,8% вверх
- встречная составляющая скорости ветра (фактическая)	7 м/с
- располагаемая длина разбега (ВШ минус 50 м)	1750 м
- располагаемая дистанция прерванного взлета (ВШ минус 50 м плюс КПБ)	2150 м
- располагаемая взлетная дистанция (ВШ минус 50 м плюс КПБ плюс СЗ)	2250 м

1. Для располагаемых дистанций прерванного взлета 2150 м и взлетной дистанции 2250 м с учетом уклона ВШ плюс 0,8% и встречного ветра 7 м/с по рис. 3.5, как показано пунктиром, получаем величину $D = 3630$ и соответственно $V_I / V_R = 0,998$.

2. По рис. 3.6, как показано пунктиром, для величины $D = 3630$ и заданных барометрической высоты 400 м и температуры СА +5° определяем максимальный взлетный вес, который равен 58,6 тс.

3. Для располагаемых длин разбега 1750 м и дистанции прерванного взлета 2150 м, с учетом уклона ВШ плюс 0,8% и встречного ветра 7 м/с, по рис. 3.7, как показано пунктиром, получаем величину $R = 2460$ и соответственно $V_I / V_R = 0,988$.

4. По рис. 3.8, как показано пунктиром, для величины $R = 2460$ и заданных барометрической высоты 400 м и температуры СА +5° определяем максимальный взлетный вес, соответствующий располагаемым длине разбега и дистанции прерванного взлета.

Получаем максимальный взлетный вес, равный 59,1 тс.

Таким образом, будем иметь:

а) ограничение веса по достаточности располагаемой дистанции прерванного взлета, взлета и взлетной дистанции - 58,6 тс;

б) ограничение веса по достаточности располагаемых длины разбега и дистанции прерванного взлета - 59,1 тс.

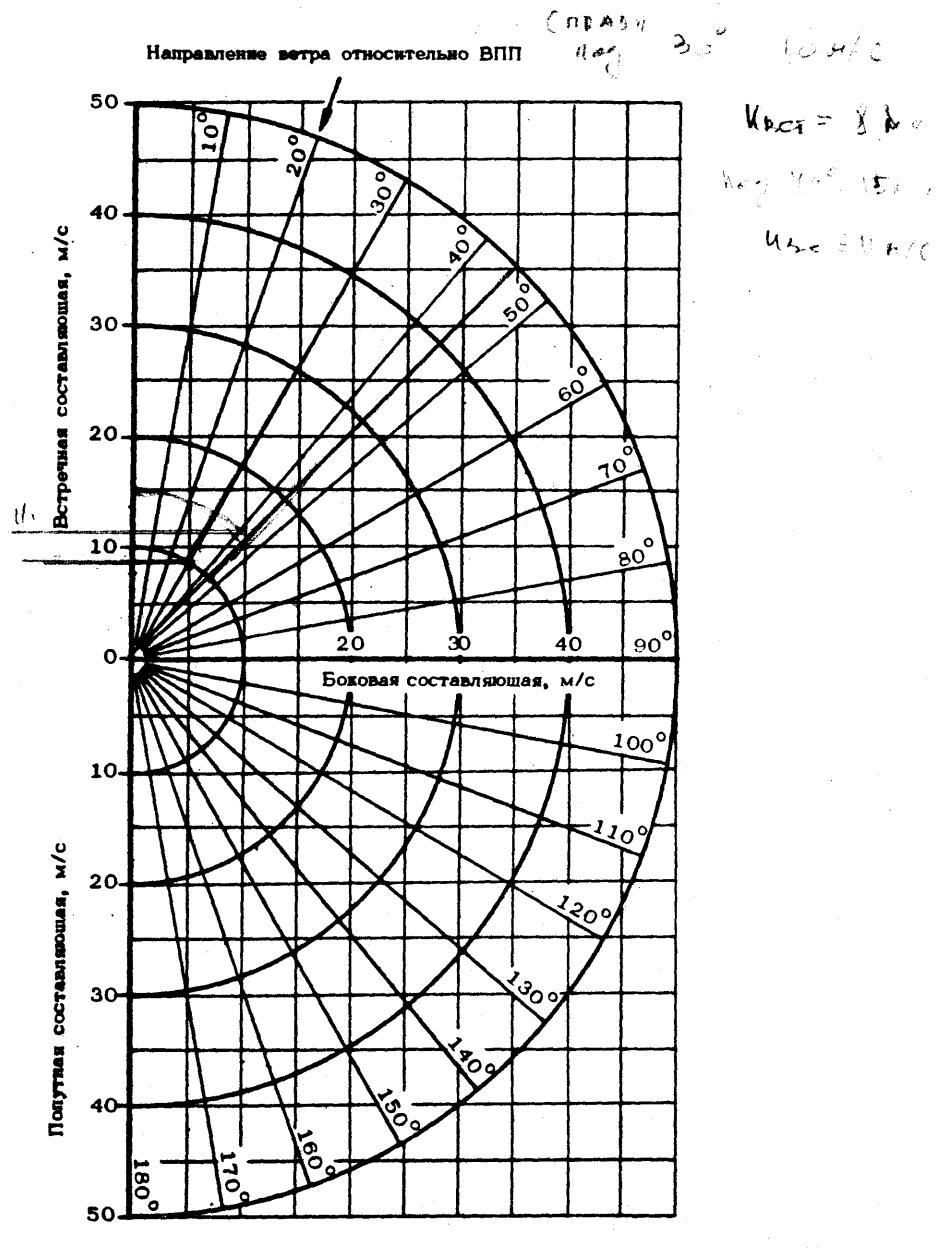
В этом случае за максимально допустимый вес принимается наименьший из полученных весов 58,6 тс.

Для этого веса имеем $V_I / V_R = 0,998$, а по графику на рис. 3.9 получаем скорость в точке принятия решения $V_I = 230 \text{ км/ч}$.

Если в случае отказа одного двигателя на разбеге скорость меньше или равна 230 км/ч, то КВС должен прекратить взлет. Если скорость больше, чем 230 км/ч, продолжить взлет.

В результате расчета за максимально допустимый вес принимается 58,6 тс, а $V_I = 230 \text{ км/ч}$.

По рис. 3.10 определяем РДПВ, приведенную к коэффициенту сцепления ВШ 0,55. Пунктирными линиями со стрелками показано, что при РДПВ, равной 2650 м, коэффициенте сцепления ВШ 0,36 РДПВ, приведенная к коэффициенту сцепления ВШ 0,55 (для веса 58,6 тс), равна 1950 м.



32.9964-3

Рис. 3.2. Составляющие скорости ветра.



3. Стр. 7

Окт 10/90

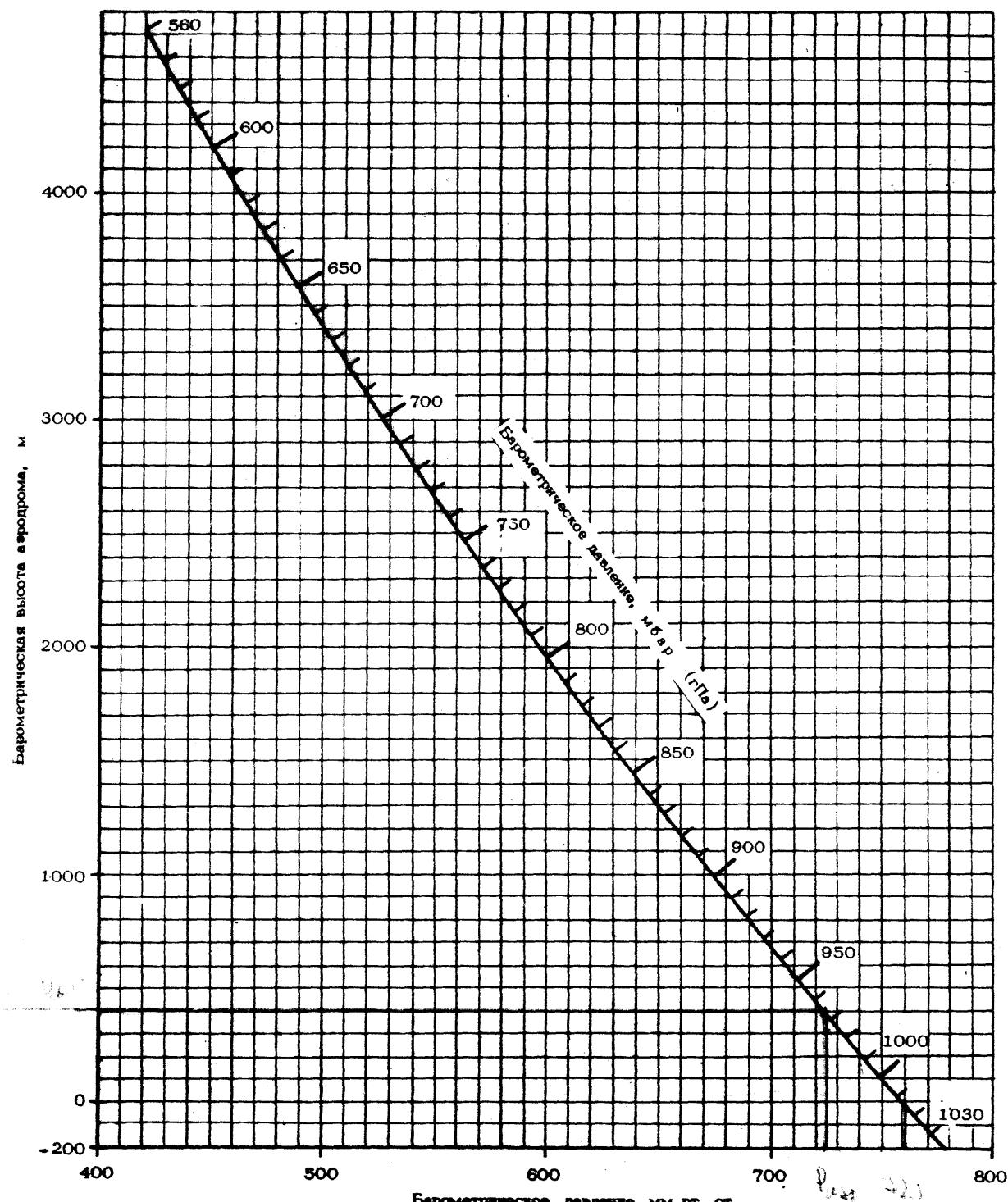


Рис. 3.3. Перевод барометрического давления
в барометрическую высоту аэродрома.

З. Стр. 8
Окт 10/90

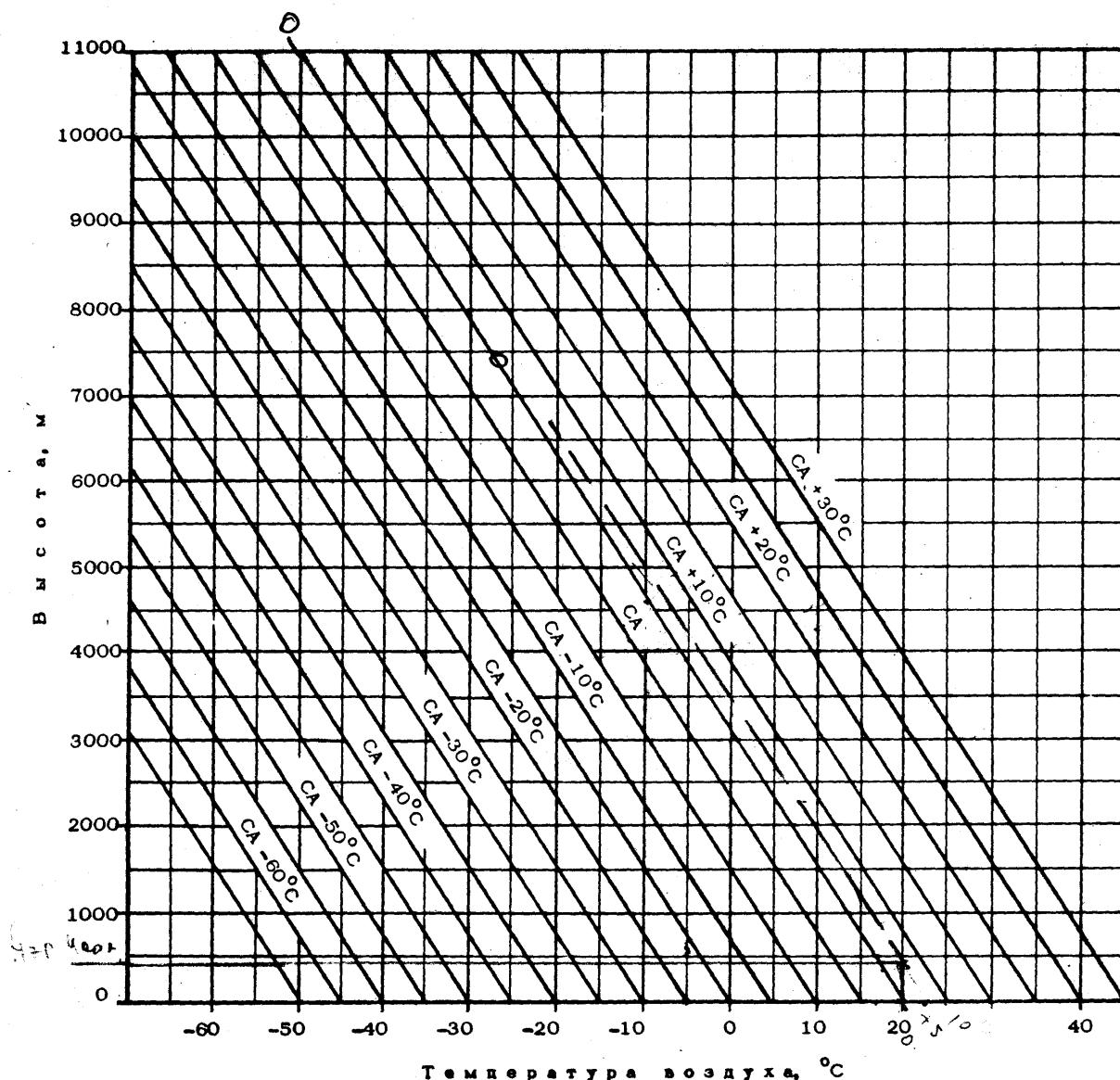


Рис. 3.4. Зависимость температуры воздуха от высоты.



РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

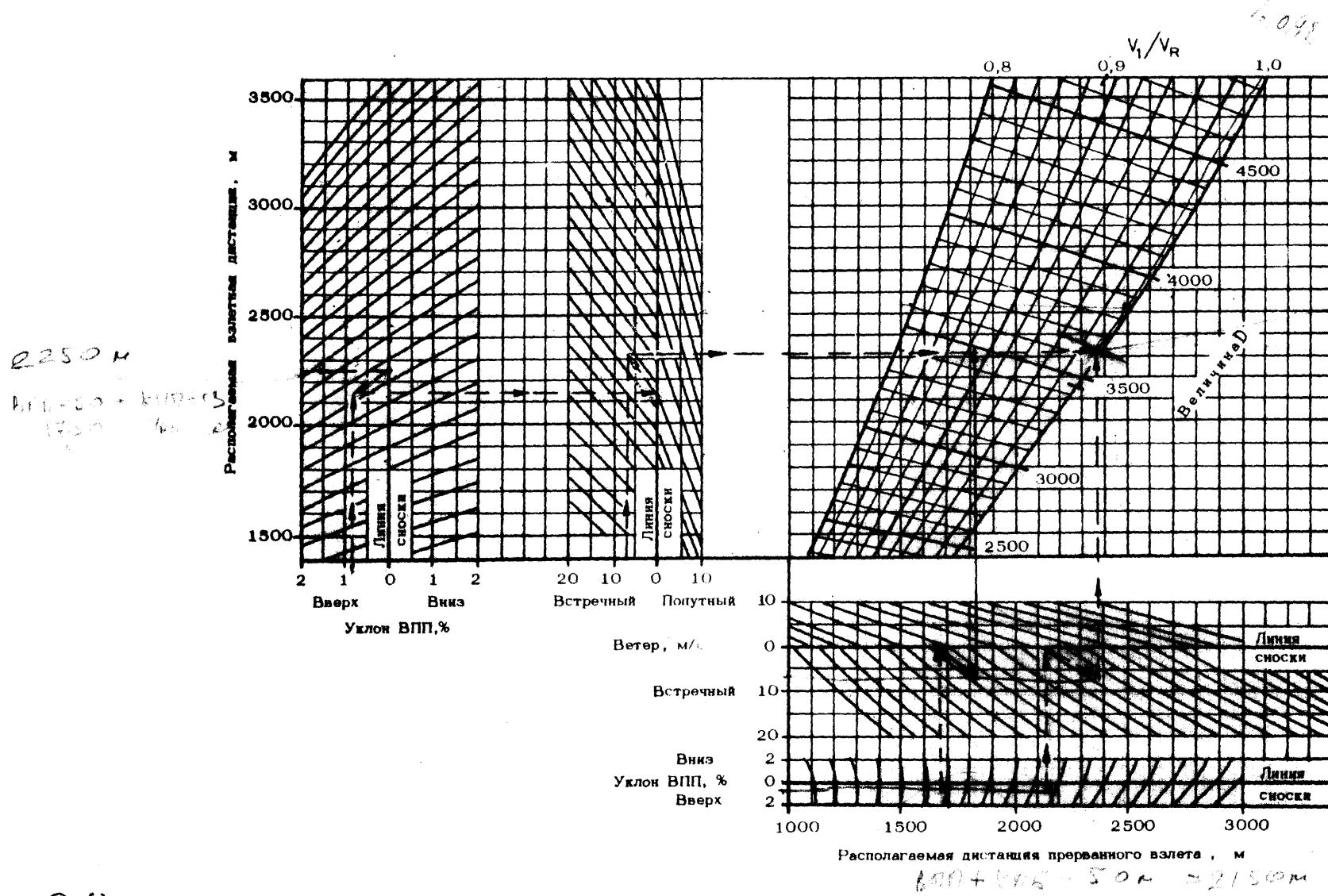


Рис. 3.5. Величина D и отношение V_I/V_R в зависимости от расположаемых взлетной дистанции и дистанции прерванного взлета.

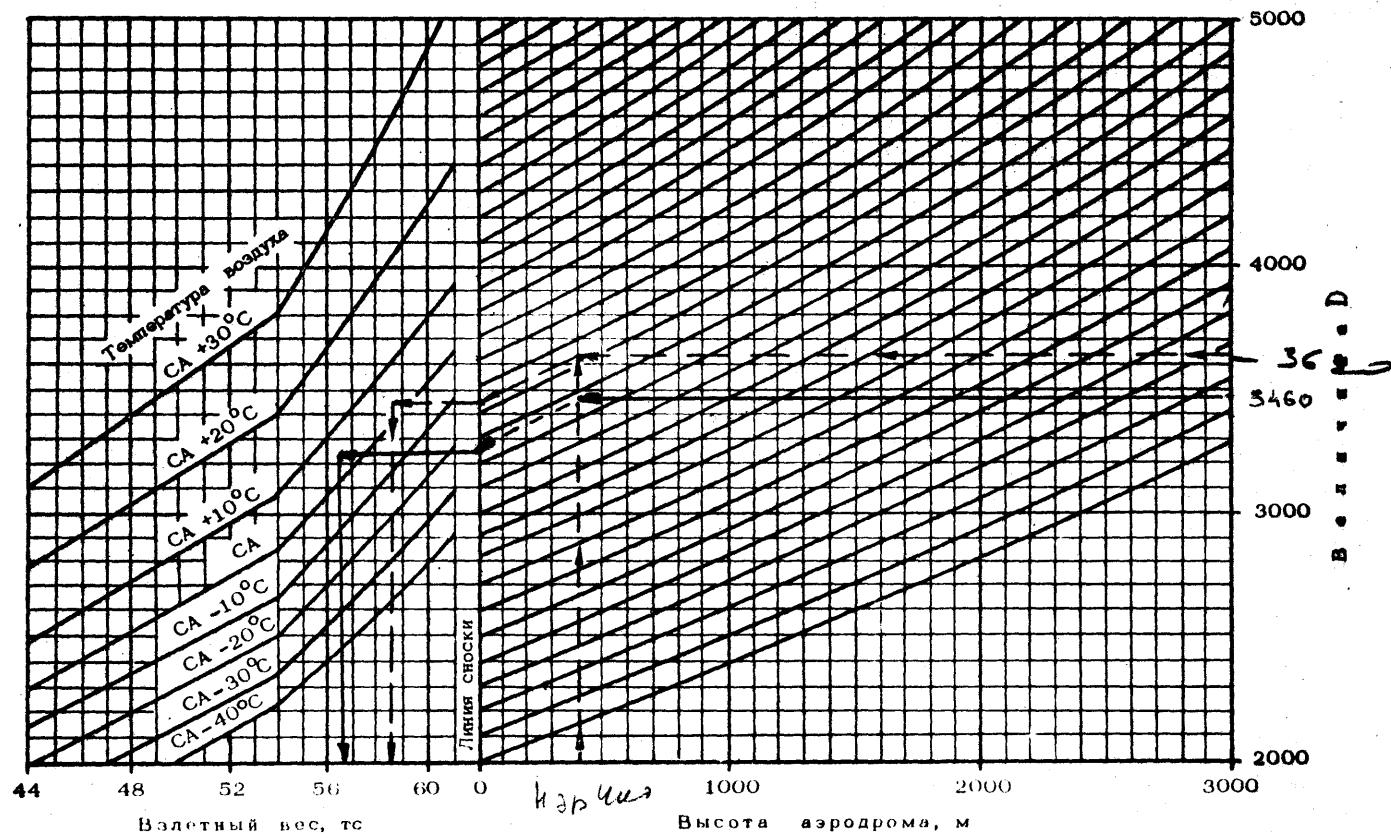


Рис. 3.6. Максимальный взлетный вес в зависимости от располагаемой взлетной дистанции прерванного взлета.

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

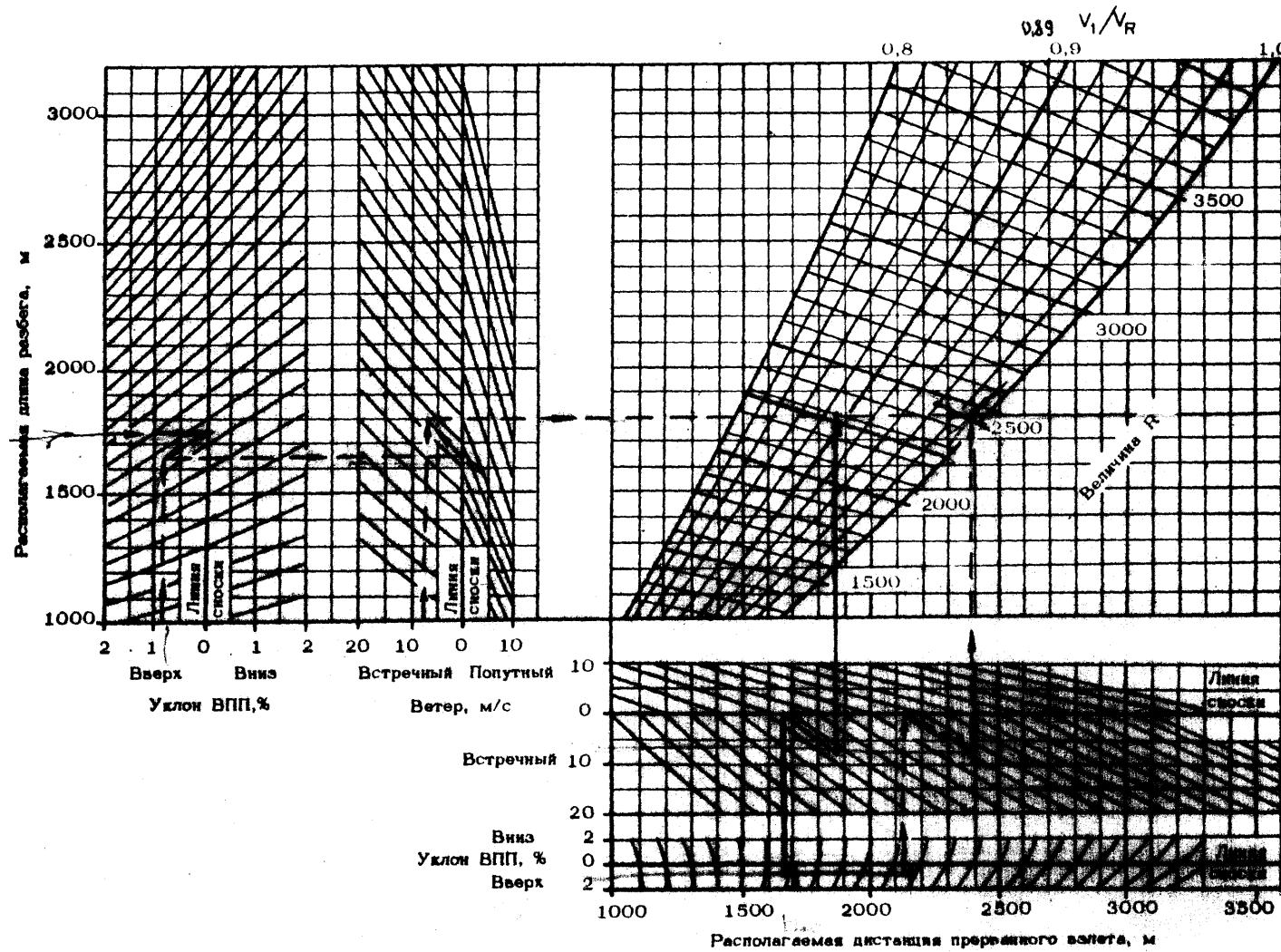


Рис. 3.7. Величина R и отношение V_I/V_R в зависимости от располагаемой длины разбега.

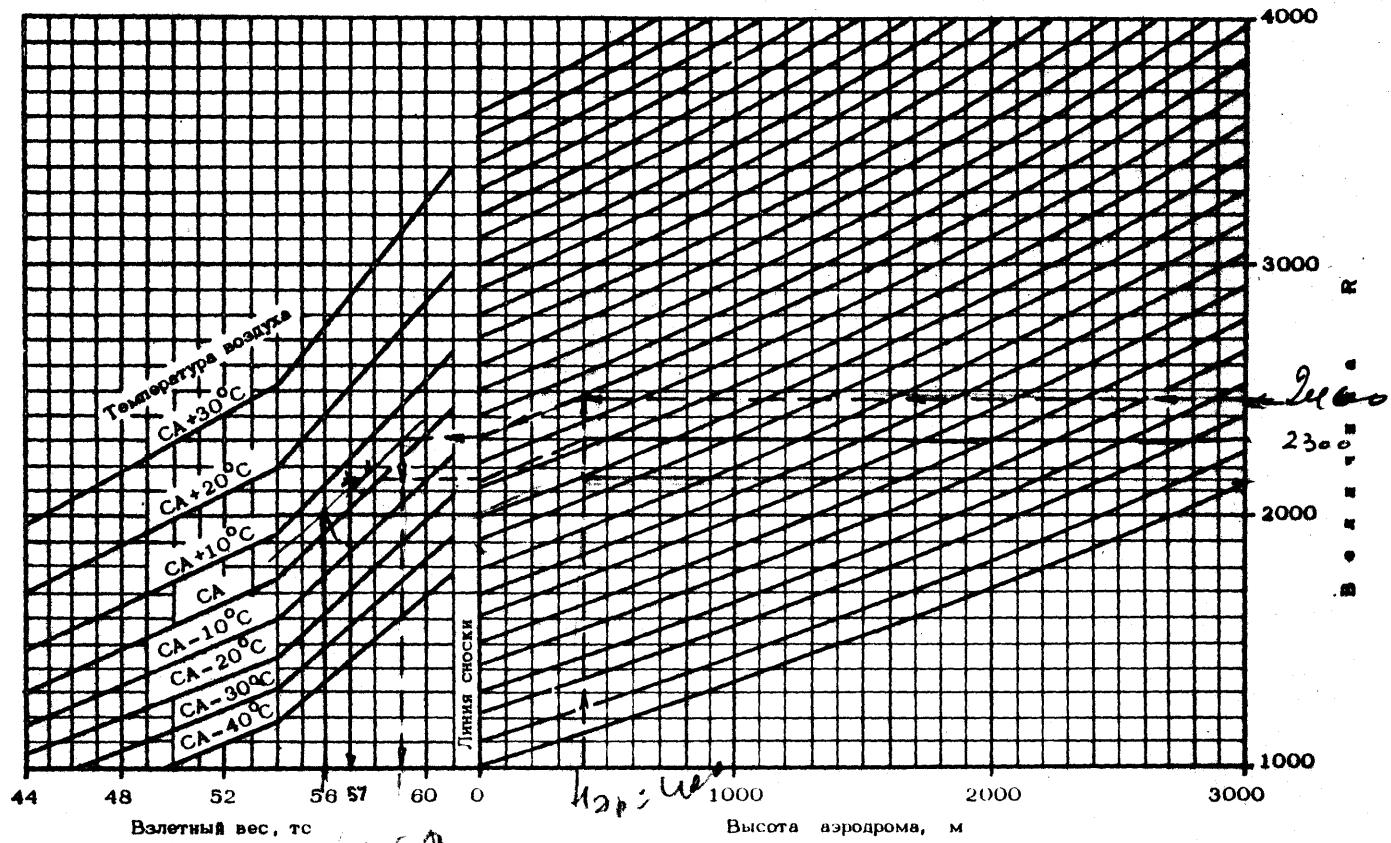


Рис. 3.8. Максимальный взлетный вес в зависимости от расположаемых
длины разбега и дистанции прерванного взлета.

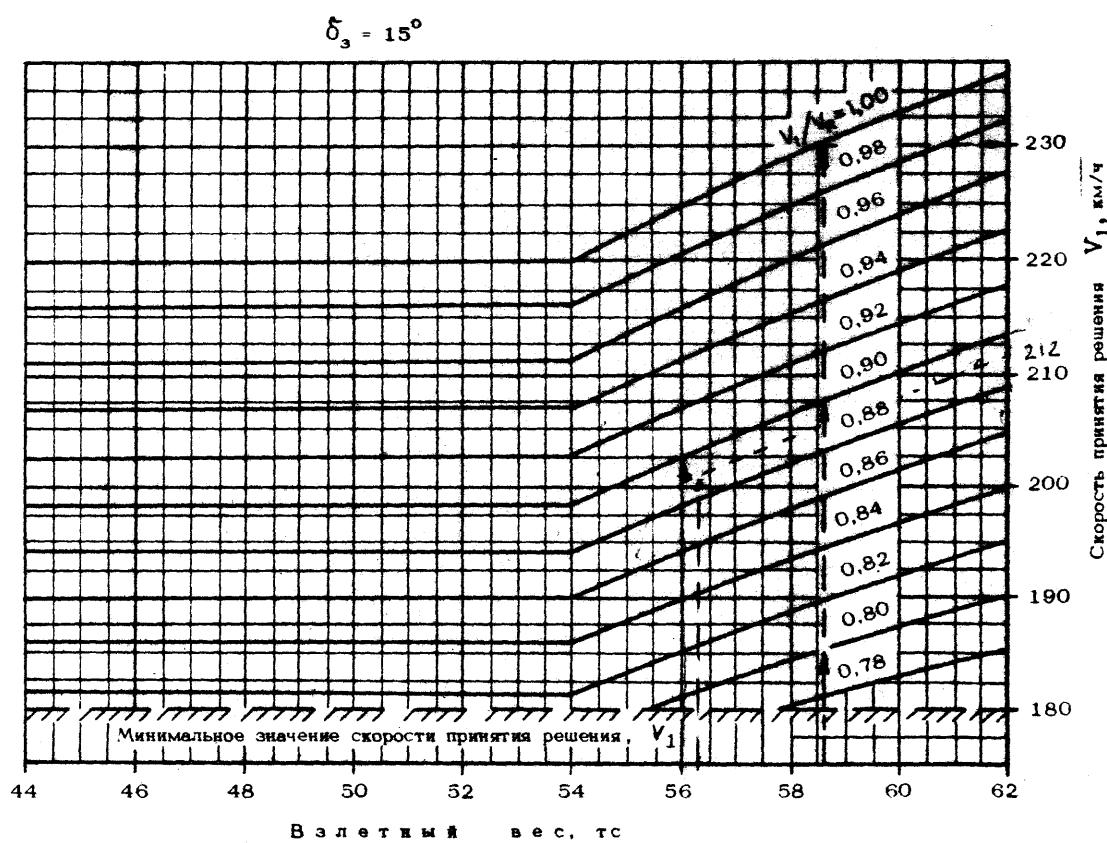


Рис. 3.9. Преобразование отношения V_I/V_R
в скорость принятия решения V_I .

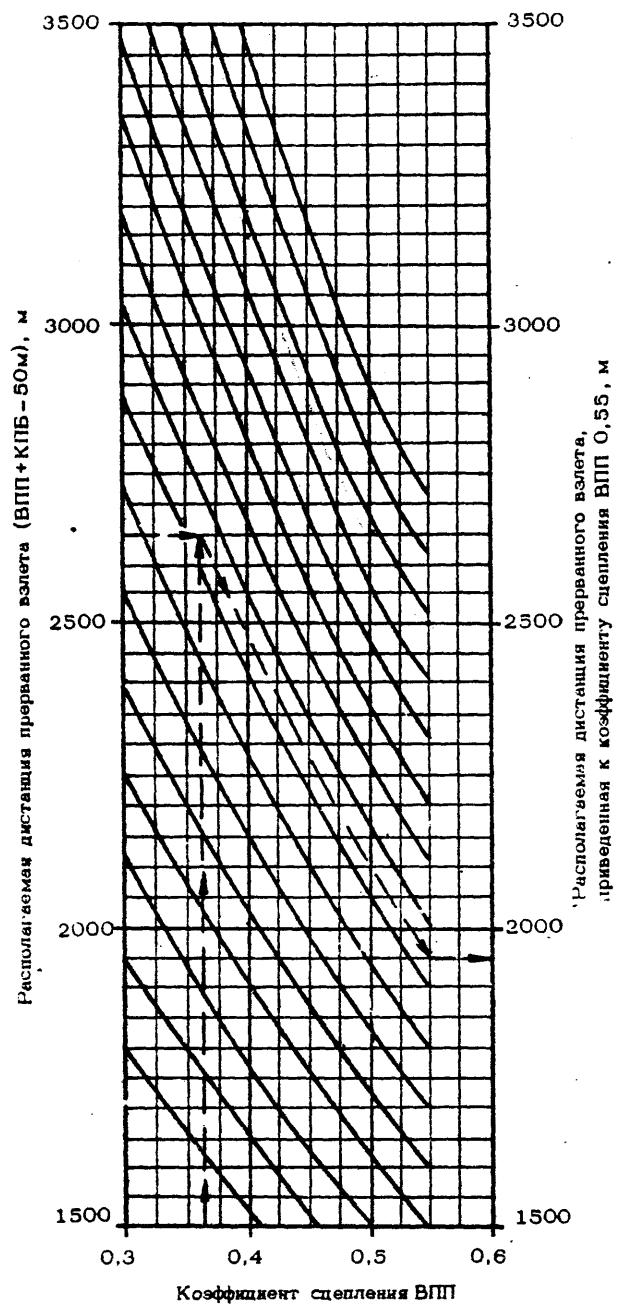


Рис. 3.10. Зависимость располагаемой дистанции прерванного взлета от коэффициента сцепления бетонной ВПП.

3.1.3. Определение длины разбега при взлете с грунтовой ВПП

в зависимости от условий старта

Для определения длины разбега самолета необходимо иметь следующие данные:

- температуру воздуха, °С;
 - скорость и направление ветра, м/с;
 - атмосферное давление, мм рт.ст.;
 - взлетный вес самолета, тс.

По номограмме, приведенной³ на рис. 3.II, можно определить длину разбега самолета. Номограмма построена с учетом возможности определения длины разбега самолета на грунтовой ВПП с прочностью грунта не менее $8 \text{ кгс}/\text{см}^2$, закрылки выпущены на угол 25° .

В верхней правой части номограммы показаны линии постоянных взлетных весов.

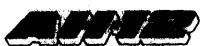
Взлетные характеристики при взлете с грунтовой ВПП ($\delta_3 = 25^\circ$):

Взлетный вес, тс	Длина разбега, м	Скорость отрыва, км/ч
50	800	210
53	900	215
56	1100	220
59	1200	227
61	1350	230

Пример определения длины разбега

Температура воздуха	• • • • • • • • • • • • • •	+2 ⁰ С
Атмосферное давление	• • • • • • • • • • • • • •	740 мм рт.ст.
Взлетный вес	• • • • • • • • • • • • • •	61 тс
Ветер встречный	• • • • • • • • • • • • • •	3 м/с

Для определения длины разбега необходимо провести вертикальную линию из точки температуры $+2^{\circ}\text{C}$ до пересечения с кривой атмосферного давления 740 мм рт.ст., затем из этой точки провести горизонталь до пересечения с линией веса 6I тс и из этой точки опустить вертикальную линию вниз до пересечения с линией встречного ветра 3 м/с и слева по шкале прочесть длину разбега при данных метеорологических условиях, которая для взлетного веса 6I тс равна 1200 м.



РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ



1) $\mu_2(1) \cdot t^0(12) \cdot k_{\text{мн}} \cdot p = 7 \text{ кг/м}^3 \quad G = 615$

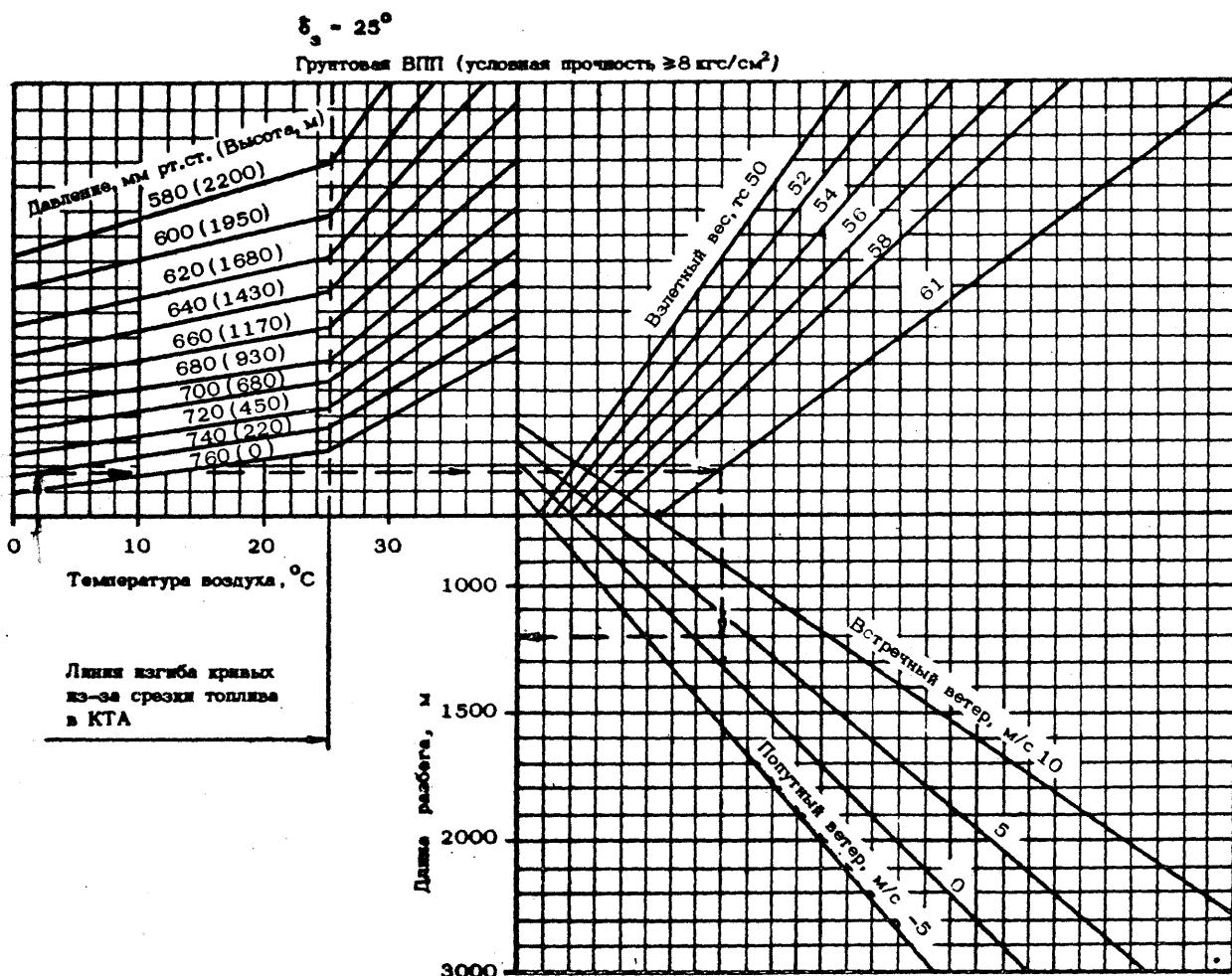


Рис. 3.II. Длина разбега самолета в различных условиях старта.



3.1.4. Расчет наивыгоднейшего режима полета

Высота полета, наивыгоднейшая по себестоимости, определена с учетом расхода топлива для взлета и набора высоты и затраты времени для захода на посадку.

Значения наивыгоднейшей высоты по себестоимости для различных расстояний беспосадочного полета указаны в табл. 3.1.

Таблица 3.1

Расстояние, км	200–300	300–400	400–500	500–2700	2700–3400	3400 и более
Наивыгоднейшая высота полета, м	5100–5400	5700–6000	7500–7800	7800–8100	8100–8600	8600–9600

Если величина эквивалентного встречного ветра ($W - V$) увеличивается с высотой более чем на 25 км/ч на тысячу метров высоты, то полет выгоднее выполнять на меньшей высоте.

Величины ($W - V$) можно определить по табл. 3.2, получив скорость и направление ветра из прогноза ветра по высотам.

Использование таблицы эквивалентного ветра для расчета наивыгоднейшей высоты полета имеет преимущество перед другими способами расчета ветра. Она позволяет определить разность между путевой и воздушной скоростью ($W - V$) во время предполетного расчета, когда еще неизвестны ни путевая, ни воздушная скорости.

ПРИМЕЧАНИЕ. Наивыгоднейшая высота полета при температурах воздуха выше СА определяется с учетом практических потолков самолета (см. подразд. 4.3, рис. 4.1 а).



РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ



Таблица 3.2

Определение эквивалентного ветра ($W - V$) для скоростей полета 550–650 км/ч ис

Угол ветра, градус	Скорость ветра, км/ч										Направле- ние ветра
	20	40	60	80	100	120	140	160	180	200	
0 (360)	20	40	60	80	I00	I20	I40	I60	I80	200	⊕ Попутный
5 (355)	20	40	60	80	I00	I20	I39	I59	I79	I99	
10 (350)	20	39	59	79	98	II8	I37	I57	I76	I96	
15 (345)	I9	39	58	77	96	II5	I34	I53	I72	I91	
20 (340)	I9	37	56	75	93	III	I30	I48	I66	I84	
25 (335)	I8	36	54	72	89	I07	I24	I41	I58	I75	
30 (330)	I7	34	52	68	85	I01	II7	I33	I49	I65	
35 (325)	I6	32	48	64	79	94	I09	I24	I38	I53	
40 (320)	I5	30	45	59	73	87	I00	II4	I27	I39	
45 (315)	I4	28	41	54	67	79	91	I02	II4	I25	
50 (310)	I3	25	37	48	59	69	81	90	I00	I09	
55 (305)	II	22	32	42	52	61	69	77	85	92	
60 (300)	I0	I9	28	36	44	51	58	64	70	75	
65 (295)	8	I5	23	29	35	40	46	50	54	57	⊗ Встречный
70 (290)	7	I3	18	23	27	31	34	36	38	39	
75 (285)	5	9	I3	I6	I8	20	21	22	22	21	
80 (280)	3	6	7	9	9	9	9	7	4	2	
85 (275)	I	2	2	2	0	I	4	7	II	I6	
90 (270)	0	I	3	5	8	I2	I6	21	27	33	⊗ Перекрестный
95 (265)	2	5	8	I2	I7	22	28	35	42	51	
I00 (260)	4	8	I3	I9	26	32	40	48	58	67	
I05 (255)	5	I2	I8	26	33	42	51	61	72	83	
I10 (250)	7	I5	23	32	42	52	62	73	85	98	
I15 (245)	9	I8	28	38	49	61	73	85	98	I12	
I20 (240)	I0	I2I	32	44	56	69	82	96	I10	I25	
I25 (235)	I2	24	36	49	63	77	91	I06	I2I	I37	⊗ Ветер сбоку
I30 (230)	I3	27	40	55	69	82	I00	II6	I32	I48	
I35 (225)	I4	29	44	59	75	91	I07	I24	I4I	I58	
I40 (220)	I5	3I	47	63	80	97	II4	I3I	I49	I67	
I45 (215)	I6	33	50	67	85	I02	I20	I38	I55	I75	
I50 (210)	I7	35	53	7I	89	I07	I25	I44	I63	I8I	
I55 (205)	I8	36	55	73	92	III	I30	I49	I68	I87	⊗ Ветер сбоку
I60 (200)	I9	38	57	76	95	II4	I33	I52	I72	I92	
I65 (I95)	I9	39	58	78	97	II7	I36	I56	I76	I95	
I70 (I90)	20	39	59	79	99	II8	I38	I58	I78	I98	
I75 (I85)	20	40	60	80	I00	I20	I40	I60	I80	200	
I80 (I80)	20	40	60	80	I00	I20	I40	I60	I80	200	



**3.1.5. Техническая скорость и нормы****расхода топлива**

Летное время в расписании движения самолетов рассчитывается по технической (рейсовой) скорости с учетом преобладающего ветра на каждом данном участке воздушной трассы.

Техническая скорость (средняя скорость от взлета до посадки в штиль) приводится в табл. 3.3. в зависимости от расстояния беспосадочного полета через каждые 100 км. При ее вычислении учтена средняя затрата времени на маневрирование самолета в районе аэропорта после взлета - 2 мин и перед посадкой - 6 мин.

Таблица 3.3

Рас- сто- ние, км	Техническая скорость, км/ч									
	Расстояние, км									
	0	100	200	300	400	500	600	700	800	900
0	-	265	358	398	429	452	469	484	495	502
1000	507	512	516	520	523	525	527	529	531	533
2000	535	537	539	540	541	543	544	545	546	547
3000	548	549	550	551	552	553	554	555	556	557
4000	558	559	560	561	562	563	564	565	566	567
5000	568	569	570	570	571	572	572	573	573	573

Техническая скорость существенно изменяется в зависимости от расстояния беспосадочного полета. Этим она отличается от средней эксплуатационной скорости.

Расход топлива на каждый час полета изменяется в зависимости от продолжительности беспосадочного полета. Поэтому в табл. 3.4 расход топлива указан отдельно для каждой продолжительности полета от взлета до посадки через каждые 10 мин. Точнее продолжительность расхода определяется интерполяцией между двумя соседними значениями.

Заправку топлива для конкретного полета следует рассчитывать с учетом навигационного запаса, заданного эшелона и прогнозируемого ветра (см. 3.1.6).



Таблица 3.4

Время, ч	Время, мин					
	0	10	20	30	40	50
	Расход топлива, кгс					
0	-	805	980	1380	1760	2150
1	2520	2887	3245	3586	3920	4252
2	4584	4915	5227	5521	5814	6107
3	6401	6695	7017	7339	7661	7983
4	8305	8633	8961	9289	9617	9945
5	10280	10615	10950	11285	11620	11955
6	12290	12625	12960	13295	13630	13965

3.1.6. Расчет заправки самолета топливом

I. Количество топлива, необходимое перед взлетом, определяется как сумма:

– расхода топлива в полете от момента взлета до момента посадки (определяется по графику на рис. 3.12). График и все данные по расходу топлива приведены для двигателей АИ-20К. Для АИ-20М расход топлива меньше на 3–6% в зависимости от режима работы;

– расхода топлива за время работы двигателей на земле до взлета и после посадки из расчета 30 кгс в минуту;

– навигационного запаса топлива не менее 2500 кгс (средний расход топлива на один час полета с учетом набора высоты, горизонтального полета, снижения и ухода на 2-й круг);

– невырабатываемого остатка топлива в количестве 60 кгс.

2. Расход топлива в полете от взлета до посадки составляется из расхода, потребного на взлет, разгон самолета до скорости набора высоты, разворот на курс следования, набор высоты по маршруту, горизонтальный полет, снижение и заход на посадку. Расход топлива в полете зависит от высоты и скорости полета, полетного веса и ветра.

На всех перечисленных этапах полета расход топлива учтен при составлении графика (см. рис. 3.12).

При составлении графика расход топлива и скорость горизонтального полета принять для режима работы двигателей 0,85 от номинального (72° по УПРТ), набор высоты – по табл. 4.2, а снижение – по табл. 4.4.; взлетные веса самолета принимались переменными для каждого расстояния и вычислялись из условия, чтобы посадочные веса не превосходили предельно допустимых.

Порядок определения расхода топлива по рис. 3.12 показан пунктирными линиями со стрелками. Величину составляющей ветра (эквивалент ветра) нужно определить предварительно, пользуясь табл. 3.2.



РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ



Диапазон крейсерских скоростей,
для которого рассчитан график

Высота, км	Скорость, км/ч
9	340 - 380
8	340 - 390
7	340 - 405
6	350 - 420
5	360 - 435
4	370 - 455
3	380 - 410
2	390 - 485
1	400 - 500

$G_{взл} \leq 61 \text{ тс}$

$G_{пос} \leq 58 \text{ тс}$

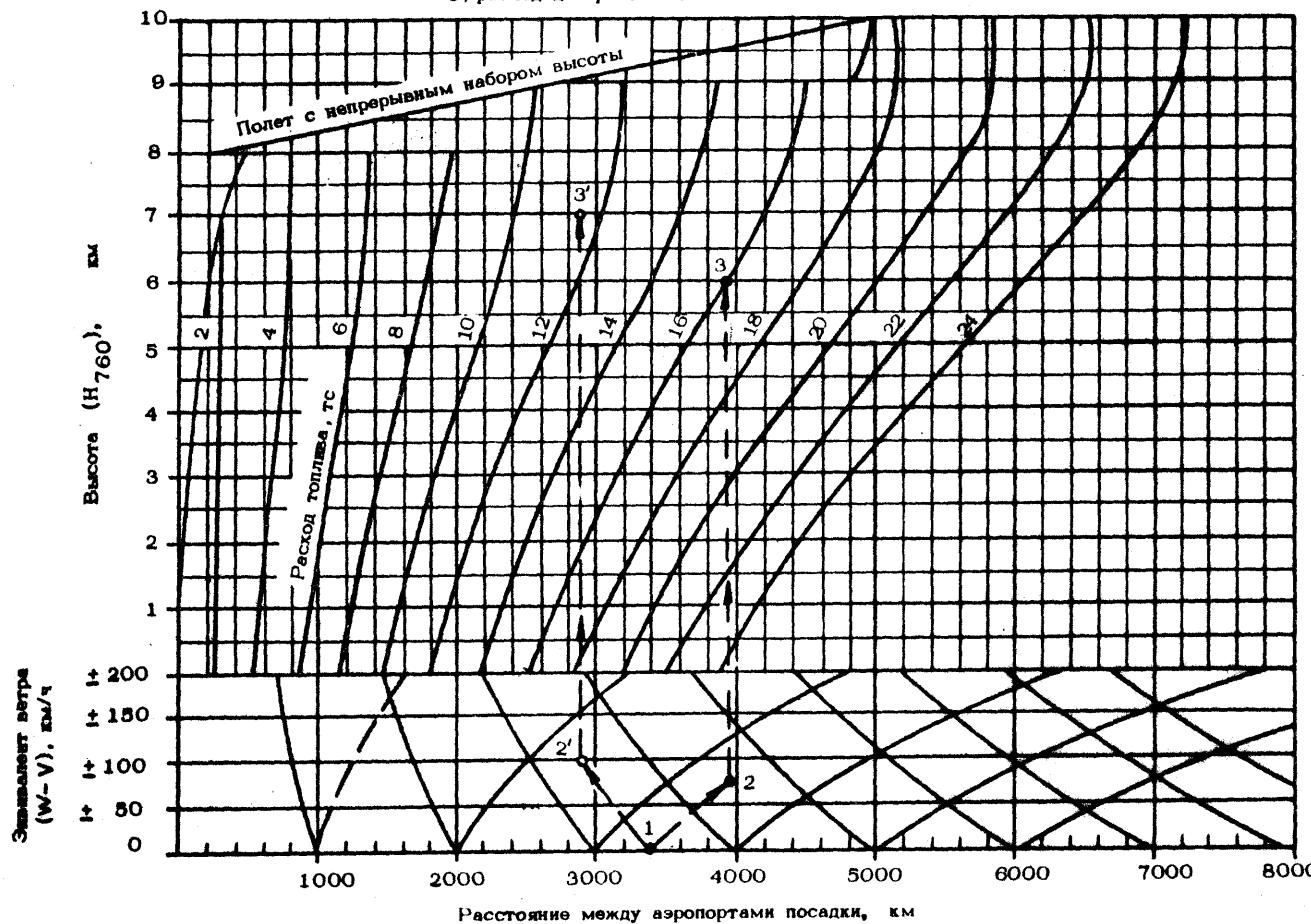
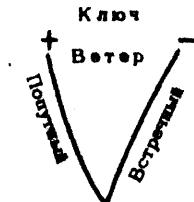


Рис. 3.12. Общий расход топлива в полете.

3.1.7. Расчет полета на запасной аэродром

Расстояние до запасного аэродрома в зависимости от остатка топлива, высоты полета, направления и скорости эквивалентного ветра $\pm (W-V)$ определяется по графику из рис. 3.13.

Расход имеющегося остатка топлива рассчитан для наилучнейших скоростей полета с учетом выполнения разворота и набора высоты 600 м для занятия нового эшелона и запаса топлива 1,2 тс для захода на посадку на запасном аэродроме.

На рис. 3.13 пунктирумыми линиями со стрелками показано, что при остатке топлива 8,0 тс, высоте полета 7000 м, эквивалентном ветре минус 100 км/ч самолет может пролететь расстояние 1300 км, имея запас топлива 1,2 тс после посадки.

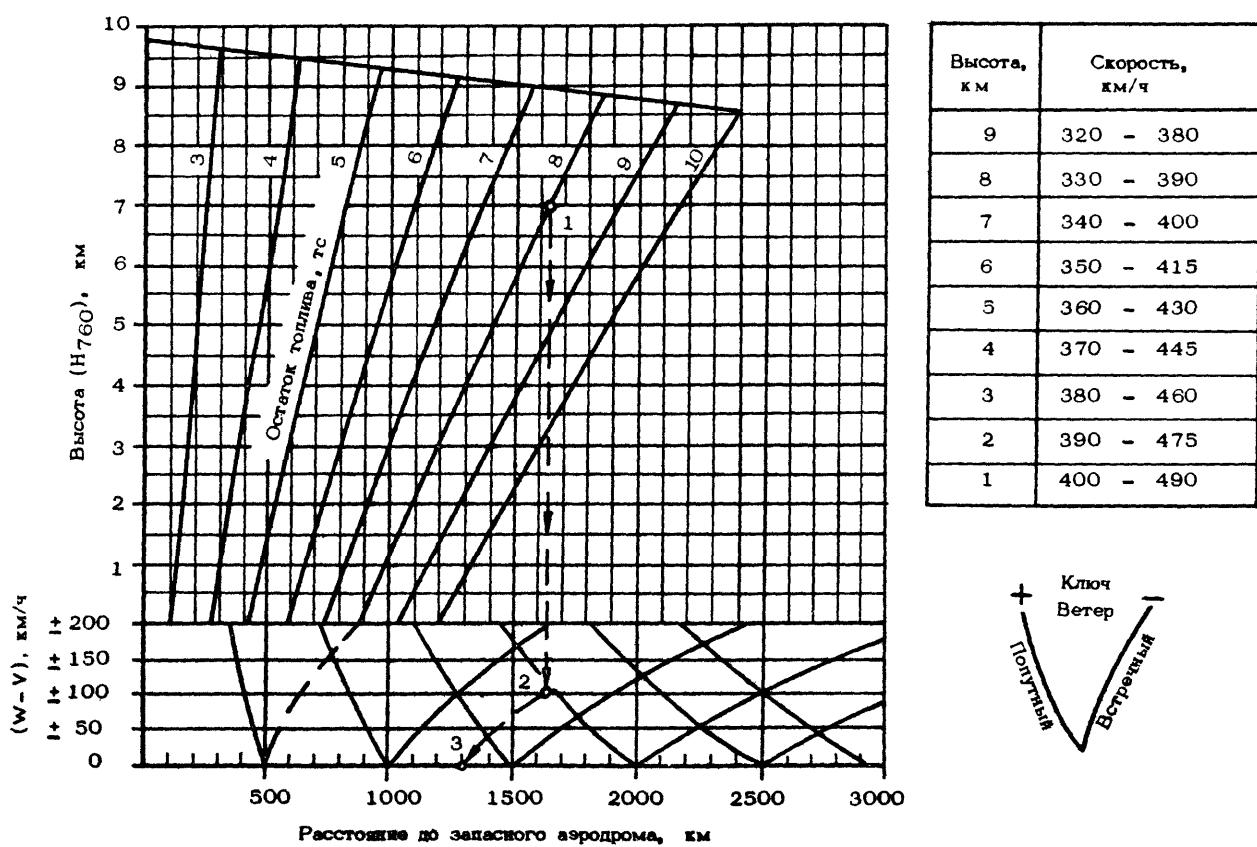


Рис. 3.13. Расчет полета на запасной аэродром.



3.2. ЗАГРУЗКА И ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА3.2.1. Загрузка самолета

1. Взлетный вес самолета состоит из:

- веса пустого самолета;
- веса служебного снаряжения;
- веса экипажа;
- веса коммерческой загрузки;
- веса топлива.

ПРИМЕЧАНИЕ. Топливо в количестве 450 кгс, которое расходуется на запуск, опробование двигателей и руление, во взлетный вес не входит.

2. Вес пустого самолета приводится в формуляре самолета.

Самолеты взвешиваются с полностью заряженной гидросистемой, системой пожаротушения и нейтрального газа. Из топливной и маслосистем топливо и масло должны сливаться, за исключением несливаемого остатка масла и топлива, который входит в вес пустого самолета.

3. Съемное погрузочное и шартовочное оборудование в вес пустого самолета не входит, а вес части погрузочного и шартовочного оборудования, которое необходимо для крепления грузов, прибавляется к весу коммерческой загрузки.

4. Вес служебного снаряжения:

- | | |
|---|-----------|
| - масло (в маслобаках, двигателях, радиаторах, трубопроводах) | - 328 кгс |
| - кислород | - 32 кгс |
| - бортлестница | - 10 кгс |
| - вода и хим жидкость | - 20 кгс |

Всего: 390 кгс

5. Вес экипажа из расчета 5 человек по 80 кгс - 400 кгс.

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ



6. Вес коммерческой загрузки зависит от взлетного веса, дальности полета и других факторов. Максимальная коммерческая загрузка для самолетов с усиленным центропланом - 20 тс или 14,5 тс (Ан-12) и 13 тс (Ан-12А), если центроплан не усилен.

На рис. 3.14 и 3.15 приведены схемы фюзеляжа, указаны габаритные размеры грузовой кабины и величины допустимых максимальных нагрузок на отдельных участках пола грузовой кабины.

Максимальная загрузка переднего нижнего грузового помещения - 3400 кгс, заднего нижнего - 1700 кгс, если в них не помещены дополнительные топливные баки.

3.2.2. Центровка самолета

1. Центр тяжести пустого самолета находится в диапазоне 16-22% САХ.

Данные о центре тяжести пустого самолета нужно брать из формуляра самолета.

2. Диапазон эксплуатационных центровок для взлета и посадки самолета с весом до 56 тс включительно - 16-32% САХ, с весом выше 56 тс - 18-32% САХ.

3. Если взлетные центровки близки к предельным, а вес и центровка в полете будут меняться только от выработки топлива, то выработка полного запаса топлива при центровках, близких к предельно-задним, смешает центр тяжести самолета назад на 1%.

4. Для центровок, близких к предельно-передним, смещение центра тяжести вперед от выработки полного запаса топлива будет составлять:

- при центровках 16% САХ до 5,5% САХ (самолет Ан-12Б) или до 3,5% САХ (самолеты Ан-12, Ан-12А);
- при центровках 18% САХ до 3,9% САХ (самолет Ан-12Б) или 2,4% САХ (самолет Ан-12А).

ПРИМЕЧАНИЕ. Подпольные баки самолета Ан-12Б не заправлены.

5. Если взлетная центровка самолета (подпольные баки пустые или не установлены) находится в пределах 22-31% САХ, расчет посадочной центровки можно не производить.

6. При перегонке самолета и тренировочных полетах, а также, когда по условиям размещения груза трудно создать необходимую центровку, разрешается помещать груз до 500 кгс в кабине наблюдателя (шпангоуты № 65-68), если на самолете не установлен заводской балласт (стальные плиты).

В этом случае при подсчете центра тяжести самолета следует учитывать смещение центровки ($\Delta X\%$ САХ) назад от груза, размещенного между шпангоутами № 65-68 (табл. 3.5).



РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

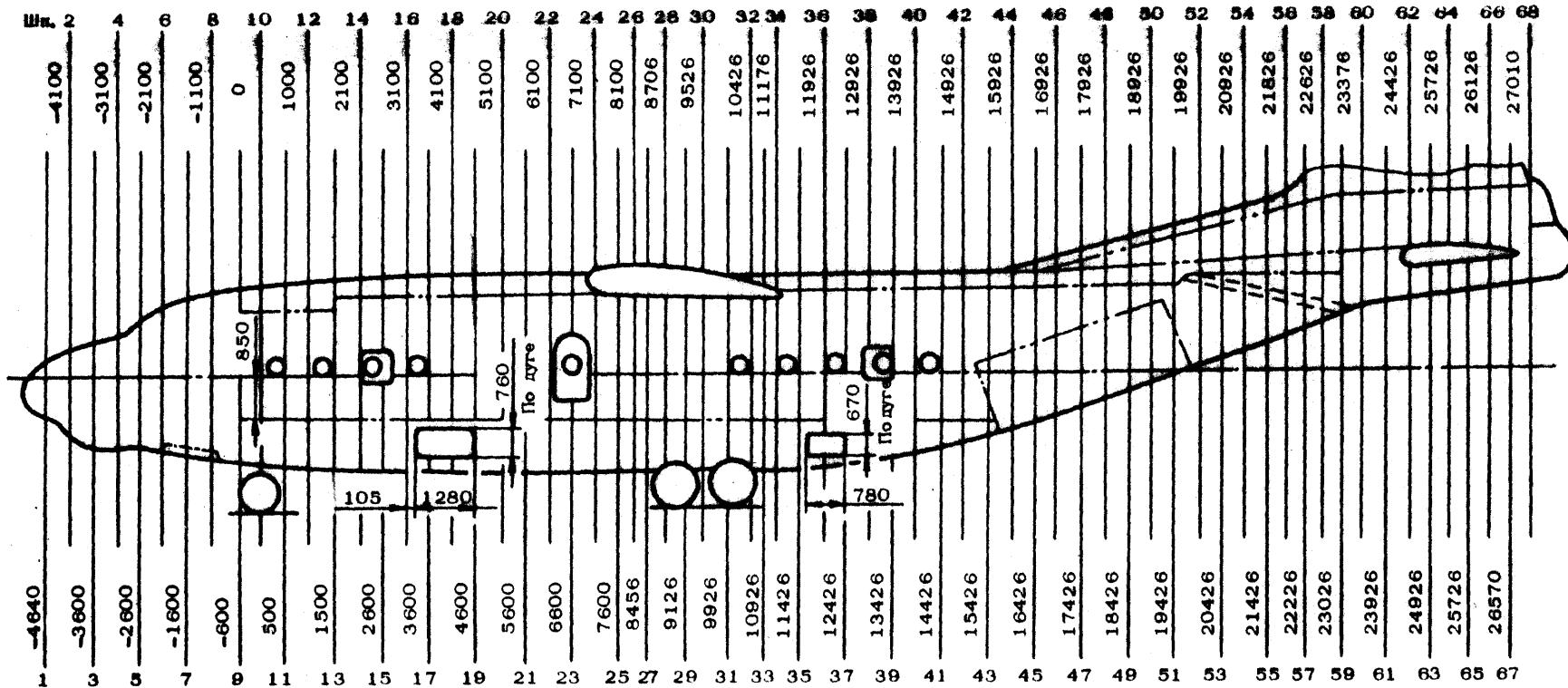


Рис. 3.14. Координатная схема фюзеляжа.

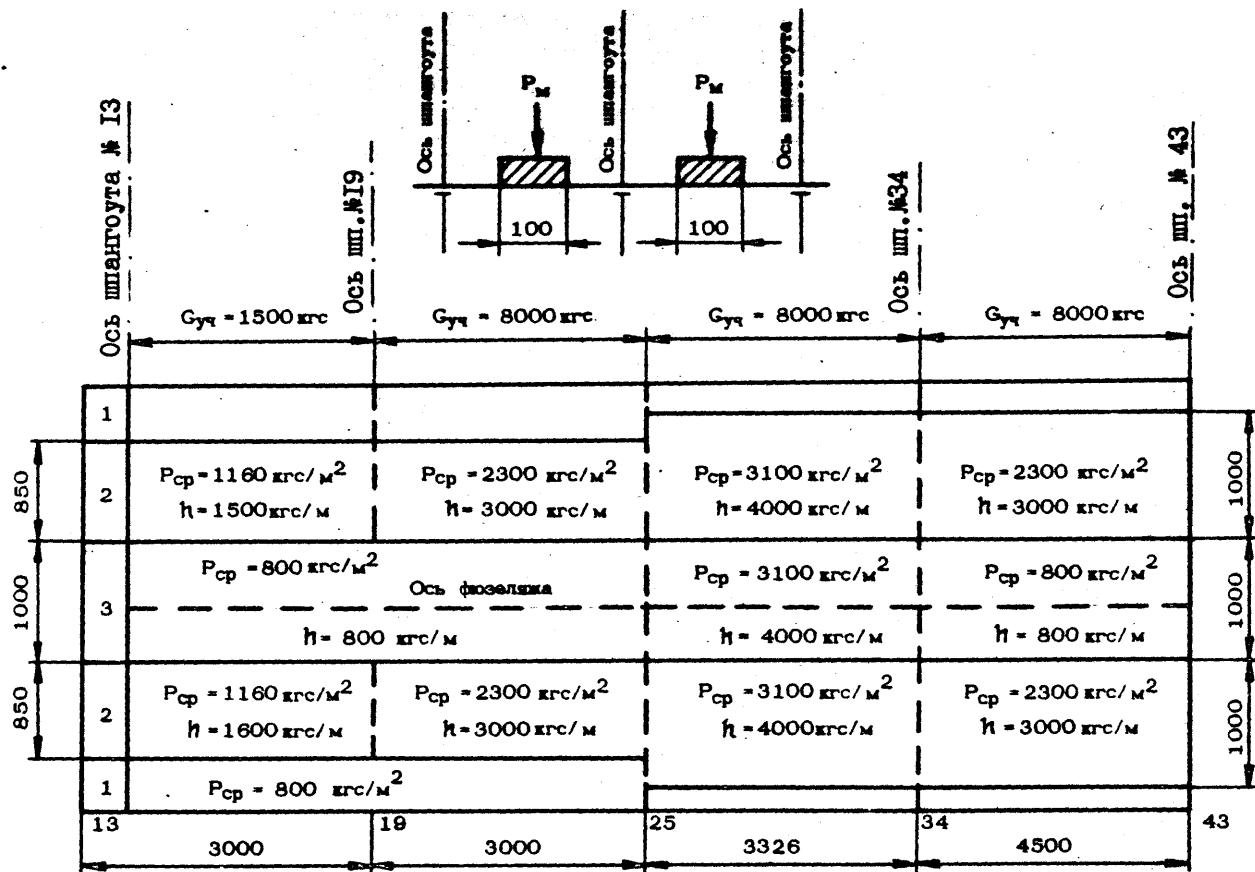


Рис. 3.15. Предельные нагрузки на участки грузового пола.

$G_{уч}$ – допустимая нагрузка на участок грузового пола:

P_{cp} – удельная нагрузка на грузовой пол

P_M – местная нагрузка

h – нагрузка на погонный метр участка пола

1 – боковая панель

2 – грузовая дорожка

3 – центральная панель

ПРИМЕЧАНИЕ. Нагрузка может быть сосредоточена на грузовых дорожках или распределена по всему грузовому полу.

Местная нагрузка P_M допускается на длине не более 100 мм на пролет между шангоутами.

Для центральных и боковых панелей $P_M = 4000 \text{ кгс/см}^2$.

Для грузовых дорожек $P_M \approx 10000 \text{ кгс/м}^2$.

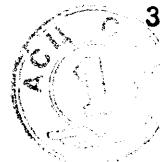




Таблица 3.5

№ шпангоута	$\Delta \text{X}_{\text{CAX}}$ от 100 кгс груза при весе самолета		
	45	55	61
65	1,09	0,89	0,81
66	1,12	0,92	0,83
67	1,14	0,94	0,85
68	1,17	0,96	0,87

3.2.3. Расчет центровки

Расчет центровки самолета производится по графику, приведенному на рис. 3.16.

Отсчет дистанции положения грузов производится от шпангоута № 9.

Исходными данными для расчета центровки по графику являются вес и центровка снаряженного самолета без экипажа.

Учет влияния на центровку каждого вида нагрузки производится по соответствующим шкалам графика.

При этом:

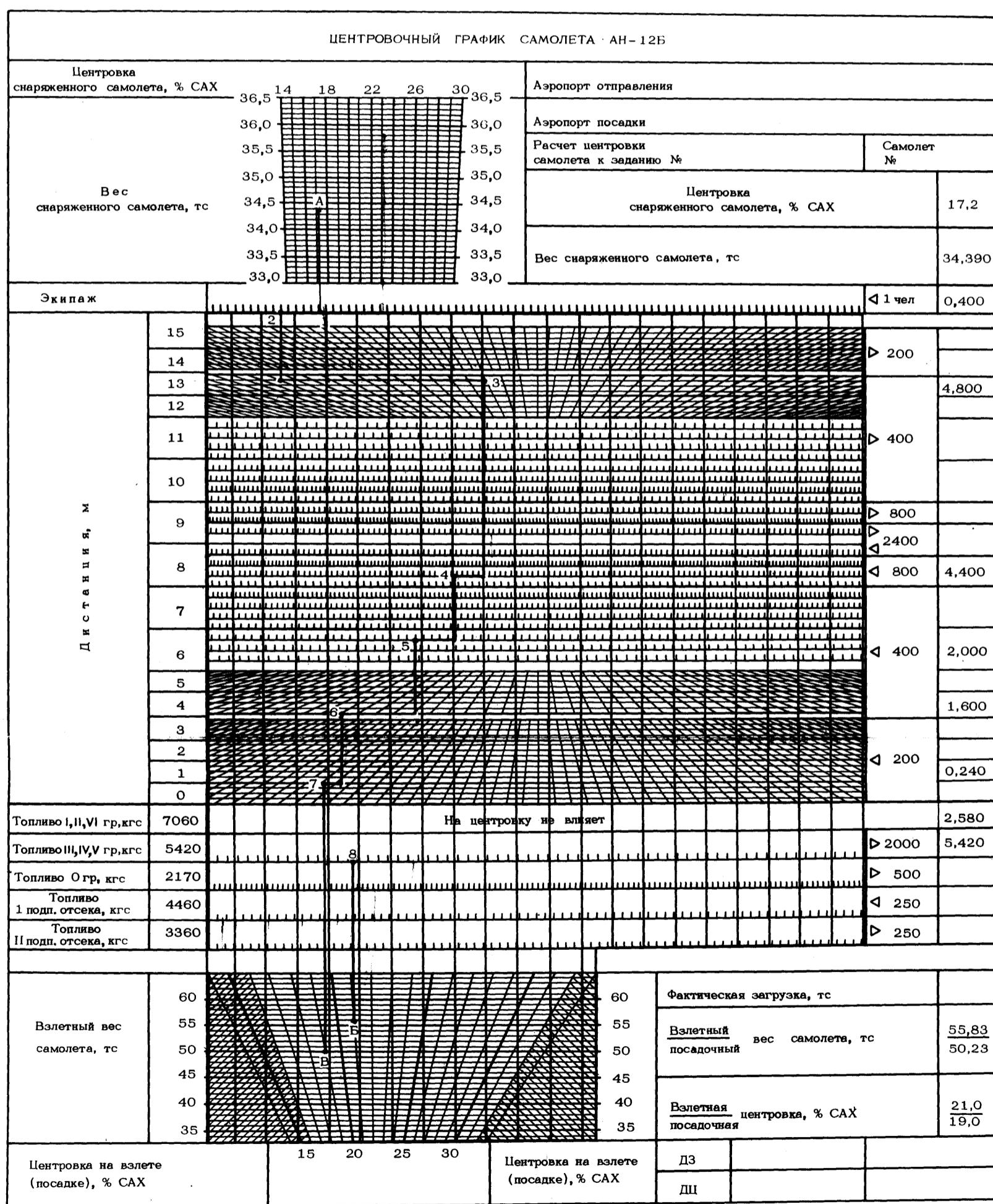
- наличие топлива в I, II, У1 группах на центровку самолета не влияет, но учитывается при определении взлетного или посадочного веса;
- учет влияния веса бортпроводника и сопровождающих следует производить по линии, расположенной между шкалами и соответствующей дистанциям "0" и "2";
- при наличии груза в переднем и заднем нижних грузовых помещениях его влияние на центровку самолета следует учитывать по шкалам соответствующих дистанций.

Если по графику невозможно по какой-либо шкале отложить количество делений, соответствующее весу нагрузки, необходимо пропустить эту шкалу, произвести отсчет по следующей шкале (или нескольким последующим), а затем вернуться на пропущенную шкалу.

3.2.4. Расчет взлетной центровки

Определяется вес и центровка снаряженного самолета, для чего к весу пустого самолета, указанному в формуляре, необходимо добавить вес снаряжения 390 кгс, а из центровки, записанной в формуляре, вычесть 0,6% САХ (влияние снаряжения).

В левом верхнем углу на графике для снаряженного самолета находим точку, соответствующую определенным выше весу и центровке снаряженного самолета. Эта точка лежит на пересечении горизонтальной линии веса и наклонной линии центровки снаряженного са-



12.13272

Рис. 3.16. Центровочный график.

ACM
Стр. 29/30
10/90



молета. Из этой точки опускаем перпендикуляр на шкалу "Экипаж". От основания перпендикуляра по направлению стрелки откладываем количество делений, равное числу членов экипажа. Из полученной на шкале "Экипаж" новой точки опускаем перпендикуляр на шкалу с обозначением дистанции, соответствующей размещению груза, откладываем по направлению стрелки величину нагрузки на данной дистанции с учетом цены деления. Аналогично, учитывая направления стрелок и цены делений, находим остальные точки, характеризующие расположение и величину нагрузки в грузовых помещениях. Вес грузов при этом берется с учетом погружочного и швартовочного оборудования.

Далее на графике откладывается величина заправляемого топлива. Топливо в I, II, VI группах учитывается только при подсчете взлетного веса. Топливо в оставшихся группах откладываем на шкалах топлива этих групп.

Затем из точки на последней шкале топлива опускаем перпендикуляр до пересечения с горизонталью, соответствующей подсчитанному взлетному весу. Оценивая положение полученной точки относительно наклонных линий, определяем центровку на взлете.

3.2.5. Расчет посадочной центровки

Расчет посадочных центровок аналогичен расчету взлетных. На топливных шкалах центровочного графика при этом отсчитывается вес остатка топлива при посадке.

3.2.6. Пример расчета центровки

Исходные данные:

- вес пустого самолета (из формуляра)	34000 кгс
- центр тяжести пустого самолета (из формуляра)	17,8% САХ
- вес снаряжения	390 кгс
- экипаж 5 чел. (по 80 кгс)	400 кгс
- топливо (всего)	8000 кгс
- топливо в группе баков I, II, VI	2580 кгс
- топливо в группе баков III, IV, V	5420 кгс
- коммерческая загрузка	13040 кгс
- в том числе груз на дистанции:	
4,0 м	1600 кгс
6,75 м	2000 кгс
8,25 м	4400 кгс
13,8 м	4800 кгс
- бортпроводник и сопровождающие (всего 3 чел)	
- взлетный вес самолета	55830 кгс
- топливо, выработанное в полете	5600 кгс
- посадочный вес самолета	50230 кгс



Определяем вес снаряженного самолета: $34000 + 390 = 34390$ кгс.

Центровка снаряженного самолета: $17,8 - 0,6 = 17,2\%$ САХ.

На верхнем графике откладываем точку А (см. рис. 3. I6). Описанным выше способом получаем последовательно точки 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7. В правой колонке записываем соответствующие веса.

Далее, поскольку топливо в I, II, VI группах на центровку не влияет, учитываем только 5420 кгс топлива, которое откладываем на шкале "Топливо III, IV, V группы" (точка 8). На нижнем графике для взлетного веса 55830 кгс определяем центровку на взлете равной 21% САХ (точка Б). Для посадки центровка будет 19% САХ (точка В) после выработки топлива 5600 кгс (остаток топлива 2400 кгс).

3.2.7. Особенности определения центровки самолета

с полными баками

Определение центровки при эксплуатации самолетов с баками, установленными под полом грузовой кабины, производить так же как описано выше. Вес топлива, заправленного в баки переднего отсека под полом, следует отсчитывать по шкале "Топливо I подпольного отсека", вес топлива, заправленного в бак заднего отсека под полом, - по шкале "Топливо II подпольного отсека".

При расчете центровок самолетов с топливом в баках под полом необходимо учитывать следующее:

1. Расходование полного запаса топлива из баков под полом грузовой кабины смешает центровку в полете до 3,3% САХ назад. Расходование топлива из крыльевых топливных групп на задних центровках смешает центровку также назад. В связи с этим необходимо располагать грузы в самолете так, чтобы центровка на взлете при полностью заправленных баках не превышала 28% САХ.

2. Если взлетная центровка самолета с полностью заправленными баками, расположеными под полом, находится в пределах 22-27% САХ, расчет посадочных центровок можно не производить.

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

3.3. ПРЕДПЛЕТНЫЙ ОСМОТР САМОЛЕТА И ЕГО ОБОРУДОВАНИЯ ЭКИПАЖЕМ

Во время обслуживания самолета не допускается:

- а) ходить по обшивке самолета без специальной мягкой обуви или мягких матов;
- б) касаться обшивки самолета стремянками, заправочными средствами и аэродромным оборудованием во избежание повреждения обшивки самолета;
- в) класть инструмент на обшивку самолета;
- г) опробовать двигатели при наличии на земле перед воздушными винтами посторонних предметов (камней, кусков льда и т.д.), а также при наличии льда под колесами основных опор шасси;
- д) при опробовании двигателей находиться перед воздушными винтами на расстоянии менее 10 м и в плоскости их вращения;
- е) запускать и опробовать двигатели с направлением струи от воздушных винтов на здания, самолеты и т.д., находящиеся на расстоянии менее 50 м.

3.3.1. Преполетная подготовка самолета

бортмехаником

Перед предполетной подготовкой убедиться в наличии на борту удостоверения о годности самолета к полетам, свидетельства о его регистрации, получить бортжурнал, санитарный журнал и справку о работе материальной части. По нарядам и бортжурналам ознакомиться, какие работы выполнялись на самолете в процессе обслуживания.

Предварительные работы:

- убедиться, что возле самолета имеются противопожарные средства, под колесами основных опор шасси установлены колодки, зимой - со стяжками, самолет заземлен, слит отстой топлива через сливные краны групп баков;
- проверить, сняты ли заглушки и чехлы с самолета и двигателей.

ПРИМЕЧАНИЕ. Заглушки ПВД и входных каналов двигателей снимать непосредственно перед запуском двигателей;

- зимой убедиться в отсутствии льда, снега и инея на поверхностях самолета, воздушных винтах, воздухозаборниках двигателей, окнах кабины экипажа, узлах управления, подвеске элеронов, закрылках, рулях, триммерах, наружных антennaх, приемнике температуры воздуха, ПВД и прозрачном колпаке датчика астрокомпаса.

**Осмотр и проверка силовых установок и планера**

Самолет осматривается и проверяется, начиная с носовой части, в соответствии с маршрутом осмотра (рис. 3.17).

Носовая часть фюзеляжа. Проверить:

- нет ли повреждений обшивки (царапин, трещин, вмятин);
- состояние рамы и остекления фонаря кабины штурмана, надежно ли закреплен обтекатель антенны радиолокатора;
- состояние и чистоту остекления кабины экипажа и посадочной фары (передней);
- закрытие крышки нижнего аварийного люка по контрольному стержню на ней.

Передняя опора шасси и ниша. Открыть створку передней опоры шасси и убедиться в отсутствии течи масла в соединениях трубопроводов гидросистемы, из-под уплотнений амортизационной стойки.

Проверить обжатие амортизационной стойки. Видимая высота рабочей части штока в зависимости от центровки и взлетного веса самолета должна находиться в пределах 50–200 мм. Убедиться, что обжатие шин колес составляет 40–50 мм, при необходимости проверить по манометру давление в шинах, которое должно быть 5–5,5 кгс/см². Проверить внешнее состояние и надежность крепления концевых выключателей, а также убедиться в отсутствии внешних повреждений электропроводки, гидрошлангов и трубопроводов. После осмотра закрыть створки.

Левый борт фюзеляжа. Проверить:

- нет ли повреждений в обшивке (вмятин, царапин);
- состояние и чистоту остекления кабины экипажа и посадочной фары;
- внешнее состояние ПВД, ПД;
- туннель воздухо–воздушного радиатора – нет ли посторонних предметов;
- отсек ВСУ(нет ли подтеков топлива и масла, закрыты ли крышки отсека и сняты ли заглушки с газоотводящей трубы и заглушка с жалюзи заборника воздуха, легкость вращения ротора);
- визуально с земли закрытие аварийных люков.

Левая основная опора шасси и отсек. Проверить:

- нет ли подтекания масла из-под уплотнений штока амортизационной стойки, соединений трубопроводов, тормозной системы и из тормозов колес;
- обжатие амортизационной стойки. Видимая высота рабочей части штока должна быть 100–120 мм, а для веса 61 тс – 50–100 мм;
- чистоту шарнирных узлов тележки, трубопроводов гидравлической системы, колес шасси и отсутствие на них льда, обратив особое внимание на телескопическую тягу управления защелкой замка выпущенного положения;

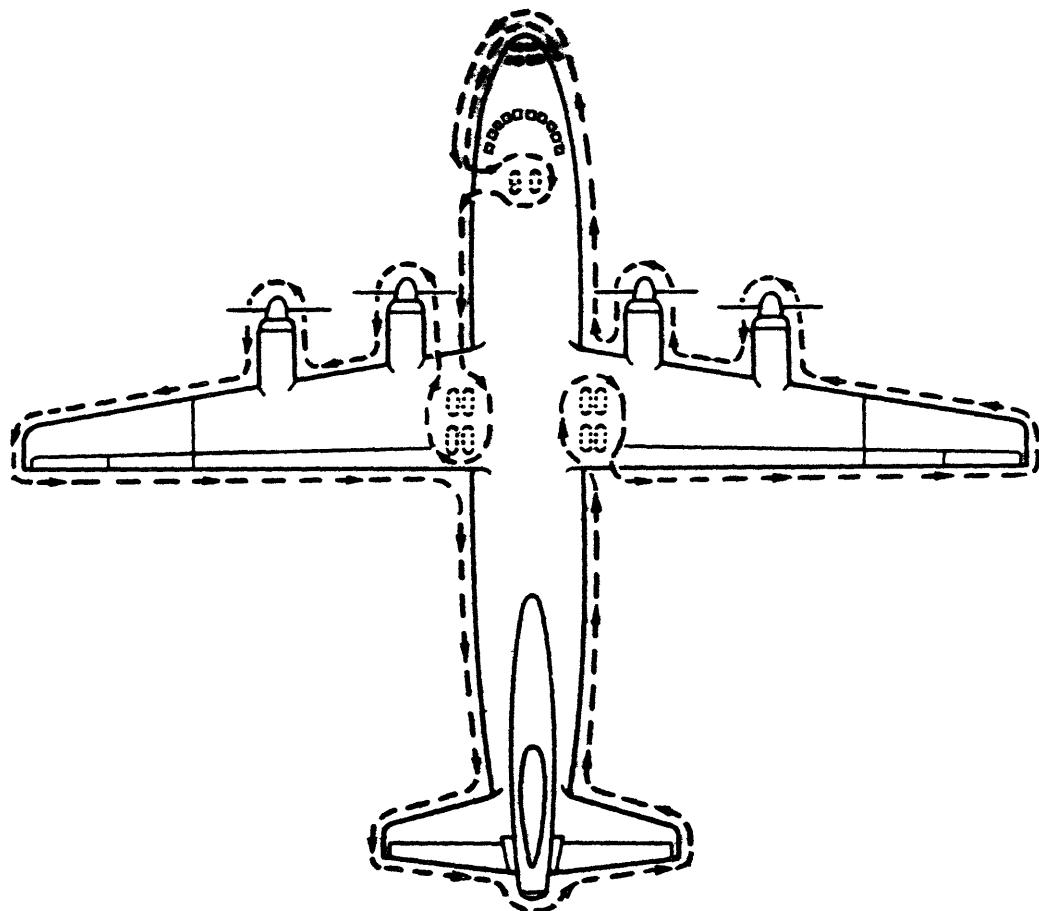


Рис. 3.17. Маршрут осмотра самолета.



- обжатие шин колес (должно составлять 50-70 мм). При необходимости проверить по манометру давление в шинах, которое должно быть 7,5 кгс/см²;
- состояние и чистоту замков выпущенного и убранного положений шасси, а также концевых выключателей и убедиться в отсутствии льда на них и внешних повреждений электропроводки;
- отсутствие течи масла по штокам цилиндров уборки и выпуска шасси, складывающегося подкоса, открытия и закрытия створок, а также в соединениях трубопроводов и агрегатов гидросистемы.

Двигатель № 2. Проверить:

- закрытие крышек капотов, убедиться в плотности их прилегания, а также в надежном закрытии всех замков и лючков;
- отсутствие течи топлива и масла из-под крышек капота, а также подтеков масла на воздушном винте и обтекателе;
- выводы дренажных трубопроводов топливной и масляной систем (отсутствие повреждений, загрязнений и закупорки льдом и снегом дренажных отверстий);
- лопасти винта установлены на $\varphi = 0^\circ$, обтекатель ртутки воздушного винта и противообледенители лопастей не имеют повреждений, воздушный винт легко прокручивается по ходу вращения.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВО ИЗБЕЖДЕНИЕ ПОВРЕЖДЕНИЯ ПРИВОДОВ СТАРТЕР-ГЕНЕРАТОРОВ ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПРОВОРАЧИВАТЬ ВИНТ ПРОТИВ НАПРАВЛЕНИЯ ЕГО ВРАЩЕНИЯ;

- убедиться, что силовая установка подогрета (при низких температурах).

Нижняя часть левого полукрыла. Проверить:

- состояние обшивки (нет ли повреждений) и надежность закрытия всех люков;
- отсутствие течи топлива по центроплану и отъемной части крыла в местах расположения топливных баков и насосов;
- чистоту отверстий дренажа топливной системы;
- отсутствие течи топлива через дренаж и сливные трубы контроля герметичности уплотнений приводов подкачивающих насосов;
- состояние закрылка, элерона, триммера, электростатических разрядников. Убедиться, что триммер элерона находится в нейтральном положении;
- состояние остекления АНО.

Двигатель № 1. Осмотр и проверку производить так же, как и двигателя № 2.

Хвостовая часть фюзеляжа. Убедиться в отсутствии повреждений (вмятин, трещин, царинг) на створках грузового люка, шлангоуте № 43, узле полвески хвостовой пяты, обшивке, остеклении АНО и проблесковых маяков. Проверить плотность прилегания створок грузового люка.

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Оперение. Убедиться, что обшивка оперения и электростатические разрядники на килях и стабилизаторе не имеют повреждений, на руле направления нет струбины, а тrimмеры руля высоты и руля направления находятся в нейтральном положении.

Правая сторона самолета. Осмотр выполняется в том же объеме, что и левой стороны; кроме того, убедиться в отсутствии самопроизвольного разряда огнетушителей по сигнальным дискам. Проверить зарядку кассет сигнальными ракетами.

Кабина экипажа. 1. Осмотреть кабину и проверить:

- чистоту кабины и убедиться в отсутствии в ней посторонних предметов;
- наличие и крепление на своих местах всего штатного оборудования, зарядку бортовых кислородных баллонов. Давление кислорода в баллонах должно быть в зависимости от температуры;
- наличие кислородных масок и комплектов кислородных приборов;
- чистоту остекления кабины;
- плотность прилегания боковых форточек и закрытие верхнего аварийного люка кабины.

2. Осмотреть приборные доски и пульты управления и убедиться, что:

- бортовые приборы не имеют повреждений, стрелки приборов находятся в исходном положении;
- барабанчики указателей РТМС установлены соответственно заправке топлива;
- выключатели, расположенные на приборных досках, выключены;
- краны переключения анероидно-мембранных приборов КВС и штурмана законтрены и находятся в положении "ЛЕВЫЙ БОРТ", кран резервной статики находится в положении "ВЫКЛЮЧЕНО";
- краны управлений основным и аварийным выпуском и уборкой шасси и закрылками - в нейтральном положении и законтрены;
- выключатели управления кранами останова двигателей - в положении "ОТКРЫТО";
- выключатели "ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ" выключены, законтрены и опломбированы;
- штурвал рулевого управления передней опорой - в утопленном положении;
- рули и аilerons застопорены;
- противообледенительная система и система наддува кабины отключены;
- кнопки КФЛ - в нейтральном положении;
- рукоятки управления кранами аварийной системы флагирования - в утопленном положении, законтрены и опломбированы;
- выключатели снятия винтов с упора - в положении "НА УПОРЕ", переключатели electromеханизмов створок маслорадиаторов - в нейтральном положении, главный выключатель противопожарной системы - в нейтральном положении.



3. После включения аэродромного источника электропитания убедиться в том, что:

- зеленые светосигнализаторы "ШАССИ ВЫПУЩЕНО" горят;
- светосигнализаторы "СТВОРКИ ЗАКРЫТЫ" горят;
- красные светосигнализаторы "ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ" горят;
- показания топливомера по суммарным шкалам и сумме показаний по группам соответствуют заправленному количеству топлива (при этом блоки автоматики расхода топлива должны быть включены);
- заправка маслобака каждого двигателя по показаниям масломеров соответствует продолжительности полета;
- система обогрева приемников воздушного и приемников статического давления исправна, светосигнализатор мигает;
- количество масла АМГ-10 в каждом из баков гидросистемы по показаниям масломеров в пределах 20-22 л (при полностью заряженных гидроаккумуляторах).

4. Проверить под напряжением работу и исправность:

- электромеханизмов створок маслорадиаторов в режимах автоматического и ручного управлений и соответствие указателей положению заслонок;
- электромеханизмов триммеров, сигнализацию их нейтрального положения;
- топливных насосов и их сигнализацию;
- электромеханизмов перекрывных кранов топлива и крана кольцевания;
- сигнализации противопожарной системы;
- СПУ на рабочем месте;
- светосигнализаторов убранных положения шасси при нажатой кнопке проверки на ШС-2В;
- светосигнализаторов "СТРУЖКА В ДВИГАТЕЛЕ" при нажатой кнопке проверки на средней панели приборной доски пилотов;
- светосигнализаторов "ФИЛЬР ТОНКОЙ ОЧИСТКИ ЗАСОРЕН" при нажатой кнопке проверки на средней панели приборной доски пилотов;
- светосигнализаторов минимального остатка масла при нажатой кнопке проверки на средней панели приборной доски пилотов;
- вибромашину ИВ-41.

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

5. По бортовому журналу убедиться в достаточном количестве пленки на приборе КЗ-63 для выполнения полета.

Прогреть и проверить систему МСРП в соответствии с рекомендациями подразд. 6.I4.

6. Перед полетами в ночных условиях проверить работу посадочных фар, исправность аэронавигационных огней, проблесковых маяков, подсвета двигателей, стабилизатора, а также освещение кабины экипажа и грузовой кабинны.

7. Через верхний люк в грузовой кабине подняться на крыло и осмотреть:

- состояние обшивки крыла, убедиться, нет ли повреждений, загрязнений, снега, льда; обратить особое внимание на чистоту щелей пластинчатых элеронов;
- состояние обшивки стабилизатора и киля, убедиться, нет ли снега, льда, следов перегрева (изменение цвета окраски и гофр) на носках киля и стабилизатора.

Если осуществлялась заправка топливом сверху, проконтролировать заправку и закрытие пробок заливных горловин.

Спуститься в грузовую кабину, закрыть и законтрить люк.

ПРИМЕЧАНИЕ. При техническом обслуживании после кратковременной стоянки работы по п.7 не производить, если на обшивке самолета нет снега и льда и самолет не заправлялся топливом сверху.

8. После загрузки самолета закрыть грузовой люк, входную дверь и убедиться, что аварийные люки надежно закрыты.

ПРИМЕЧАНИЕ. При загрузке самолета габаритными грузами, закрывающими доступ к люку в полу между шпангоутами № 25 и 27, по возможности предусматривать доступ к кранам выпуска шасси и закрытия створок (ГА-142 и ГА-140) через передний люк в полу грузовой кабинны, багажник и люк на стенке шпангоута № 25.

9. Произвести запуск двигателей и, при необходимости, опробовать их в соответствии с подразд. 6.I.

ПРИМЕЧАНИЕ. Во время прогрева и опробования двигателей экипаж совмещает проверку работоспособности систем в соответствии с разд. 6.



3.3.2. Предполетная подготовка самолета штурманом

1. Произвести внешний осмотр самолета и убедиться, что предохранительные колпачки с датчика астрокомпаса и визирной головки СП-1 сняты, НШД, ПВД и П-5 не имеют механических повреждений, остекление фонаря кабины чистое (трещины, царапины и другие механические повреждения отсутствуют).

2. Убедиться, что обтекатели антены радиолокатора и доплеровского измерителя закреплены, исправны и чисты, механические повреждения отсутствуют.

3. Убедиться, что заглушки с ЭКСП-39 сняты, а комплект ракет установлен в соответствии с обозначенными цветами.

4. Осмотреть штурманскую кабину и убедиться, что пульты управления, передние панели, кожухи блоков, приборы и ручки управления не имеют повреждений и закреплены.

5. Проверить наличие графиков девиации курсовой системы, КИ-13 и радиокомпасов; графиков к указателям скорости и таблиц аэродинамических поправок к высотомерам. Проверить соответствие номеров высотомеров указанным в таблицах.

6. Установить широту места вылета самолета на пульте управления курсовой системы.

Установить на нуль отметчик магнитного склонения на коррекционном механизме курсовой системы и на указателе штурмана (УШ).

ПРИМЕЧАНИЕ. Ввод магнитного склонения в полете производить только на коррекционном механизме. После доработки по бюллетеню № 336ДМ ввод магнитного склонения на НШП производить от УШ.

7. Проверить завод всех бортовых часов и установить точное время на часах.

8. Установить стрелки высотомера на нуль и проверить соответствие показаний шкаль барометрического давления высотомера давлению на аэродроме. Расхождение показаний у высотомеров ВД-10 должно быть не более $\pm 1,5$ мм рт.ст. при температурах 15-35°C, а при других температурах $\pm 2,5$ мм рт.ст. Производить согласование шкал высотомеров экипажу самолета запрещается.

9. Убедиться в наличии на борту электропитания 28,5 В; 115 В 400 Гц и 36 В 400 Гц.

10. Проверить присоединение шланга кислородного прибора КИ-24, открыть вентиль КВ-5, проверить давление кислорода ($8-10$ кгс/см²) и герметичность системы.

II. Включить электропитание курсовой системы и автопилота. Через 4-5 мин после включения установить переключатель рода работы в положение магнитной коррекции "МК" и согласовать курсовую систему на основном и резервном гироагрегатах. Показания курса на указателях пилотов и КМ не должны отличаться от показаний УШ более чем на $\pm 2^{\circ}$.

Проверить работоспособность курсовой системы в режимах "ПК" и "АК" на обоих гироагрегатах.

После предварительной начальной выставки курса курсовой системы на стоянке в режиме "МК" переключатель рода работы на пульте управления установить в положение "ПК".

12. В соответствии с разд. 6 проверить работоспособность:

- ДИСС. (НАС-1Б);
- радиотехнической системы ближней навигации;
- радиокомпасов;
- радиолокатора;
- астрокомпаса;
- НИ-50БМ;
- СП-1М;
- ТНВ-15;
- Курс МП-2 или СП-50(КРП, ГРП) и маркерный приемник МРП-56II;
- СОМ-64;
- СД-67.

После проверки систем установить органы управления в исходное положение.

13. После выполнения работ и осмотра оборудования согласно вышеприведенному перечню штурман докладывает КВС о готовности к полету.

3.3.3. Предполетная подготовка самолета бортрадистом

I. При внешнем осмотреadioоборудования убедиться, что:

- антенные устройства, расположенные снаружи фюзеляжа, исправны;
- щитки, пульты управления, кожухи и передние панели радиоаппаратуры, а также приборы не имеют механических повреждений и надежно закреплены;
- предохранители на панели переменного тока закреплены;
- антennaя проводка правильно и надежно подключена к проходным изоляторам и аппаратуре;
- телефоны и ларингофоны всех членов экипажа исправны;
- запломбированные ящики с запасными радиолампами, предохранителями и электролампами имеются в наличии;
- таблицы настройки радиостанций имеются;
- при выполнении полетов над морем или в северных широтах убедиться в наличии на борту аварийно-спасательной радиостанции;
- убедиться, что все автоматы защиты (АЗС и АЗР) включены.

2. Проверить зарядку аккумуляторных батарей поочередным подключением к бортсети каждого из аккумуляторов при всех включенных АЗС (напряжение должно быть не менее 23,5 В, нагрузка должна находиться в диапазоне 20-40 А).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ВКЛЮЧАТЬ АВАРИЙНОЕ ПИТАНИЕ ОТ АККУМУЛЯТОРОВ ПРИ НАХОДЯЩИМСЯ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЕМ "БОРТ - АЭРОДРОМ" В ПОЛОЖЕНИИ "АЭРОДРОМ" ПРИ ПОДКЛЮЧЕННОМ АЭРОДРОМНОМ ПИТАНИИ ПОСТОЯННОГО ТОКА ВО ИЗБЕЖАНИЕ ВОЗМОЖНОГО ПОДКЛЮЧЕНИЯ К АВАРИЙНОЙ ШИНЕ САМОЛЕТНЫХ АККУМУЛЯТОРОВ И АЭРОДРОМНЫХ ИСТОЧНИКОВ ОДНОВРЕМЕННО.

3. Проверить напряжение аэродромного источника электропитания. При напряжении 28,5-29 В подключить его к бортсети, включить выключатель кольцевания шин генераторов. После этого проверить работу радиооборудования под напряжением и исправность освещения своего рабочего места.

4. Перед ночных полетами проверить работу посадочных фар, исправность АНО, работу светосигнального маяка и подсвет двигателей.

5. Прогерить под нагрузкой работу основного и резервного преобразователей ПТ-1000Ц (ПТ-1500Ц) и преобразователей ПТ-200Ц авиагоризонта КВС (на самолете с БКК-18) и резервного авиагоризонта. Напряжение должно быть 34-38 В. При включении резервного преобразователя должен загореться светосигнализатор "ПТ-1000Ц РЕЗЕРВ" ("ВКЛ РЕЗЕРВ ПТ-1500" для самолетов с БКК-18).

6. Проверить работу преобразователя ПО-1500 (ПО-750). Напряжение должно быть 115 В (III-119 В).

7. Перед запуском двигателей убедиться, что ПТ-1000Ц включен и переключатель "ЗАПУСК ОТ ТГ-16 - ЗАПУСК ОТ АЭРОДРОМНОГО ИСТОЧНИКА" стоит в нужном положении.

8. В процессе запуска бортрадист наблюдает за показаниями вольтметров и амперметров на щите постоянного тока.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЕСЛИ НАПРЯЖЕНИЕ В ПРОЦЕССЕ ЗАПУСКА УСТОЙЧИВО ПАДАЕТ (БОЛЕЕ 3-4 с) НИЖЕ 16 В, НЕОБХОДИМО ПРЕКРАТИТЬ ЗАПУСК.

9. После запуска двигателей бортрадист обязан:

- отключить аэродромный источник питания и включить бортовые источники, проверить напряжение бортовой сети самолета при параллельной работе генераторов и аккумуляторов (напряжение должно быть 28,5 В);

- проверить напряжение на аварийнойшине от генераторов № 4 и 5;

- переключатели генераторов переменного тока поставить в положение проверки и проверить напряжение генераторов, которое должно быть 115 В. После этого подключить генераторы к бортсети;

- перед полетом в условиях возможного обледенения проверить вместе с наземным техническим составом исправность ПОС оперения, винтов и обтекателей.



3.3.4. Предполетная подготовка самолета вторым пилотом

1. Произвести внешний осмотр самолета по установленному маршруту.
2. Проследить за загрузкой, размещением и креплением груза в грузовой кабине и проверить правильность крепления элементов погрузочного оборудования, фиксацию кран-балки (при отсутствии в составе экипажа бортоператора).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ФИКСАЦИЯ КРАН-БАЛКИ НА СТЫКОВОЧНЫХ НАКЛАДКАХ РЕЛЬСОВ В РАЙОНЕ ШАНГОУТОВ № 23, 31 И 41.

- Проверить центровку и взлетный вес самолета.
3. Осмотреть свое рабочее место. Подогнать кресло и педали по своему росту.
 4. Произвести осмотр и проверку работы оборудования со своего рабочего места.
 5. Установить стрелки высотомера на нуль и проверить соответствие показаний шкалы барометрическому давлению на аэродроме. Расхождение показаний должно быть не более 1,5 мм рт.ст. при температурах 15-35°C, а при других температурах ±2,5 мм рт.ст. Продводить согласование шкал высотомеров экипажу самолета ЗАПРЕЩАЕТСЯ.
 6. Проверить положение выключателей на правой приборной доске и правом пульте:
 - выключатели регулировки температуры воздуха, управления закрылками, управления основным и аварийным выпуском шасси должны быть в нейтральном положении и закончены;
 - выключатели кранов останова двигателей - в положении "ОТКРЫТЫ" и закрыты крышкой;
 - остальные выключатели должны быть в положении "ВЫКЛЮЧЕНО".
 7. Убедиться, что манометры, индикаторы и вентили кислородного оборудования не имеют повреждений, кислородная маска исправна и находится на своем месте.
 8. После включения аэродромного питания проверить исправность приборов, электромеханизмов триммеров, сигнализацию их нейтрального положения и работу СПУ в режиме внутренней и внешней радиосвязи.
 9. На самолетах, доработанных блокировкой управления триммерами элеронов и руля направления, проверить исправность световой сигнализации включения и работоспособности блокировки управления триммерами элеронов и руля направления, для чего:
 - установить триммеры элеронов и руля направления в нейтральное положение по загоранию соответствующих светосигнализаторов;
 - включить автопилот (при загорании зеленого светосигнализатора автопилота "ВКЛЮЧЕН" должны загореться кнопки-лампы "ТРИММЕР ОТКЛЮЧЕН ЭЛЕРОН" и "ТРИММЕР ОТКЛЮЧЕН РН");
 - нажатием переключателей управления триммерами элерона и руля направления убедиться, что при включенном автопилоте блокируется ручное управление триммерами (горят светосигнализаторы их нейтрального положения);





- отключить автопилот (при этом кнопки-лампы "ТРИММЕР ОТКЛЮЧЕН ЭЛЕРОН" и "ТРИММЕР ОТКЛЮЧЕН РН" должны погаснуть).

Ю. Проверить обогрев ПВД, ППД, ДУА. При включенном обогреве светосигнализаторы должны гореть, при неисправном - мигать.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ОБОГРЕВ НА ЗЕМЛЕ ВКЛЮЧАТЬ НЕ БОЛЕЕ ЧЕМ НА 2 МИН.

Проверить исправность сигнализаторов обледенения РИО и СО, а после запуска двигателей - исправность обогрева воздухозаборников и ВНА, воздушных винтов, отбора воздуха от двигателей и ПОС крыла и системы обогрева ниш основных опор шасси.

Проверка системы обогрева ниш основных опор шасси выполняется в следующем порядке:

- установить переключатель "ОБОГРЕВ ОСНОВНОГО ШАССИ" в положение "ВКЛЮЧЕНО";
- по загоранию зеленого светосигнализатора "ОБОГРЕВ ШАССИ" (через 30-35 с после включения переключателя) убедиться в открытии запорного крана подачи воздуха в систему обогрева;
- установить переключатель "ОБОГРЕВ ОСНОВНОГО ШАССИ" в положение "ВЫКЛЮЧЕНО", при этом светосигнализатор "ОБОГРЕВ ШАССИ" должен погаснуть.

II. После выполнения всех работ второй пилот докладывает КВС о готовности самолета к полету.

3.3.5. Преполетная подготовка самолета

командиром воздушного судна

КВС должен принять доклады от второго пилота, штурмана, бортмеханика и бортрадиста о готовности самолета и его оборудования к полету, затем лично осмотреть самолет.

При этом необходимо выполнить следующее:

1. Планер и силовые установки. Осмотреть фюзеляж, крыло, оперение и силовые установки. Убедиться, что наружные поверхности элементов самолета не имеют повреждений и на них нет подтеков топлива и масла. Удостовериться, что люки и крышки на фюзеляже и капоты закрыты, приемники воздушных давлений, фары и антенны, элероны, закрылки, рули и триммеры не имеют внешних повреждений, триммеры находятся в нейтральном положении, заглушки и чехлы с ПВД, ППД и ДУА сняты.

Зимой убедиться, что снег, иней и лед удалены с поверхности самолета, окон кабин, лопастей винтов, воздухозаборников двигателей и с приемников воздушного давления.

2. Шасси. Убедиться, что обжатие шин колес нормальное, покрышки без повреждений, в соединениях тормозной системы нет подтеков, обжатие амортизационных стоек нормальное, уплотнения герметичны.

3. Грузовая кабина. Принять доклад второго пилота (бортоператора) о размещении груза, центре масс самолета и фактическом взлетном весе.

4. Кабина экипажа:

- а) осмотреть кабину экипажа и убедиться, что стекла фонаря чистые, без повреждений. Подогнать кресло и педали по своему росту. Педали должны быть отрегулированы так, чтобы при полном отклонении руля направления нога находилась в полусогнутом положении. Убедиться в наличии кислородной маски, проверить зарядку кислородной системы и исправность комплекта кислородного прибора;
- б) проверить установку в исходное положение органов управления, расположенных на приборной доске пилотов и левой бортовой панели;
- в) после включения аэродромного источника питания и преобразователей ПТ-1000Ц (ПТ-1500Ц) и ПТ-200Ц авиагоризонта КВС и резервного проверить:
- исправность авиагоризонтов, блока БКК-18 и указателей поворота;
 - исправность световой сигнализации и освещения своего рабочего места;
 - работоспособность СДУ в соответствии с указанием по ее включению и проверке;
 - работу СПУ в режимах внутренней и внешней радиосвязи;
 - работоспособность автопилота;
- г) убедиться, что штурвал управления триммером руля высоты и триммеры руля направления и элеронов стоят в нейтральном положении (горят белые светосигнализаторы);
- д) проверить сигнализацию шасси и убедиться, что все светосигнализаторы горят;
- е) расстопорить рули, при этом необходимо придерживать штурвал во избежание его резкого отклонения на себя, и проверить полное отклонение штурвала, элеронов и руля направления, а также правильность и соответствие отклонения элеронов, рулей и триммеров. Убедиться в отсутствии заезданий и тугого хода в управлении;
- ж) установить стрелки барометрического и электромеханического высотомеров на нуль, проверить соответствие показаний шкалы давления высотомера давлению на аэродроме. Расхождение показаний при температуре воздуха от 15°C до 35°C должно быть не более ±1,5 мм рт.ст., при других температурах - ±2,5 мм рт.ст. Производить согласование шкал высотомера экипажу самолета ЗАПРЕЩАЕТСЯ;
- з) включить ответчик СОМ-64, проверить его работоспособность. Переключатель режимов на пульте СО-63 установить в положение "023";
- и) принять доклад от экипажа о готовности к запуску двигателей. Включить проблесковые маяки.
- Произвести проверку по разделу Карты контрольной проверки "Перед запуском двигателей" и приступить к запуску двигателей;
- к) после запуска двигателей и включения основного преобразователя ПТ-1000Ц (ПТ-1500Ц) на бортсеть включить авиагоризонты и указатель поворота ЭУП;
- л) прогреть двигатели 5.. при необходимости, опробовать их в соответствии с подразд. 6.1.

З. Стр. 45

Окт 10/90 .

3.3.6. Предполетная подготовка самолета бортоператором

1. Произвести внешний осмотр грузолюка, порога шпангоута № 43 и убедиться в отсутствии видимых повреждений. Произвести осмотр входной стремянки и убедиться в отсутствии повреждений, наличия и исправности стопоров.

2. Осмотреть грузовую кабину и убедиться в отсутствии посторонних предметов и повреждений обшивки пола, в исправности узлов на полу для швартовки тросов. Убедиться, что опорный домкрат, колодки, грузовые трапы находятся в исходном положении и закреплены.

3. Проверить наличие и исправность швартовочного оборудования. Швартовочные тросы должны быть исправны, расконсервированы, не иметь порывов прядей. Крюки и замки должны быть исправны.

4. Проверить комплектность и работоспособность погрузочно-разгрузочного оборудования, для чего:

- произвести внешний осмотр лебедок ГЛ-1500, убедиться в отсутствии повреждений

ферм крепления и конструкции лебедок. Проверить исправность стопора лебедочного троса с крюком, работоспособность лебедок с помощью ручек ручного привода;

- при наличии наземного источника электропитания постоянным током (28,5 В) включить два АЗР "ГЛ-1500" и проверить работоспособность лебедок с пульта управления лебедками;

- расконтрить кран-балку. Проверить исправность троса, блоков, легкость передвижения ее по направляющим рельсам. Проверить работоспособность кран-балки, затем установить ее в исходное положение (шпангоуты № I4-I5) и законтрить.

5. В кабине сопровождающих убедиться в комплектности оборудования по описи и проверить исправность электроплитки, электрокипятильников, электропечи.

6. Произвести прием погрузочно-такелажного оборудования по описи, оформив соответствующий раздел бортжурнала и доложить бортмеханику о выполнении предполетной подготовки.

7. Произвести загрузку (разгрузку), управляя кран-балкой и лебедками ГЛ-1500, если это предусмотрено его "Технологией работы" в данном аэропорту.

Если самолет загружен, дополнительно проконтролировать загрузку, размещение, крепление груза и доложить об этом КВС.

При проведении предполетной подготовки в промежуточных аэропортах в течение одного летного дня производить только внешний осмотр самолета и контроль загрузки, размещение и крепление груза.



РАЗДЕЛ 4
ВЫПОЛНЕНИЕ
ПОЛЕТА



СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
4.1. ПОДГОТОВКА К ВЫРУЛИВАНИЮ И РУЛЕНИЕ	I
4.1.1. Подготовка к вырullиванию	I
4.1.2. Рулежка	I
4.2. ВЗЛЕТ	3
4.2.1. Подготовка к взлету	3
4.2.2. Выполнение взлета с тормозов	5
4.2.3. Взлет с кратковременной остановкой на ВПП	8
4.2.4. Взлет при боковом ветре	9
4.2.5. Взлет с предельно-передней и предельно-задней эксплуатационными центровками	10
4.3. НАБОР ВЫСОТЫ ЭКСПЛОННА	II/12
4.4. ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ ПО МАРШРУТУ	15
4.5. ПЛЮТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА В УСЛОВИЯХ БОЛТАНКИ И В ЗОНАХ ГРОЗОВОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ	21
4.6. СНИЖЕНИЕ С ВЫСОТЫ ЭКСПЛОННА	24
4.7. ЗАХОД НА ПОСАДКУ И ПОСАДКА	26
4.7.1. Заход на посадку	26
4.7.2. Посадка	28
4.7.3. Последовательные полеты по кругу	30
4.7.4. Определение длины пробега и посадочной дистанции самолета для различных условий посадки при $\delta_3=35^\circ$	31
4.7.5. Посадка при боковом ветре	31
4.7.6. Особенности захода на посадку в условиях сдвига ветра	35
4.7.7. Посадка самолета с предельно-передней и предельно-задней эксплуатационными центровками	36
4.7.8. Зарулевание на стоянку и остановка двигателей	37
4.7.9. Послеполетный осмотр самолета	38
4.8. УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ	39
4.9. ОСОБЕННОСТИ ПОЛЕТА НОЧЬЮ	40



4.10. ЗАХОД НА ПОСАДКУ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПОСАДОЧНЫХ СИСТЕМ	41
4.11. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА НА ГРУНТОВЫХ АЭРОДРО- МАХ	45
4.12. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА НА ГРУНТОВЫХ АЭРОДРО- МАХ С УПЛОТНЕННЫМ СНЕЖНЫМ ПОКРОВОМ	47
4.12.1. Эксплуатационные ограничения	47
4.12.2. Определение максимально допустимого взлетного веса.....	47
4.12.3. Руление.....	49
4.12.4. Взлет	50
4.12.5. Посадка	51
4.13. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА НА ВЫСОКОГОРНЫХ АЭРОД- РОМАХ И ПРИ ВЫСОКИХ ТЕМПЕРАТУРАХ ВОЗДУХА	52
4.14. ПОЛЕТ В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ	54
4.14.1. Общие указания	54
4.14.2. Взлет и набор высоты	54
4.14.3. Полет на эшелоне	57
4.14.4. Снижение, заход на посадку и посадка	59
4.14.5. Уход на второй круг.....	61
4.14.6. Учебные и тренировочные полеты	61
4.15. ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТОВ НА ВПП ОГРАНИЧЕННЫХ РАЗМЕРОВ	62
4.16. ОСОБЕННОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ В УСЛОВИЯХ ОГРАНИЧЕНИЯ ШУМА НА МЕСТНОСТИ.....	64
4.17. ОСОБЕННОСТИ ПИЛОТИРОВАНИЯ ПРИ ВИЗУАЛЬНОМ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ.....	67



4. I. ПОДГОТОВКА К ВЫРУЛИВАНИЮ И РУЛЕНИЮ

4. I. I. Подготовка к выруливанию

При температуре воздуха 5 °C и ниже при наличии тумана, снегопада, дождя или мороси после запуска двигателей и выхода их на режим ЗМГ (0° по УПРТ) включить обогрев ВНА и воздухозаборников, воздушных винтов двигателей.

Прогреть двигатели на режиме ЗМГ до температуры масла на входе 20 °C. При перерыве в работе двигателей более 5 ч прогрев производите не менее 5 мин.

Включить МСРП выключателем "РУЧНОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ ЛПМ" (или "ВКЛ НА ЗЕМЛЕ ЛПМ - ОТКЛ") или нажатием кнопки "ПРОВЕРКА ЛПМ". Вылет самолета с неисправной системой МСРП не разрешается.

Убедиться, что выключатели снятия винтов с упоров - в положении "СНЯТ С УПОРА".

Проверить давление в гидроаккумуляторах тормозов.

Включить КЗ-63.

При коэффициентах сцепления РД и ВШ менее 0,4 отключить автомат торможения колес.

Произвести проверку по разделу Карты контрольной проверки "Перед выруливанием".

Включить рулевое управление передней опорой шасси, для чего штурвальчик управления вытянуть полностью на себя, при этом должен загореться желтый светосигнализатор.

КВС одновременным нажатием на обе тормозные педали снять самолет со стояночного тормоза и дать экипажу команду "Выруливаем".

4. I. 2. Руление

Увеличить режим работы двигателей до необходимого для плавного страгивания самолета с места и выдерживать скорость руления на установленных режимах работы двигателей в зависимости от состояния РД, наличия препятствий и условий видимости.

При пониженных коэффициентах сцепления руление выполнять на минимальной скорости при работе внутренних двигателей на режимах 18–22° по УПРТ. При выполнении разворотов скорость руления должна быть уменьшена.

Температура масла на входе в двигатель при рулении на режимах до 30° по УПРТ с полностью открытymi створками маслорадиатора не должна превышать 100 °C, а время работы двигателя при этой температуре масла – 15 мин.

- ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:
1. ПРИ РУЛЕНИИ УСТАНАВЛИВАТЬ РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ ОТ ЗМГ ДО 16° ПО УПРТ ЗАПРЕЩАЕТСЯ, ТАК КАК В ЭТОМ СЛУЧАЕ НА ДВИГАТЕЛЕ ЗАКРЫВАЮТСЯ КЛАПАНЫ ПЕРЕПУСКА ВОЗДУХА ИЗ КОМПРЕССОРА, А ПЕРИОДИЧЕСКОЕ ОТКРЫТИЕ И ЗАКРЫТИЕ КЛАПАНОВ ПЕРЕПУСКА ВОЗДУХА МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К НЕУСТОЙЧИВОЙ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЯ.
 2. ПРИ РУЛЕНИИ И НА СТАРТЕ НЕПРЕРЫВНАЯ РАБОТА ДВИГАТЕЛЕЙ НА РЕЖИМЕ ЗМГ РАЗРЕШАЕТСЯ НЕ БОЛЕЕ 30 МИН.



Выдерживание направления и выполнение разворотов на рулении производить с помощью штурвальчика управления передними колесами. Поворот штурвальчика рекомендуется осуществлять импульсами.

В случае необходимости для выполнения разворотов, помимо управления передней опорой, могут быть использованы тормоза.

Разворачивать самолет вокруг неподвижной тележки основных опор массы не разрешается. Радиус разворота должен быть не менее 15 м. Пользоваться управлением передней опорой при отсутствии поступательного движения самолета ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

В процессе руления на прямых участках КВС должен проверить работу взлетно-посадочного управления передними колесами, работу основной и аварийной систем торможения и автоматов торможения колес плавным нажатием на педали, при этом оба светосигнализатора контроля работы автоматов торможения при наличии юза должны мигать. Для проверки аварийного торможения необходимо раздельно, а затем вместе плавно потянуть рукоятки аварийной системы на себя, не допуская резкого торможения колес, при этом штурвальчик рулевого управления должен быть в исходном положении.

Скорость руления вблизи препятствий должна быть минимальной и обеспечивать немедленную остановку самолета.

На прямых и свободных от препятствий участках скорость руления выбирается КВС с учетом условий, обеспечивающих безопасность движения самолета.

При рулении по оси РД (или ВПШ) с известным азимутом или на исполнительном старте произвести установку курса, для чего:

- а) переключатель на пульте управления "ОСН. - ЗАП." установить в положение "ОСН.>";
- б) переключателем на пульте управления "ЗАДАЧНИК КУРСА" установить значение магнитного (или истинного) азимута данной РД (или ВПШ) на шкале УШ-І.

После выполнения указанных операций курсовая система подготовлена к взлету.

Перед взлетом включить сигнализаторы обледенения РИО и СО, обогрев ПВД, ПШД, ДУА и статических отверстий за 1 мин до взлета при температуре 5°C и выше и за 3 мин - при температуре 5°C и ниже, а также при наличии атмосферных осадков (дождь, мокрый снег). При исправном обогреве светосигнализаторы должны гореть, при неисправном - мигать. При задержке на предварительном старте на 10 мин и более необходимо отключать обогрев ПВД, ПШД, ДУА для охлаждения с повторным включением за 3 мин до взлета.

Включить обогрев стекол на режим **"ОСЛАБЛЕНО"**.

Произвести проверку по разделу Карты контрольной проверки "На рулении".

4.2. ВЗЛЕТ

4.2.1. Подготовка к взлету

На предварительном старте

Прогреть двигатели до температуры входящего масла не ниже -40°C , после чего двигатели перевести РУД на режим $50+2^{\circ}$ по УПРТ для прогрева цилиндровых групп воздушных винтов.

ПРИМЕЧАНИЕ. В случае выполнения проверки работоспособности системы автоматического флюгирования по ИКМ, также при температуре воздуха 5°C и выше достаточно однократного перевода РУД на режим $50+2^{\circ}$ по УПРТ.

Произвести проверку работы системы автоматического флюгирования по измерителю крутящего момента (ИКМ) при первом в течение суток вылете самолета и при смене экипажа.

Проверку производить на двух симметрично работающих двигателях (сначала внешних, затем внутренних). Порядок проверки:

- а) установить РУД внешних двигателей на режим не ниже $62+2^{\circ}$ по УПРТ;
- б) убедиться, что переключатели снятия лопастей воздушного винта с упора стоят в положении "ВИНТ СНЯТ С УПОРА" и горят светосигнализаторы "ГОТОВНОСТЬ К ФЛЮГИРОВАНИЮ", "ВИНТ СНЯТ С УПОРА" и "РАСФЛЮГИРОВАНИЕ";
- в) включить соответствующие выключатели проверки автфлюгера по ИКМ;
- г) перевести рычаги управления внешних двигателей в положение ЗМГ. Исправность системы автоматического флюгирования по ИКМ контролируется по загоранию светосигнализаторов "ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ" и светосигнализаторов работы флюгернасосов и по погасанию светосигнализаторов "ГОТОВНОСТЬ К ФЛЮГИРОВАНИЮ" соответствующих двигателей. Загорание светосигнализаторов флюгернасосов показывает, что вступили в работу флюгернасосы и автоматы времени флюгирования. При этом лопасти воздушных винтов переходят на минимальный угол ($\varphi = 0^{\circ}$) и двигатель продолжает нормально работать на ЗМГ;
- д) прервать работу флюгернасосов путем вытягивания кнопок флюгирования, при этом должны погаснуть светосигнализаторы работы флюгернасосов и красные светосигнализаторы в кнопках флюгирования;
- е) отключить выключатели проверки системы автоматического флюгирования по ИКМ.

Убедиться, что гирокомpassные приборы включены (при температуре наружного воздуха до минус 30°C гирокомpassные приборы должны быть включены за 3 мин до взлета, а при температуре минус 30°C и ниже - за 6 мин до взлета).

Задатчик высоты радиовысотомера установить на значение 90 м.

Перед выруливанием на исполнительный старт по команде КВС выпустить закрылки во взлетное положение. Закрыть форточки.

ПРИМЕЧАНИЕ. Выпуск и уборку шасси и закрылок производит бортмеханик, а при отсутствии пульта бортмеханика - второй пилот.

Произвести проверку по разделу Карты контрольной проверки "На предварительном старте".

На исполнительном старте

1. Вырулив на ВШ, установить самолет по оси ВШ в направлении взлета.
2. Отключить рулевое управление колесами передней опоры шасси и убедиться, что желтый светосигнализатор погас.

Включить взлетно-посадочное управление колесами передней опоры шасси и убедиться, что загорелись зеленые светосигнализаторы взлетно-посадочного управления. Прорулить 5-10 м, поворачивая при этом утолщенный штурвальчик право-лево и работая одновременно педалями, отпустить штурвальчик и убедиться, что самолет управляемся от взлетно-посадочного управления. Включить автомат торможения колес, если он был отключен.

3. Проверить правильность показаний авиагоризонтов и работу системы посадки.
Включить передатчик радиолокатора.
4. КВС должен убедиться, что ручка стопорения рулей и элеронов установлена в положение "РАССТОПОРЕНО", а рули и элероны отклоняются нормально.
5. Переключатели снятия лопастей воздушного винта с упора установить в положение "ВИНТ НА УПОРЕ", при этом светосигнализаторы "ВИНТ СНЯТ С УПОРА" и "РАСФЛОТИРОВАНИЕ" должны погаснуть.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: I. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПРОИЗВОДИТЬ ВЗЛЕТ, ЕСЛИ:

- ВИНТЫ СНЯТЫ С ГИДРАВЛИЧЕСКОГО УПОРА;
- ОТКРЫТА КРЫШКА КОНТРОВКИ ВЫКЛЮЧАТЕЛЕЙ СНЯТИЯ ВИНТОВ С УПОРА;
- ГОРИТ ОДИН ИЗ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОРОВ "ВИНТ СНЯТ С УПОРА" ИЛИ "РАСФЛОТИРОВАНИЕ";
- ОБЕСТОЧЕНЫ ТОПЛИВОПОДКАЧИВАЮЩИЕ НАСОСЫ.

6. Перед взлетом КВС должен убедиться, что показания курса по указателям курсовой системы совпадают с направлением ВШ, а стрелки курсозадатчиков указателей УГР-4 установлены на магнитный курс ВШ. Переключатель режимов ответчика СОМ-64 установить в положение "УВД" или "РВС" (при полетах за рубежом).

7. Произвести проверку по разделу Карты контрольной проверки "На исполнительном старте".

8. Запросить разрешение на взлет. После получения разрешения КВС предупреждает экипаж о скорости принятия решения и дает команду о начале взлета.

- ПРИМЕЧАНИЕ. I. В случае задержки со взлетом или запрещения взлета перед уменьшением режима работы двигателей до ЗМГ необходимо первоначально снять винты с упора, а затем убрать РУД до ЗМГ.
2. На самолетах, оборудованных двухступенчатым обогревом стекол, включить электрообогрев стекол на режим "СЛАБО".



4.2.2. Выполнение взлета с тормозов

1. Взлет самолета следует производить на взлетном режиме двигателей ($98\text{--}105^{\circ}$ по УПРТ) независимо от взлетного веса. Работа двигателей на взлетном режиме разрешается до набора высоты круга.

2. Взлет выполняется с выпущенными закрылками. При взлете самолета с ВШ, имеющим искусственное покрытие, угол отклонения закрылок - 15° , при взлете с грунтовых и заснеженных аэродромов - 25° . Взлет с убранными закрылками ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

3. Удерживая самолет на тормозах, плавно, за 5-6 с, перевести РУД двух внешних, а затем двух внутренних двигателей на взлетный режим. Убедиться в нормальной работе двигателей, в готовности к автоматическому флюгированию (горят зеленые светосигнализаторы) и в отсутствии сигнализации расфлюгирования (не горят белые светосигнализаторы - по докладу бортмеханика). Плавно отпустить тормоза и начать разбег самолета.

ПРИМЕЧАНИЕ. При взлете с бетонной ВШ с коэффициентом сцепления менее 0,4 РУД внешних, а затем внутренних двигателей выводятся на режим $75\text{--}80^{\circ}$ по УПРТ. После плавного отпуска тормозов начать разбег с одновременным выводом РУД всех четырех двигателей на взлетный режим. При этом действия экипажа аналогичны описанным в подразд. 4.2.3, пп. 9 и 10.

4. При учебных и тренировочных полетах разрешается производить взлет на номинальном режиме двигателей. Взлетный вес самолета в этом случае не должен превышать 48 тс.

Если взлет самолета производится на номинальном режиме двигателей, то рекомендации по взлету остаются те же, что в п. 3, только вместо взлетного режима необходимо установить номинальный режим ($84\text{--}2^{\circ}$ по УПРТ).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В СЛУЧАЕ ОТКАЗА ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ ПРИ ВЗЛЕТЕ САМОЛЕТА НА НОМИНАЛЬНОМ РЕЖИМЕ И НЕОБХОДИМОСТИ ПРОДОЛЖЕНИЯ ВЗЛЕТА УВЕЛИЧИВАТЬ РЕЖИМ РАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ ДО ВЗЛЕТНОГО ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

5. На разбеге, вследствие реактивного момента воздушных винтов, самолет имеет стремление к развороту вправо, которое в начале разбега легко парируется взлетно-посадочным управлением передней опорой, а с увеличением скорости - рулем направления.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПАРИРОВАТЬ СТРЕМЛЕНИЕ САМОЛЕТА К РАЗВОРОТУ ИЗМЕНЕНИЕМ РЕЖИМА ДВИГАТЕЛЕЙ ЗАПРЕЩАЕТСЯ. В ПРОЦЕССЕ РАЗБЕГА НЕ ДОПУСКАТЬ ОТКЛОНЕНИЙ САМОЛЕТА ОТ ОСИ ВШ.

6. Если в процессе разбега самолет отклоняется от направления взлета и нет уверенности в своевременном исправлении направления движения самолета, КВС обязан прекратить взлет, для чего:

- полностью отклонить штурвал от себя;
- убрать рычаги управления всех четырех двигателей на ЗМГ;





- дать команду бортмеханику снять воздушные винты внутренних, а затем внешних двигателей с промежуточного упора;
- использовать тормоза, а в случае необходимости применить аварийное торможение;
- для предотвращения скатывания самолета с ВПП использовать рулевое управление передними колесами, при этом вращение штурвальчика управления должно быть плавным.

ПРИМЕЧАНИЕ. Если в процессе разбега был прекращен взлет, то после зарулевания на стоянку необходимо осмотреть лопатки турбин двигателей.

7. Разбег необходимо выполнять с прижатой передней опорой шасси, для чего штурвал должен быть отклонен "от себя".

Подъем передней опоры должен осуществляться плавно и начинаться за 10 км/ч до достижения скорости отрыва.

В табл. 4. I приведены скорости подъема передней опоры и скорости отрыва самолета при различных взлетных весах на бетонированной ВПП с выпущенными на 15° закрылками.

Таблица 4. I

Взлетный вес, тс	Скорость подъема передней опоры, км/ч	Скорость отрыва, км/ч
50	220	230
53	220	230
56	225	235
59	230	240
61	235	245

8. При отрыве передней опоры от ВПП происходит автоматическое отключение взлетно-посадочного управления передней опорой шасси, при этом зеленый светосигнализатор "ВКЛЮЧЕНО" должен погаснуть.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЕСЛИ ПОСЛЕ ВЗЛЕТА СВЕТОСИГНАЛИЗАТОР "ВКЛЮЧЕНО" НЕ ПОГАС, ТО ПОСЛЕ ОТРЫВА САМОЛЕТА ОТКЛЮЧИТЬ ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ПЕРЕДНЕЙ ОПОРЫ И УБРАТЬ ШАССИ. В ЭТОМ СЛУЧАЕ ПРИ ПОСАДКЕ РАЗРЕШАЕТСЯ ВКЛЮЧИТЬ ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ПЕРЕДНЕЙ ОПОРЫ, но только после касания земли передними колесами.



9. Уход самолета от земли должен быть плавным, без излишнего выдергивания, с постепенным увеличением скорости полета. При достижении скорости полета не менее 250-260 км/ч на высоте не менее 5 м по команде КВС бортмеханику убрать шасси и доложить об уборке.

10. На высоте не менее 120 м и при скорости полета 310 км/ч по команде КВС бортмеханику в три приема убрать закрылки и доложить об уборке.

При уборке закрылок самолет имеет стремление к опусканию носа, которое легко парируется небольшим взятием штурвала на себя.

В процессе уборки закрылок следить за нарастанием скорости. К концу уборки закрылок скорость должна быть не менее 330-340 км/ч.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ТЕМПЕРАТУРЕ ВОЗДУХА МИНУС 10 °С И НИЖЕ УВЕЛИЧИВАТЬ ВЫСОТУ НАЧАЛА УБОРКИ ЗАКРЫЛОК ПОСЛЕ ВЗЛЕТА, ИЗМЕРЕННУЮ ПО БАРОМЕТРИЧЕСКОМУ ВЫСОТОМЕРУ, НА 20 м. ЕСЛИ В ПРОЦЕССЕ УБОРКИ ЗАКРЫЛОК СРАБОТАЕТ СИГНАЛИЗАЦИЯ "ОПАСНАЯ ВЫСОТА", ПРЕКРАТИТЬ ИХ УБОРКУ, НАБРАТЬ УСТАНОВЛЕННУЮ ВЫСОТУ И УБРАТЬ ЗАКРЫЛКИ.

11. После уборки закрылок увеличить скорость полета до 350-340 км/ч, на высоте не ниже 200 м при скорости 350 км/ч выполнить первый разворот. На высоте не ниже 400 м плавно убрать РУД в положение $84\frac{1}{2}^0$ по УПРТ сначала внутренних, а затем внешних двигателей. Сбалансировать самолет триммерами и продолжать набор высоты.

12. После уборки шасси и закрылок бортмеханик, убедившись, что светосигнализатор "ВКЛЮЧЕНО" не горит, отключает взлетно-посадочное управление передней опорой, при этом должен погаснуть зеленый светосигнализатор "ПОДГОТОВЛЕНО".

13. После перевода РУД на номинальный режим включить отборы воздуха от двигателей на СКВ.

14. После достижения высоты полета 600 м бортрадист по команде КВС отключает АЗС-5 управления закрылками.

ПРИМЕЧАНИЕ. Резкий уход стрелок всех четырех указателей ИКМ на "0" (при отсутствии других признаков отказа двигателей) свидетельствует о нарушении электропитания комплекта ИКМ от основного трансформатора.

Для возобновления электропитания необходимо переключатель 2ПШ-250 на электрощитке радиста установить в положение "РЕЗЕРВНЫЙ".



4. Стр. 7
окт 10/90



4.2.3. Взлет с кратковременной остановкой на ВШ

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

Взлет с кратковременной остановкой применяется в целях экономии топлива и увеличения пропускной способности аэродромов.

2. Взлет с кратковременной остановкой на ВШ разрешается при условии, что фактический взлетный вес самолета меньше максимально допустимого взлетного, рассчитанного по параметрам D и R .

3. О взлете с кратковременной остановкой на ВШ КВС обязан проинформировать экипаж до вывода самолета на предварительный старт.

4. На предварительном старте, после выполнения экипажем всех необходимых технологических и контрольных операций КВС запрашивает разрешение вырулить на исполнительный старт.

5. Получив разрешение на вырулывание, КВС подает команду: "Вырулываем . Контроль по карте".

6. В процессе руления на исполнительный старт:

- бортрадисту убедиться в нормальной работе системы электроснабжения и доложить о готовности к взлету;

- второму пилоту включить обогрев ШД, ПВД, ДУА и убедиться в нормальной работе, включить сигнализаторы обледенения и доложить о готовности к взлету;

- КВС включить выключатель взлетно-посадочного управления передней опорой шасси, установить переключатель на пульте управления ответчиком в положение "УВД (PBS)" и проинформировать: "Режим УВД (PBS) установлен".

7. После выруливания на ВПП и установки самолета по оси ВПП экипажу выполнить все технологические и контрольные операции в соответствии с указаниями п. 4.2.1 и закончить контроль по "Карте контрольной проверки".

8. Получив доклады о готовности к взлету от всех членов экипажа, КВС докладывает: "Готов"; получив разрешение на взлет, подает команду "Взлетаем" и, отпустив тормоза, переводит за 5-6 с РУД всех двигателей во взлетное положение.

9. В процессе разбега самолета:

- бортмеханику контролировать параметры работы двигателей и в момент достижения ими взлетного режима доложить: "Режим взлетный";
- штурману вести отсчет скорости и при достижении 150 км/ч доложить: "Контрольная".

10. Если к моменту доклада "Контрольная" не поступил доклад бортмеханика "Режим взлетный", КВС обязан немедленно прекратить взлет, действуя в соответствии с указаниями подразд. 5.3.

ВНИМАНИЕ! ПРИ ВСТРЕЧНОЙ СОСТАВЛЯЮЩЕЙ СКОРОСТИ ВЕТРА 15 м/с И БОЛЕЕ ПРИМЕНЯТЬ ВЗЛЕТ С КРАТКОВРЕМЕННОЙ ОСТАНОВКОЙ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

II. Дальнейшие действия экипажа на взлете не отличаются от предусмотренных при взлете с тормозов (см.подразд.4.2.2).

4.2.4. Взлет при боковом ветре

Максимально допустимая скорость бокового ветра под углом 90° к оси ВПП при коэффициенте сцепления 0,55 и более – 15 м/с, при коэффициенте сцепления менее 0,55 – в соответствии с рис. 2.2.

При угле между направлением ветра и осью ВПП, отличном от 90°, боковая составляющая скорости ветра определяется по графику на рис. 3.2.

В первой половине разбега прямолинейность движения самолета необходимо выдерживать управляемой передней опорой с последующим отклонением элеронов и руля направления с таким расчетом, чтобы отрыв самолета происходил без крена, при необходимости следует использовать и тормоза. На разбеге, до устойчивого движения самолета по курсу, переднюю опору не поднимать. Подъем передней опоры производить непосредственно перед отрывом самолета, не допуская повторного касания колесами шасси о ВПП. Навигование сноса после отрыва самолета от ВПП производить изменением курса на угол сноса.



4.2.5. Взлет с предельно-передней и предельно-задней
эксплуатационными центровками

1. При взлете с предельно-передней эксплуатационной центровкой длина разбега и скорость отрыва самолета несколько увеличиваются, так как подъем передней опоры требует больших усилий и скорости. Для облегчения взлета триммер руля высоты необходимо установить на I-2 деления "на себя". После отрыва самолет имеет стремление к опусканию носа, которое парируется взятием штурвала на себя.

2. При взлете с предельно-задней эксплуатационной центровкой самолет легче поднимает нос. Перед взлетом необходимо триммер руля высоты установить на I-2 деления "от себя". После отрыва самолет имеет стремление увеличить угол тангажа, которое парируется отжатием штурвала от себя.

An-12
РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

4.3. НАБОР ВЫСОТЫ ЭШЕЛОНА

1. Набор высоты заданного эшелона от высоты круга производится на номинальном режиме работы двигателей.

Примечание. Применение взлетного режима на высоте более высоты круга не допускается, кроме случаев, когда применение взлетного режима вызывается необходимостью обеспечения безопасности полета. При этом время непрерывной работы двигателя на взлетном режиме не должно превышать 15 мин.

2. Во всех маршрутных полетах (кроме полета на достижение практического потолка) выдерживать следующие постоянные скорости набора:

- | | |
|------------------------------|-------------|
| – при взлетном весе до 56 тс | – 360 км/ч; |
| – при взлетном весе 57–61 тс | – 370 км/ч |

3. В полете на практический потолок, в зависимости от взлетного веса, до высоты 6000 м выдерживать следующие скорости набора высоты:

- | | |
|------------------------------|-------------|
| – при взлетном весе 54 тс | – 350 км/ч; |
| – при взлетном весе до 56 тс | – 360 км/ч; |
| – при взлетном весе 57–61 тс | – 370 км/ч. |

При дальнейшем наборе высоты скорость уменьшать на 10 км/ч на каждые 1000 м.

Практические потолки и максимальные высоты полета самолета при всех работающих двигателях в зависимости от взлетного веса и температуры воздуха приведены соответственно на рис. 4.1 и 4.1а, а практический потолок при двух работающих двигателях приведен на рис. 4.1б.

Полеты самолета должны выполняться на высотах ниже практического потолка не менее чем на 500 м.

4. В полете на высоте более 4000 м кислородные маски КВС и второго пилота должны находиться в положении, готовому к немедленному их использованию.

5. В табл. 4.2 приведены данные о пройденном расстоянии и расходе топлива за время взлета и набора высоты на номинальном режиме работы двигателей при стандартной температуре воздуха для взлетного веса 46, 51, 54, 56, 58 и 61 тс.

В первой строке таблицы для высоты 500 м указаны продолжительность и расход топлива для взлета, разгона и разворота на курс следования. Продолжительность 2.0 мин получена как средняя величина из статистики рейсовых полетов.

6. На высоте перехода по команде КВС второй пилот и штурман устанавливают на высотомерах давление 760 мм рт. ст. и докладывают высоту. КВС в прямолинейном полете передает управление второму пилоту и устанавливает на высотомере давление 760 мм рт. ст. и докладывает высоту по СПУ. Бортмеханик обязан сверить показания давления и высоты всех высотомеров и доложить результаты.

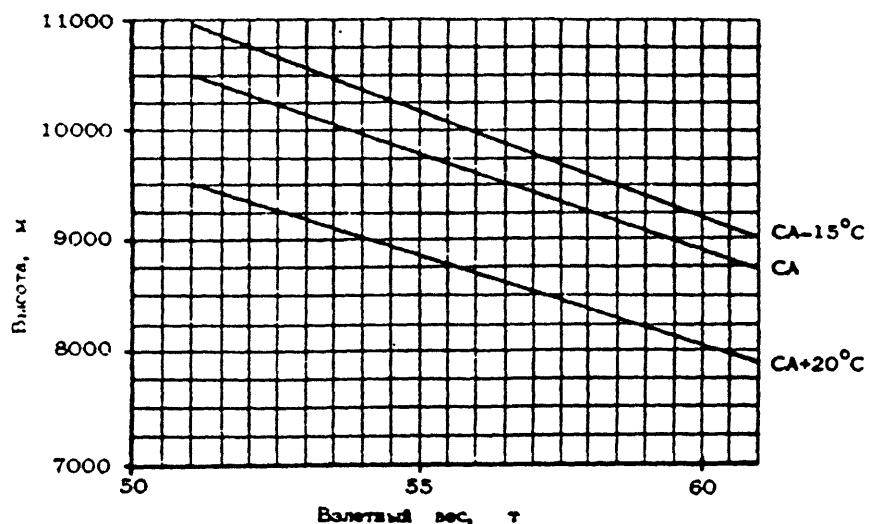


Рис. 4.1. Практические потолки.

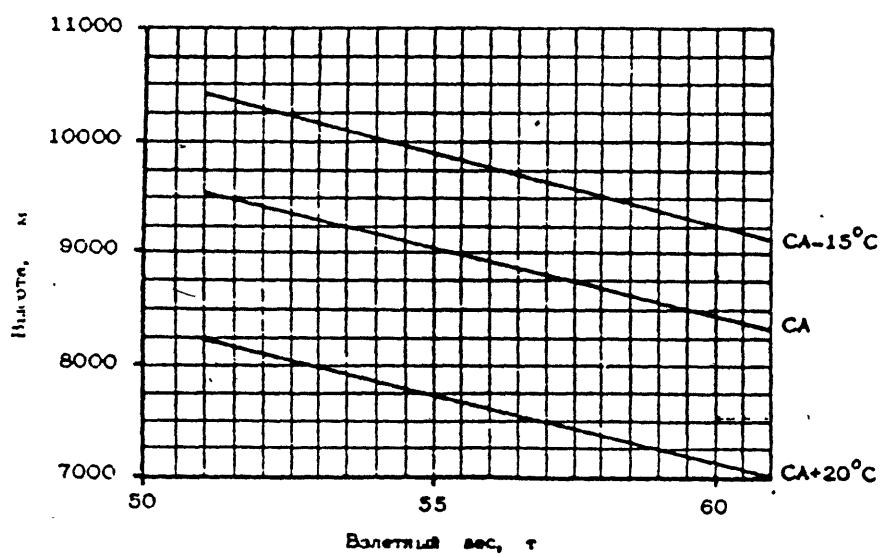


Рис. 4.1а. Максимальные высоты полета.

Работают два двигателя на номинальном режиме.
Винты неработающих двигателей зафлюгированы.

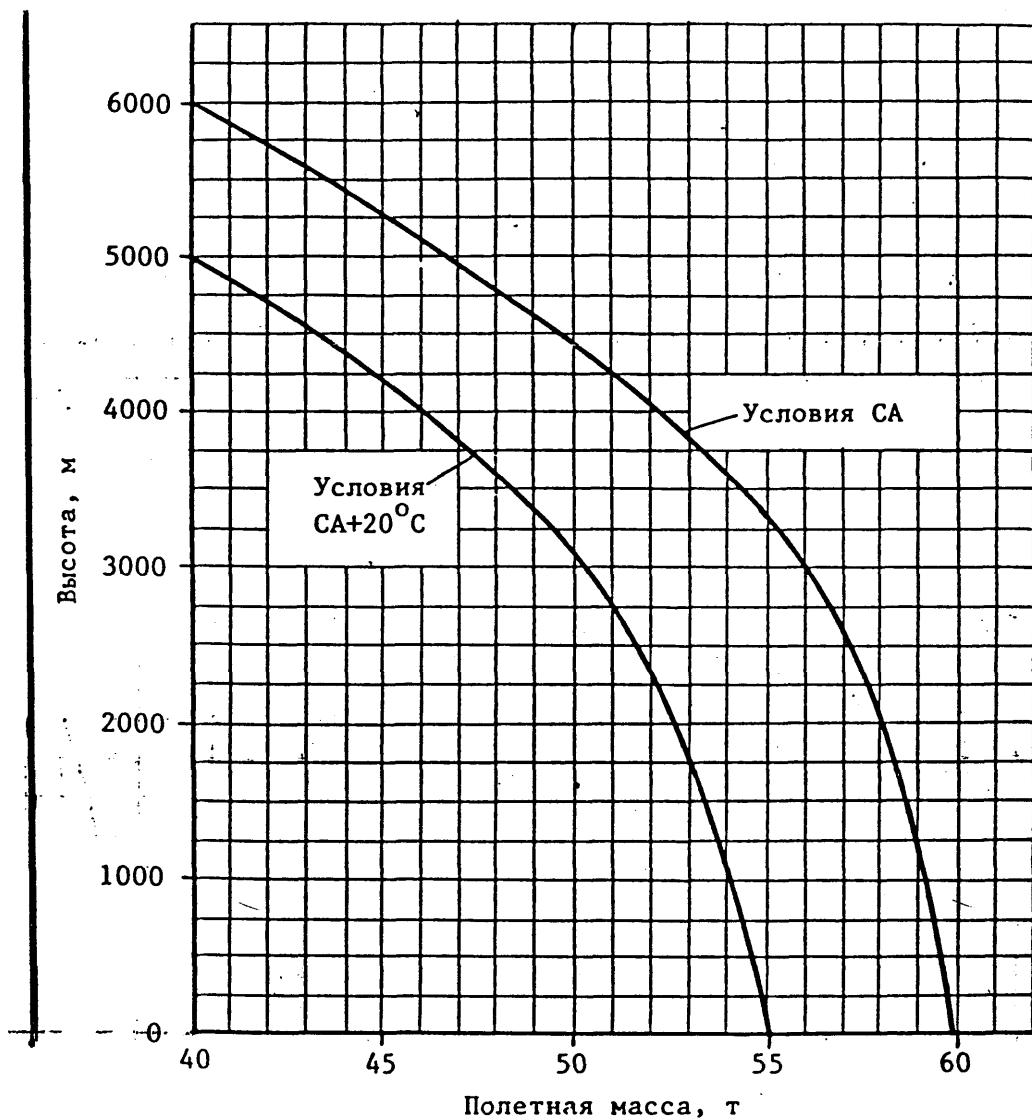


Рис. 4.1в. Практический потолок при двух работающих двигателях



Таблица 4.2

Характеристики набора высоты (двигатели работают на номинальном режиме, условия СА)

Высота, м	Взлетный вес, тс																	
	46			51			54			56			58			61		
	Расход топ- лива, кг	Путь, км	Время, мин	Расход топ- лива, кг	Путь, км	Время, мин	Расход топ- лива, кг	Путь, км	Время, мин	Расход топ- лива, кг	Путь, км	Время, мин	Расход топ- лива, кг	Путь, км	Время, мин	Расход топ- лива, кг	Путь, км	Время, мин
500	I60	-	2,0															
900	200	9	3,3	210	9	3,8	220	9	4,1	230	9	4,2	240	9	4,5	250	9	4,6
I200	234	I2	4,1	240	I2	4,2	254	I2	4,5	266	I2	4,7	279	I2	4,9	292	I5	5,2
I500	248	I5	4,5	270	I5	4,6	288	I5	5,0	302	I5	5,1	318	I5	5,5	334	I1	5,7
I800	272	I8	4,9	300	I8	5,0	322	I8	5,5	338	I8	5,7	357	I8	6,0	376	I2	6,3
2100	298	I1	5,3	330	I1	5,4	356	I1	6,0	372	I1	6,2	393	I1	6,6	415	I3	6,9
2400	322	I2	5,7	360	I2	5,8	390	I2	6,6	408	I2	6,8	432	I2	6,8	456	I3	7,6
2700	346	I2	6,1	390	I2	6,3	424	I2	7,1	444	I2	7,4	471	I2	7,9	498	I5	8,2
3000	370	I3	6,6	420	I3	6,8	460	I3	7,7	480	I3	8,1	510	I3	8,6	540	I5	9,0
3300	394	I3	7,1	450	I3	7,3	493	I3	8,4	516	I3	8,7	549	I3	9,3	585	I6	9,7
3600	418	I3	7,6	480	I3	7,9	526	I3	9,0	552	I3	9,4	588	I3	10,0	630	I6	10,5
3900	442	I3	8,1	510	I3	8,5	559	I3	9,8	588	I3	10,2	627	I3	10,9	675	I6	11,5
4200	466	I3	8,7	543	I3	9,1	595	I3	10,4	627	I3	10,9	669	I3	11,6	722	I7	12,5
4500	490	I4	9,2	576	I4	9,8	631	I4	11,2	666	I4	11,7	711	I4	12,5	770	I8	13,4
4800	514	I5	9,8	609	I5	10,5	667	I5	12,0	705	I5	12,5	753	I5	13,3	818	I9	14,5
5100	538	I5	10,5	642	I5	11,2	703	I5	12,8	743	I5	13,4	795	I5	14,2	866	I10	15,5
5400	565	I6	II, I	675	I6	I2, 0	745	I6	I3, 7	783	I6	I4, 2	840	I6	I5, I	923	I13	I6, 7
5700	592	I6	II, 8	708	I6	I2, 9	787	I6	I4, 5	822	I6	I5, I	885	I6	I6, 0	980	I12	I7, 7
6000	620	I7	I2, 4	740	I7	I4, 0	830	I7	I5, 5	860	I7	I6, 0	930	I7	I7, 0	I040	I130	I9, 0
6300	650	I7	I3, I	776	I7	I4, 8	875	I7	I6, 4	920	I7	I7, 5	I002	I7	I8, 8	I133	I145	I2, I
6600	680	I8	I3, 9	812	I8	I5, 8	920	I8	I7, 3	980	I8	I9, 0	I074	I8	I20, 6	I226	I160	I23, 2
6900	710	I8	I4, 5	848	I8	I7, 0	965	I8	I8, 2	I040	I8	I9, 3	I146	I8	I22, 4	I3I9	I75	I25, 3
7200	743	I9	I5, 3	899	I9	I8, 2	I035	I9	I9, 7	I121	I9	I10, 0	I236	I9	I24, 8	I448	I202	I28, 0
7500	786	I10	I6, 0	950	I10	I9, 4	I105	I10	I11, 2	I202	I10	I12, 0	I326	I10	I27, 2	I577	I229	I30, 7
7800	819	I10	I6, 8	I00I	I10	I20, 6	I175	I10	I22, 7	I283	I10	I25, 6	I416	I10	I29, 6	I706	I253	I34, 0
8100	852	I12	I7, 3	I052	I15	I21, 8	I245	I15	I24, 5	I375	I20	I28, 3	I510	I20	I32, 0	I835	I285	I38, 0
8600	927	I32	I9, 8	I172	I85	I25, 3	I405	I20	I29, 5	I610	I20	I34, 8	-	-	-	-	-	-
9100	I002	I55	I22, 3	I292	I215	I28, 8	I565	I20	I35, 0	I850	I25	I42, 0	-	-	-	-	-	-
9600	I162	200	I26, 3	I532	295	I37, 4	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
I0100	I332	250	I31, 0	I798	375	I46, 0	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-



4.4. ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ ПО МАРШРУТУ

Набрав заданную высоту эшелона, не изменяя режима работы двигателей, перевести самолет в горизонтальный полет.

Установить режим работы двигателей, необходимый для горизонтального полета, но не выше 0,85 номинального (72° по УПРТ).

Применение взлетного и номинального режимов на эшелоне не допускается, кроме случаев, когда применение указанных режимов вызывается необходимостью обеспечения безопасности полета (обход грозового фронта, условия обледенения, высокие температуры воздуха, отказ двигателя, обильные осадки). При этом время непрерывной работы двигателя на взлетном режиме не должно превышать 15 мин, на номинальном режиме – без ограничения.

При отказе двигателя в полете над горами разрешается продолжать полет с работающими на взлетном режиме двигателями без ограничения по времени. При появлении возможности необходимо снизить режим работы двигателей до номинального или ниже.

Режимы горизонтального полета на высотах от 6000 до 9100 м при стандартной температуре воздуха для полетных весов 50, 55 и 60 тс приведены в табл. 4.3.

Режим наибольшей продолжительности полета. Этот режим ограничен наименьшей допустимой скоростью горизонтального полета. Часовой расход топлива на этом режиме наименьший из возможных, поэтому он рекомендуется для полетов в зоне ожидания и при восстановлении ориентировки.

Режим наибольшей дальности полета. На этом режиме километровый расход топлива наименьший из возможных для данной высоты и полетного веса; с определенным запасом топлива на этом режиме в штиль самолет может пролететь наибольшее расстояние.

Режим 0,85 номинального (72° по УПРТ). На этом режиме рассчитаны эксплуатационные нормативы самолета (скорость для расписания движения самолетов, норма расхода топлива, предельная коммерческая нагрузка, себестоимость перевозок и др.).

Номинальный режим ($84+2^{\circ}$ по УПРТ). Это режим наибольшей скорости горизонтального полета. Продолжительность непрерывной работы двигателей на этом режиме не ограничена в пределах ресурса (см. табл. 6.1.1) и рекомендуется пользоваться им при необходимости в случаях: обледенения, при высокой температуре воздуха, во время обхода грозы в верхом и т.д.

Скорость полета и расход топлива на всех других режимах, с другими полетными весами и на других высотах и при температурах воздуха выше стандартных следует определять по крейсерскому графику (рис. 4.1б. для двигателей АИ-20К).

При подходе к рубежу начала снижения с эшелона подготовиться к снижению и произвести проверку по разделу Карты контрольной проверки "Перед снижением с эшелона".



Таблица 4.3

Характеристики горизонтального полета в условиях СА

Полетный вес, тс	Высота, м	Режимы работы двигателей											
		наибольшей продолжительности			наибольшей дальности			0,85 номинального			номинальный		
		V _{пр.} , км/ч	V _{ист.} , км/ч	Q, т/ч	V _{пр.} , км/ч	V _{ист.} , км/ч	Q, т/ч	V _{пр.} , км/ч	V _{ист.} , км/ч	Q, т/ч	V _{пр.} , км/ч	V _{ист.} , км/ч	Q, т/ч
60	8600	340	518	1,78	-	-	-	335	507	1,77	375	571	1,96
	8100	340	503	1,77	398	584	1,99	356	526	1,84	398	584	2,07
	7800	340	494	1,77	400	578	2,00	372	539	1,92	411	592	2,14
	7500	340	487	1,77	402	572	2,02	386	550	1,98	423	599	2,20
	7200	340	480	1,78	403	567	2,05	399	560	2,04	434	606	2,27
	6900	340	472	1,78	407	562	2,07	410	565	2,10	445	611	2,34
	6600	340	463	1,79	411	557	2,09	421	570	2,16	455	615	2,40
	6300	340	456	1,81	415	553	2,12	430	572	2,22	464	617	2,47
	6000	340	449	1,82	420	550	2,15	438	575	2,27	473	618	2,54
	9100	340	531	1,66	374	582	1,81	342	534	1,66	376	586	1,85
55	8600	340	518	1,64	379	573	1,83	363	549	1,76	395	597	1,97
	8100	340	503	1,65	385	566	1,85	383	563	1,87	414	608	2,08
	7800	340	494	1,66	388	561	1,87	394	570	1,93	425	614	2,15
	7500	340	487	1,67	392	557	1,88	405	576	1,99	436	619	2,21
	7200	340	480	1,69	395	553	1,90	415	581	2,04	447	624	2,28
	6900	340	472	1,70	399	549	1,92	425	585	2,10	456	627	2,35
	6600	340	463	1,70	403	545	1,94	434	588	2,17	465	629	2,41
	6300	340	456	1,71	407	541	1,97	443	589	2,22	474	630	2,48
	6000	340	449	1,73	410	537	2,00	451	590	2,28	482	630	2,55
	9100	340	531	1,54	363	567	1,66	364	567	1,67	394	608	1,86
50	8600	340	518	1,55	369	559	1,68	381	576	1,77	408	615	1,98
	8100	340	503	1,56	375	551	1,71	399	585	1,88	424	622	2,09
	7800	340	494	1,57	378	547	1,73	409	590	1,94	434	626	2,16
	7500	340	487	1,58	381	543	1,75	419	594	2,00	444	629	2,22
	7200	340	480	1,60	384	538	1,77	428	598	2,05	454	632	2,29
	6900	340	472	1,60	388	534	1,79	436	599	2,12	463	634	2,36
	6600	340	463	1,61	391	530	1,80	443	600	2,18	472	636	2,42
	6300	340	456	1,63	396	527	1,84	451	600	2,23	480	637	2,49
	6000	340	449	1,65	400	523	1,86	459	601	2,29	487	637	2,56

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. Все данные указаны для самолета с двигателями АИ-20М при нормальной регулировке. Для самолета с двигателями АИ-20К часовой расход Q необходимо увеличить на 5,2 %).

2. Аэродинамическая поправка (для ПД-1) к указателю скорости принята равной:

- для скорости 300 км/ч минус 6 км/ч
- для скорости 550 км/ч минус 15 км/ч



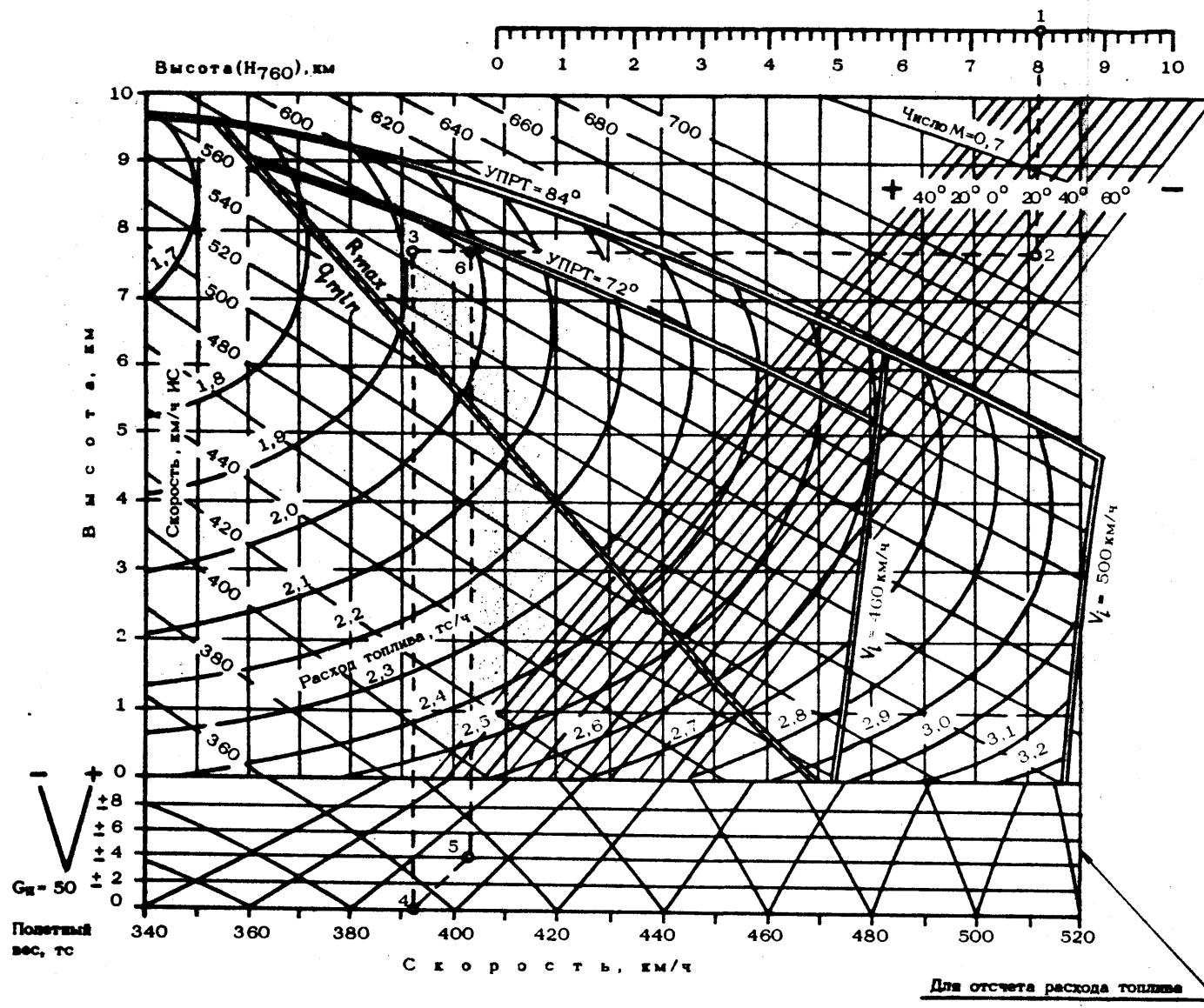


Рис. 4.16. График крейсерских режимов.

Режимы горизонтального полета

Схема решения

Определить:

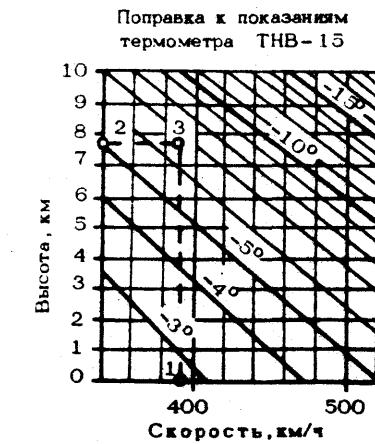
1) V при заданных H_{760}, t_n и V_{ic}
 $V = 392 \text{ км/ч}$

2) V_{ic} при заданных H_{760}, t_n и V
 $V_{ic} = 566 \text{ км/ч}$

3) Часовой расход топлива Q при заданных H_{760}, t_n, V и G_p
 $Q = 2000 \text{ кгс/ч}$

4) Часовой расход топлива Q и V при заданных H_{760}, t_n, V_{ic} и G_p
 $Q = 2000 \text{ кгс/ч}$
 $V = 392 \text{ км/ч}$

5) Километровый расход топлива q
 $q = \frac{2000}{566} = 3,53 \text{ кгс/км}$



ПРИМЕЧАНИЕ. Часовые расходы на графике приведены с запасом до 5.2%.



4.5. ПИЛОТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА В УСЛОВИЯХ БОЛТАНКИ

Л В ЗОНАХ ГРОЗОВОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

Для обеспечения безопасности полетов в условиях болтанки и в зонах грозовой деятельности КВС должен руководствоваться следующим:

1. Категорически запрещается вход в мощную кучевую и грозовую облачность.

В целях исключения возможности потери управления при внезапном воздействии воздушных порывов экипаж обязан в течение всего полета находиться с застегнутыми привязными ремнями.

2. При попадании самолета в зону болтанки при ясном небе или грозовой деятельности скорость полета должна быть 400–440 км/ч.

Набор высоты в зоне сильной болтанки производить не рекомендуется (особенно на высоте 8000 м и более).

В случае необходимости набор высоты для полета над облаками следует выполнять заблаговременно, до подхода к облакам и попадания в зону сильной болтанки, при этом скорость при наборе высоты должна быть не менее 380 км/ч.

В случае необходимости разрешается увеличивать режим работы двигателей до взлетного (не более 15 мин) для сохранения указанной скорости.

При попадании самолета в зону сильной болтанки необходимо оценить метеообстановку и вывести самолет из зоны болтанки, изменив направление или высоту полета по согласованию с диспетчером.

3. Пересекать зону грозовой деятельности в полете над облачностью, когда верхняя кромка облаков находится на уровне эшелона или менее 500 м от предельно допустимой высоты полета при максимальном полетном весе, запрещается. Полет самолета должен производиться на высоте не менее 500 м над верхней границей грозовых облаков.

При полете на предельно допустимой по полетному весу высоте фронтальную облачность с грозовыми очагами пересекать в том месте, где расстояние между границами засветок на экране бортового локатора не менее 50 км.

Во всех остальных случаях обходить зоны грозовой деятельности стороной, не пересекая их и пользуясь для обнаружения этих зон радиолокатором. При обходе расстояние до любого обнаруженного на экране радиолокатора очага грозовой деятельности должно быть не менее 15 км.

При изменении курса полета крен самолета должен быть не более 15° , а скорость не менее 400 км/ч.

При визуальном полете, когда на данном эшелоне в зоне фронта располагаются отдельные вершины кучево-дождевых облаков, обход их вершин разрешается выполнять на удалении не менее 10 км от границ облака.

4. При выполнении полета вблизи зоны грозовой деятельности радиолокационную станцию

включить в режим кругового обзора и определить расстояние между очагами гроз не ближе 15 км от ближней границы засветки.

5. Если невозможно выполнить обход очагов грозовой деятельности указанными выше методами, то необходимо возвратиться на аэродром вылета или на близлежащий аэродром.

6. Развороты с набором высоты производить запрещается. Не допускаются резкие движения рулями, особенно рулем высоты.

7. Во всех случаях попадания самолета в зону сильной болтанки не следует стремиться к точному выдерживанию исходного режима по высоте и скорости; выполнять полет следует с полузараженным управлением, по средним показаниям авиагоризонта, не допуская резких кренов, кабрирования и резких движений штурвалом.

8. При резком броске и увеличении высоты полета, вызванном мощным восходящим порывом, не допускать уменьшения скорости и не уменьшать режим работы двигателей.

В случае интенсивного подъема самолета с одновременным переходом на пикирование, вызванного восходящим потоком большой протяженности, необходимо удерживать самолет в исходном режиме, не препятствовать подъему самолета и не переводить самолет в режим еще большего пикирования.

При этом следует внимательно следить за показаниями числа M и указателя скорости, не допуская выхода самолета за ограничения по числу M и скорости.

При интенсивном снижении самолета, вызванном мощным нисходящим потоком, необходимо удерживать самолет в исходном режиме, не препятствовать снижению путем перевода на кабрирование, следить за скоростью, не допуская большого отклонения от скорости исходного режима.

9. Если при полете в облачности самолет вынужден пересекать зону грозовой деятельности (что не исключается на снижении), необходимо:

– определить на экране радиолокатора очаги гроз (очаги гроз на экране радиолокатора выделяются от наземных ориентиров характерной тенью по границе очага и при повороте антенн мало изменяются; кроме того, на расстоянии 50–100 км от очага грозы будут иметь место радиопомехи);

- на расстоянии не менее 100 км от очагов грозы выбрать место прохода, при этом проход между очагами гроз допускается, между границами засветок на экране бортового радиолокатора не менее 50 км.
- при приближении к границе очага грозы на 25-80 км во избежание поражения членов экипажа разрядом молнии следует выключить связную радиостанцию; следует иметь в виду, что при приближении к очагам гроз самолет может войти в зону интенсивных осадков, которые дают засвет на экране радиолокатора и затрудняют определение границы очагов гроз.

10. Во всех случаях попадания самолета в зону болтанки необходимо убедиться, что обогрев ПВД, ПЩД, ДУА и статических приёмников давлений включен.

II. При попадании самолета в зону умеренной и сильной болтанки (при $\Delta \alpha_y \geq \pm 0,5$) автопилот должен быть отключен. При слабой болтанке ($\Delta \alpha_y \leq \pm 0,5$) разрешается пилотирование самолета с включенным автопилотом, что облегчает пилотирование самолета и повышает точность выдерживания заданного режима.

12. Вход в облака, как правило, выполнять на установленном режиме, так как вход в облака при неустановившемся режиме с креном является опасным вследствие того, что при восстановлении режима горизонтального полета в условиях болтанки легко допустить ошибки в пилотировании.

13. КВС не должен покидать свое место во время полета при подходе к зоне вероятной грозовой деятельности.

4.6. СНИЖЕНИЕ С ВЫСОТЫ ЭШЕЛОНА

1. Включение радиовысотомера производить на эшелоне перед началом снижения, с установкой на задатчике высоты РВ значения высоты круга.

Если высота круга больше максимальной высоты, на которую может быть установлен задатчик РВ, устанавливать задатчик на максимально возможное значение высоты.

2. Получив разрешение от диспетчера на снижение, КВС устанавливает РУД сначала двух внутренних, а затем двух внешних двигателей в положение, необходимое для обеспечения заданной скорости снижения. Снижение с эшелона полета, в том числе при маневрировании в районе аэродрома на высотах более высоты круга, выполняйте, не превышая скоростей, указанных в разд. 2 "Эксплуатационные ограничения".

С эшелона перехода (или с высоты 900 м, если эшелон перехода выше 1500 м) до высоты круга выдерживайте вертикальную скорость снижения не более 10 м/с, с уменьшением ее до нуля к моменту достижения высоты круга.



При маневрировании необходимо учитывать:

- a) величину просадки при выводе самолета в горизонтальный полет, которая зависит от вертикальной скорости снижения и перегрузки, создаваемой при выводе самолета (см. табл. 4.4);
- b) потребную дистанцию для уменьшения скорости полета на 100 км/ч в горизонтальном полете уборкой РУД на ПМГ на высотах от 3000 м до высоты круга, которая составляет примерно 5 км.

Таблица 4.4

Вертикальная скорость, м/с	Просадка самолета, м	
	$n_y = 1,2$	$n_y = 1,4$
10	25	15
15	60	25
20	100	45
25	155	80

При необходимости увеличить вертикальную скорость снижения разрешается устанавливать двум внутренним двигателям на высотах с 4600 до 600 м режим ЗМГ (0° по УПРТ) на время не более 7 мин, причем скорость снижения должна быть не менее 400 км/ч.

ВНИМАНИЕ! НА ВЫСОТАХ С 600 м ДО КОНЦА ВЫРАВНИВАНИЯ (ВЫСОТА 1,0-0,7 м)
УСТАНАВЛИВАТЬ РУД В ПОЛОЖЕНИЯ НИЖЕ ПМГ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

3. При получении разрешения на снижение для захода на посадку установку барометрических шкал высотомеров с 760 мм рт. ст. на отсчет, соответствующий атмосферному давлению на аэродроме посадки, производить в горизонтальном полете на эшелоне перехода. Перед установкой на высотомерах давления аэродрома, переданного диспетчером круга, КВС должен сравнить давление на аэродроме посадки с давлением, указанным в предыдущей информации о погоде, имеющейся у экипажа. Первым устанавливает на высотомере давление аэродрома посадки КВС, далее под его контролем – второй пилот и штурман. Бортмеханик сравнивает установленное давление аэродрома посадки и значение высоты на высотомерах и докладывает КВС.

4. При посадке на высокогорных аэродромах, где атмосферное давление на уровне ВПП меньше значения предельного барометрического давления по шкалам высотомеров ВД-10, диспетчер сообщает экипажу кроме атмосферного давления на ВПП барометрическую высоту ВПП.



Полученную высоту экипаж устанавливает на высотомерах ВД-10 с помощью подвижных индексов, вращая кремальеру по часовой стрелке. В этом случае в момент посадки самолета высотомеры ВД-10 должны показывать нуль высоты.

5. Если в процессе снижения по барометрическому высотомеру до высоты круга сработала сигнализация РВ, сличить показания барометрического высотомера с РВ (с учетом рельефа местности).

Если показания барометрического высотомера соответствуют показаниям РВ (с учетом рельефа местности), продолжить 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.

Если в процессе снижения сигнализация РВ не сработала, после занятия высоты круга сверить показания барометрического высотомера и РВ (с учетом рельефа местности).

6. Произвести проверку по разделу Карты контрольной проверки "После перехода на давление аэродрома".

7. Расход топлива, путь и время при снижении на скорости 435 км/ч (450 км/ч) приведены в табл. 4.4а.

Характеристики снижения

Таблица 4.4а

Высота, м	Расход топлива, кг	Путь, км	Время, мин	Высота, м	Расход топлива, кг	Путь, км	Время, мин
500	0	0	0	5400	387	106	12,4
900	40	8	0,8	5700	408	113	13,2
1200	64	14	1,25	6000	430	120	14,0
1500	88	20	1,70	6300	448	126	14,6
1800	112	26	2,15	6600	466	132	15,2
2100	136	32	2,60	6900	484	138	15,8
2400	160	38	3,05	7200	498	144	16,4
2700	185	44	3,50	7500	510	150	17,0
3000	210	50	6,00	7800	522	156	17,6
3300	234	57	6,8	8100	534	162	18,2
3600	258	64	7,6	8600	555	172	19,2
3900	282	71	8,4	9100	575	182	20,2
4200	303	77	9,2	9600	595	192	21,2
4500	324	83	10,0	10100	615	202	22,2
4800	345	90	10,8				
5100	366	98	11,6				

ПРИМЕЧАНИЕ. Продолжительность захода на посадку принимается равной 6 мин, а расход топлива при полете по кругу перед посадкой и на посадке - 250 кгс.



4.7. ЗАХОД НА ПОСАДКУ И ПОСАДКА

4.7.1. Заход на посадку

Построение маневра при заходе на посадку выполняется по установленной для данного аэродрома схеме.

1. Полет на высоте круга выполнять за скорости 350 км/ч.
2. Задатчик высоты радиовиссотомера установить на высоту 60 м.

Если на задатчике РВ невозможно установить 60 м, то необходимо установить ближайшее меньшее значение.

3. По команде КБС:
 - на траверзе ДПРМ бортрадисту включить АЗС управления закрылками и доложить;
 - за 4-5 км до начала третьего разворота бортмеханику выпустить шасси и доложить.

ПРИМЕЧАНИЕ. В целях экономии топлива разрешается выпускать шасси между третьим и четвертым разворотами, а при заходе по кратчайшему пути - на удалении не менее 18 км (перед выпуском закрылок на 15°).

Выпуск шасси не оказывает влияния на балансировку самолета.

Для сохранения заданной скорости горизонтального полета после выпуска шасси необходимо увеличить режим работы двигателей.

4. После выпуска шасси бортмеханик включает взлетно-посадочное управление передней опорой шасси (загорается зеленый светосигнализатор "ПОДГОТОВЛЕНО") и проверяет установку воздушных винтов на упоры (выключатели стоят в положении "ВИНТЫ НА УПОРЕ" и светосигнализаторы не горят).
5. Произвести проверку по разделу карты контрольной проверки "Перед третьим разворотом...". Проверку выполнять после доклада бортмеханика о выпуске шасси.
6. Третий разворот выполняется на скорости 350 км/ч.
7. Между третьим и четвертым разворотами на скорости 340 км/ч по команде КБС бортмеханик выпускает закрылки на 15°.

8. Четвертый разворот выполняется на скорости в зависимости от полетного веса (см. табл. 4.5).

ПРИМЕЧАНИЕ. На аэродромах, где внедрена схема захода на посадку с углом крена 25° , выпускать шасси и закрылки на 15° до 3-го разворота на скорости 340 км/ч, 3 и 4-й развороты выполняются с выпущенными шасси и закрылками на скорости, зависящей от полетного веса (см. табл. 4.5).

Таблица 4.5

Полетный вес, тс	Скорость, км/ч
До 50	310
50–55	320
Свыше 55	330

В процессе завершения четвертого разворота с помощью указателя курсоглиссадной системы посадки и радиокомпаса (или по команде диспетчера посадочного радиолокатора) уточнить выход на линию посадки.

В дальнейшем выдерживание направления и высоты полета производится по выбранной КВС системе посадки из имеющихся на данном аэродроме.

9. После четвертого разворота на прямой перед входом в глиссаду на скорости 280–300 км/ч (в зависимости от полетного веса) по команде КВС бортмеханику выпустить закрылки на 35° . КВС установить скорость снижения в зависимости от посадочного веса (см. табл. 4.6).

Произвести проверку по разделу Карты контрольной проверки "Перед входом в глиссаду".

Таблица 4.6

Посадочный вес, тс	Скорость снижения, км/ч
До 45	250
45–50	260
50–55	270
Свыше 55	280

ПРИМЕЧАНИЕ. При необходимости к началу выравнивания указанные в таблице скорости разрешается уменьшать на 10 км/ч.



Выпуск закрылков с 15° до 35° сопровождается стремлением самолета к кабрированию и заметным уменьшением скорости планирования, поэтому следует это стремление парировать плавным движением штурвала от себя и при необходимости увеличить режим двигателей.

10. На высоте круга установить РУД внешних двигателей в положение, соответствующее 43° по УПРТ, а РУД внутренних двигателей – в положение, обеспечивающее полет на заданной скорости. При этом скорость планирования выдерживать изменением режима работы внутренних двигателей.

Если при положении РУД внешних двигателей 43° по УПРТ в внутренних – в зависимости от температуры воздуха аэродрома посадки, но не менее 16° по УПРТ, не обеспечивается выдерживание заданной скорости на глиссаде планирования, то скорость выдерживать изменением режима работы внешних двигателей.

В процессе снижения сбалансировать самолет тrimмерами таким образом, чтобы самолет устойчиво сохранял заданный режим полета.

II. Пролет ДПРМ и БПРМ производить на высотах, установленных для данного аэродрома.

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

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. В ПРОЦЕССЕ ВЫДЕРЖИВАНИЯ ЗАДАННОЙ СКОРОСТИ СНИЖЕНИЯ
УВЕЛИЧИВАТЬ СКОРОСТЬ СЛЕДУЕТ ТОЛЬКО ЗА СЧЕТ УВЕЛИЧЕНИЯ РЕЖИМА ДВИГАТЕЛЕЙ.
УВЕЛИЧИВАТЬ СКОРОСТЬ ПОЛЕТА ЗА СЧЕТ СНИЖЕНИЯ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

2. ЕСЛИ В ПРОЦЕССЕ ВЫПУСКА ЗАКРЫЛКОВ ПОЯВЛЯЕТСЯ КРЕНЕНИЕ САМОЛЕТА, ВЫПУСК ЗАКРЫЛКОВ ПРЕКРАТИТЬ И ДАТЬ КОМАНДУ НА УБОРКУ ЗАКРЫЛКОВ ДО ПОЛОЖЕНИЯ, ПРИ КОТОРОМ ОТСУТСТВУЕТ КРЕНЕНИЕ САМОЛЕТА. ЕСЛИ УБОРКИ ЗАКРЫЛКОВ НЕ ПРОИЗОЙДЕТ, ПРОИЗВЕСТИ ПОСАДКУ САМОЛЕТА С УСТАНОВЛЕННЫМ ПОЛОЖЕНИЕМ ЗАКРЫЛКОВ.

4.7.2. Посадка

I. Перед началом выравнивания перевести РУД всех четырех двигателей на режим ПМГ. Положение РУД по УПРТ в зависимости от температуры воздуха у земли приведено в табл. 4.7.

Таблица 4.7

Температура, °C	Ниже -50	-31	-II -30	+15 -10	+20 +25	+30	+35	+40
Положение РУД по УПРТ, градус	28-32	24-28	18-22	16	18-20	21-22	23	24

Выравнивание начинать на высоте 10-8 м и заканчивать на высоте 1,0-0,7 м.

2. По усмотрению КВС уборку РУД внутренних двигателей на ЗМГ производить либо до приземления, на высоте не более 1 м, либо сразу после приземления.

При посадке на ВШ ограниченной длины, при высоких температурах воздуха и малых посадочных весах самолета рекомендуется убирать РУД внутренних двигателей на ЗМГ до приземления (на выдерживании) на высоте не более 1 м.

При низких температурах воздуха, посадочных весах более 55 тс, а также при посадке с боковым ветром более 8 м/с рекомендуется убирать РУД внутренних двигателей на ЗМГ сразу после приземления.

Уборка ручагов управления внутренних двигателей на ЗМГ создает отрицательную тягу, которая приводит к быстрой потере скорости и высоты, поэтому для обеспечения плавного приземления самолета необходимо энергично взять штурвал на себя.

3. Уборку РУД внешних двигателей на ЗМГ во всех случаях производить после приземления.

4. После опускания передних колес и устойчивого пробега бортмеханик по команде КВС первоначально снимает с промежуточного упора воздушные винты внутренних, а затем - внешних двигателей. Команду на снятие воздушных винтов с промежуточного упора КВС подает раздельно для внутренних и внешних двигателей.

5. На пробеге, помимо эффективного торможения самолета снятыми с упора воздушными винтами можно использовать торможение колес (после снятия винтов с упора).

При выполнении посадки на бетонную ВШ с пониженным коэффициентом сцепления (менее 0,4) на скорости 120-100 км/ч полностью отпустить тормоза, отключить автомат торможения и приступить к плавному торможению, не допуская юза колес шасси и полного обжатия тормозных педалей.

6. В начале пробега, после касания колесами передней опоры ВШ, автоматически включается управление передними колесами, при этом загорается зеленый светосигнализатор "ВКЛЮЧЕНО". Направление при пробеге выдерживать рулём поворота, блокированным с передней опорой шасси, и в случае необходимости - тормозами колес.

ПРИМЕЧАНИЕ. Если на пробеге самолет резко разворачивается в правую (левую) сторону из-за снятия воздушного винта одного из двигателей с промежуточного упора, то для сохранения направления необходимо применить рулевое управление передней опорой и тормоза. В конце пробега на скорости не более 100 км/ч остановить двигатель, воздушный винт которого не снялся с промежуточного упора, а затем – симметрично расположенный двигатель.

7. В конце пробега КВС должен вытянуть штурвальчик рулевого управления передними колесами полностью на себя, отключить взлетно-посадочное управление от педалей, отключить ответчик СОМ-64 и освободить ВШ.

На рулении по команде КВС убрать закрылки, отключить пилотажно-навигационное оборудование и радиооборудование в соответствии с рекомендациями подразд. 6.I2 и 6.I3.

8. После посадки и пробега самолета разрешается остановить внешние двигатели без охлаждения их на режиме ЗМГ.

Если руление самолета производилось на режимах работы двигателей не более 32° по УПРТ, то на стоянке после перевода РУД на ЗМГ разрешается остановить двигатели без охлаждения их на режиме ЗМГ.

9. После посадки и остановки самолета отключить обогрев ПВД и ПЩ, статических отверстий и стекол фонаря кабины экипажа, а также сигнализаторов обледенения.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ УБОРКЕ РУД НА ЗМГ, А ТАКЖЕ ПРИ СНЯТИИ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ С УПОРА ВОЗМОЖНО КРАТКОВРЕМЕННОЕ ЗАГОРАНИЕ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОРОВ "ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ" ПРИ НОРМАЛЬНОЙ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЯ. БОРТМЕХАНИКУ НЕОБХОДИМО ПРОВЕРИТЬ ПОКАЗАНИЯ ПРИБОРОВ ДАННОГО ДВИГАТЕЛЯ.

4.7.3. Последовательные полеты по кругу

В учебно-тренировочных полетах при температуре воздуха не более 25°С допускается выполнение пяти последовательных посадок с использованием тормозов на пробеге при соблюдении следующих ограничений:

- начальный посадочный вес не должен превышать 50 тс;
- полет по кругу выполняется с выпущенным после первого разворота шасси;
- продолжительность полета должна быть не менее 15 мин;
- скорость начала торможения не более 150 км/ч;
- торможение на пробеге должно быть неинтенсивным (тормозные педали сжимаются не полностью);
- на рулении тормоза должны использоваться лишь для остановки самолета и предотвращения выкатывания.



При выполнении учебно-тренировочных полетов в указанных условиях длина ВШП должна быть не менее 2500 м.

Последующие полеты разрешается производить после охлаждения колес до температуры воздуха.

4.7.4. Определение длины пробега и посадочной дистанции самолета для различных условий посадки при $\delta_3 = 35^\circ$

Длина пробега для различных условий посадки определяется по номограмме на рис. 4.2. Номограмма построена для бетонированной ВШП (БВШП).

Пунктирными линиями со стрелками показано, что при температуре 25°C, высоте аэродрома 500 м, посадочном весе 58 тс, уклоне ВШП 1% вверх, встречной составляющей ветра 5 м/с, коэффициенте сцепления БВШП 0,35 длина пробега равна 1400 м.

Посадочная дистанция с высоты 15 м для различных условий посадки определяется по номограмме на рис. 4.3, которая построена для БВШП.

Пунктирными линиями со стрелками показано, что при температуре 25°C, высоте аэродрома 500 м, посадочном весе 56 тс, уклоне ВШП 1% вверх, встречной составляющей ветра 5 м/с, коэффициенте сцепления БВШП 0,35 посадочная дистанция равна 2750 м.

4.7.5. Посадка при боковом ветре

1. Максимально допустимая скорость бокового ветра под углом 90° к оси ВШП при коэффициенте сцепления 0,55 и более – 15 м/с, при коэффициенте сцепления менее 0,55 – в соответствии с рис. 2.2. При угле между направлением ветра и осью ВШП, отличном от 90°, боковая составляющая скорости ветра определяется по графику на рис. 3.2.

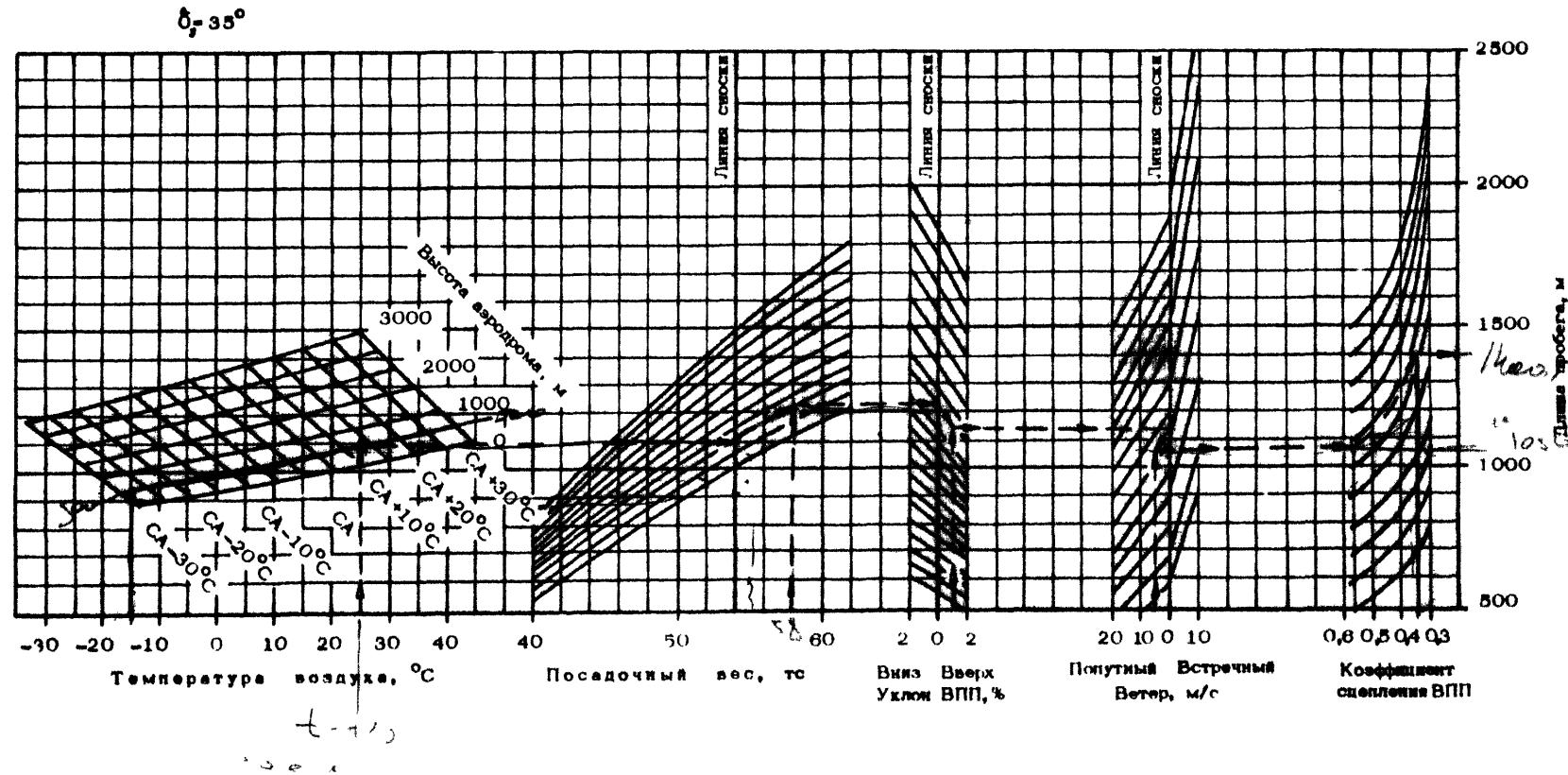
2. Построение прямоугольного маршрута и заход на посадку выполняются с учетом ветра путем внесения упреждения на снос.

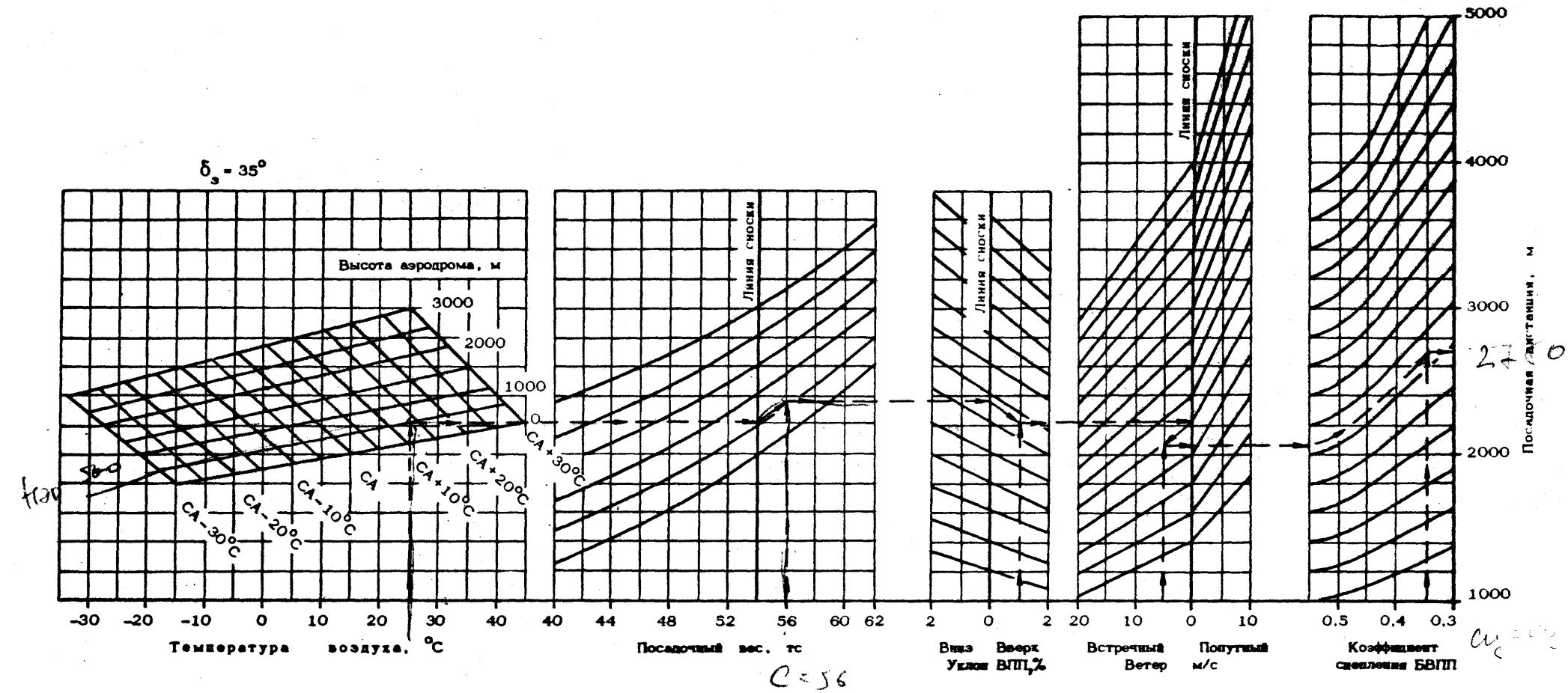
Угол отклонения закрылков при посадке с боковым ветром выше 10 м/с – 25°.

3. Снижение по глиссаде с закрылками, отклоненными на 25°, производится до начала выравнивания на следующих скоростях в зависимости от посадочного веса (табл. 4.8):

Таблица 4.8

Посадочный вес, тс	до 45	45–50	50–55	свыше 55
Скорость снижения, км/ч	260	270	280	290





4. Стр. 33/34-

окт 10/90

4. Посадку при боковом ветре производить с учетом следующих особенностей:

- после четвертого разворота до момента приземления снос самолета устранять углом упреждения, соизмеримым с величиной скорости бокового ветра;
- непосредственно перед приземлением частично уменьшить угол упреждения, не допуская развития сноса;
- произвести приземление самолета и, продолжая устранение угла упреждения, одновременно отдачей штурвала от себя прижать переднюю опору к поверхности ВПП для повышения эффективности взлетно-посадочного управления;
- направление пробега выдерживать соответствующим отклонением руля направления и тормозами, а при необходимости - рулевым управлением передней опорой;
- элероны после приземления отклонить против ветра для устранения кренящего момента.

5. Посадочные скорости и длины пробега при посадке с закрылками, отклоненными на 25°, в зависимости от посадочного веса приведены в табл. 4.9.

Таблица 4.9

Вес, тс	до 45	45-50	50-55	свыше 55
Скорость, км/ч	220	230	240	250
Длина пробега, м	900	1050	1200	1300

4.7.6. Особенности захода на посадку в условиях

сдвига ветра

I. Усложнение захода на посадку в условиях существенного сдвига ветра в основном обуславливается резким (более 5 м/с на 100 м высоты) уменьшением встречной составляющей скорости ветра или попаданием в нисходящий поток при снижении самолета по глиссаде. При этом для компенсации потери скорости требуется своевременное увеличение режима работы двигателей.

2. Если встречная составляющая скорости ветра у земли меньше, чем на высоте 100 м, на 5 м/с и более, выдерживайте скорость полета по глиссаде на 10-15 км/ч больше, чем в обычных условиях.



При отсутствии информации о скорости и направлении ветра на высоте 100 м признаком существенного сдвига ветра является падение скорости. Для сохранения скорости на глиссаде необходимо последовательно увеличить режим 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.

ВНИМАНИЕ! УВЕЛИЧЕНИЕ СКОРОСТИ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ ПО п. 2 ПРОИЗВОДИТЬ ДЛЯ ПОСАДОЧНЫХ ВЕСОВ МЕНЕЕ 50 тс.

3. Если при наличии бокового ветра или обледенения скорость полета по глиссаде необходимо увеличивать, то при сдвиге ветра скорость захода увеличивать не требуется.

4. Если при снижении по глиссаде для выдерживания необходимой скорости полета потребуется увеличение режима работы двигателей до номинального, – немедленно установите двигателям взлетный режим и уйдите на второй круг.

5. Если после пролета ДПРМ установленная вертикальная скорость снижения увеличится более чем на 3 м/с (вследствие попадания самолета в нисходящий поток), – немедленно переведите двигатели на взлетный режим и уйдите на второй круг.

4.7.7. Посадка самолета с предельно-передней и предельно-задней эксплуатационными центровками

I. Посадка с предельными центровками требует повышенного внимания всего экипажа.

При посадке с предельно-передней центровкой самолет неохотно выходит на посадочные углы атаки. Для выравнивания и вывода самолета на посадочные углы необходимо прикладывать большие тягущие усилия к штурвалу.

Чтобы сбалансировать самолет на режиме предпосадочного планирования и облегчить пилотирование самолета на посадке с предельно-передней центровкой, требуется больший расход триммера руля высоты, чем при посадке с нормальной центровкой.

Для приземления самолета на колеса основных опор шасси уборку РУД внутренних двигателей до ЗМГ выполнять в конце выдерживания после придания самолету посадочного положения. Преждевременная уборка РУД внутренних двигателей приводит к грубой посадке.

2. При посадке с предельно-задней центровкой на выравнивании перед посадкой самолет стремится выйти на большие углы атаки с последующей потерей скорости. Поэтому при заходе на посадку при предельно-задней центровке для балансировки самолета на режиме предпосадочного планирования требуется меньший расход триммера руля высоты по сравнению с балансировочным положением при посадке с нормальной центровкой самолета.



После приземления самолет стремится увеличить угол кабрирования и неохотно опускает нос. КВС после приземления и устойчивого пробега плавной отдачей штурвала от себя опускает нос самолета и дает команду бортмеханику снять воздушные винты с промежуточного упора. На пробеге и рулении штурвал удерживается в переднем положении.

4.7.8. Заруливание на стоянку и останов двигателей

1. При заруливании на стоянку отключить взлетно-посадочное управление, при этом погаснут оба зеленых светосигнализатора "ПОДГОТОВЛЕНО" и "ВКЛЮЧЕНО".
2. Включить рулевое управление колесами передней опоры, вытянув штурвальчик на себя до упора, при этом загорится желтый светосигнализатор. При рулении управление колесами передней опоры производить только с помощью штурвальчика.
3. Перед заруливанием на стоянку убедиться в нормальной работе тормозов. При рулении по обледеневшей ВПШ рекомендуется отключить автомат растормаживания.
4. Второй пилот и штурман должны в процессе заруливания наблюдать за препятствиями и своевременно докладывать об этом КВС.
5. После заруливания на стоянку и остановки самолета КВС обязан:
 - включить стояночный тормоз;
 - застопорить управление самолета;
 - дать команду экипажу отключить ненужные потребители электроэнергии.
6. Перед остановом двигателей необходимо отключить генераторы переменного и постоянного токов и проверить напряжение бортовых аккумуляторов.
7. Остановить двигатели в соответствии с рекомендациями, приведенными в разд. 6.1.
После прекращения вращения воздушных винтов по команде КВС обесточить все системы и отключить проблесковые маяки.
- ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** ДО ПОЛНОГО ПРЕКРАЩЕНИЯ ВРАЩЕНИЯ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ
ОТКЛЮЧАТЬ БОРТОВЫЕ АККУМУЛЯТОРЫ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.
8. Бортмеханик обязан:
 - записать в бортжурнал остаток пленки КЗ-63 в часах полета;
 - проверить отключение всех потребителей электроэнергии;
 - убедиться, что выключатель на щитке радиостанции "БОРТ - АЭРОДРОМ" находится в нейтральном положении (бортовые аккумуляторы отключены от сети самолета).

**4.7.9. Последолетний осмотр самолета**

После захода на стоянку выполнить внешний осмотр самолета:

1. Бортмеханику проверить визуально с земли планер самолета, винты и убедиться в отсутствии внешних повреждений.

2. Бортрадисту осмотреть антенные устройства самолета, обтекатель радиолокатора и убедиться в отсутствии внешних повреждений.

3. КВС осмотреть колеса шасси и убедиться в отсутствии внешних повреждений.

Получить доклады от членов экипажа об осмотре самолета.

4. Сдать самолет технической бригаде.



1.8. УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ

1. Уход на второй круг выполнять на высотах не ниже 25 м. В исключительных случаях, при внезапном возникновении угрозы безопасности посадки, уход может быть выполнен с высоты начала выравнивания.

2. Приняв решение об уходе на второй круг, КВС должен дать команду остальным членам экипажа: "Уходим на второй круг", после чего:

- плавно перевести рычаги управления всеми двигателями на взлетный режим;
- дать команду убрать шасси;
- на высоте не ниже 120 м и скорости 280-300 км/ч дать команду убрать закрылки;
- установить номинальный режим работы двигателей. На высоте круга с разрешения диспетчера повторить заход на посадку.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ (НА ВЗЛЕТНОМ РЕЖИМЕ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ) ПОС КРЫЛА НЕ ВЫКЛЮЧАТЬ, ЕСЛИ ОНА БЫЛА ВКЛЮЧЕНА.



4.9. ОСОБЕННОСТИ ПОЛЕТА НОЧЬЮ

При подготовке к ночному полету, так же как и перед дневным полетом, всем членам экипажа необходимо выполнить в полном объеме предполетный осмотр самолета. Кроме того, проверить светотехническое оборудование самолета.

1. После посадки в кабину проверить освещенность приборных досок и пультов управления.

Перед запуском двигателей включить проблесковые маяки и АНО и проверить их работу. Оставить проблесковые маяки включенными, помня, что они включаются и днем.

Проверить работоспособность посадочных фар. После проверки фары отключить и убрать. Проверить работу плафонов подсвета двигателей и ручного прожектора РСП-45.

2. Руление выполнять только по рулежным дорожкам с включенными АНО, маяками и фарами (на малый свет).

При необходимости допускается включение большого света посадочных фар с продолжительностью горения не более 5 мин.

3. Взлет, как правило, выполняется с включенными посадочными фарами.

4. После уборки шасси по команде КВС бортмеханик на высоте не менее 50 м отключает и убирает посадочные фары.

5. Техника выполнения взлета ночью аналогична технике взлета днем.

6. Полет по прямоугольному маршруту выполняется на тех же скоростях и высотах, что и в полете днем. Заход на посадку как в простых, так и в сложных метеоусловиях выполняется в такой же последовательности, как и днем при полете в сложных метеорологических условиях.

7. Посадочные фары при заходе на посадку включать на высоте 150-100 м, а в условиях ограниченной видимости (туман, дымка, осадки) фары включаются по усмотрению КВС.

Включение посадочных фар производить после установления визуального контакта с землей.

Если при включении посадочных фар создается световой экран, фары необходимо отключить.

8. Заруливание на стоянку выполняется с включенными посадочными фарами на малый свет и проблесковыми маяками.



**4.10. ЗАХОД НА ПОСАДКУ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ
ПОСАДОЧНЫХ СИСТЕМ**

**4.10.1. Основные положения по распределению обязанностей
между членами экипажа при выполнении захода на посадку**

Командир воздушного судна:

- контролирует параметры захода на посадку;
- устанавливает контакт с наземными ориентирами;
- принимает решение о выполнении посадки и дает команду экипажу "Садимся!";
- берет управление на себя и выполняет посадку;
- выполняет уход на второй круг и дает команду экипажу "Уходим из второй круг!", если до ВПР положение самолета будет оценено как непосадочное.

Второй пилот:

- пилотирует самолет по приборам в директорном режиме до получения команды КВС "Садимся!";
- на ВПР выполняет уход на второй круг с соответствующим докладом экипажу, если до ВПР КВС не принял решения о выполнении посадки или об уходе на второй круг;
- после команды КВС "Садимся!", не отвлекаясь от приборов до высоты начала выравнивания, контролирует выдерживание траектории снижения и крены.

4.10.2. Заход на посадку по СДУ

I. При подходе к аэродрому посадки экипаж обязан:

а) при наличии на борту самолета системы "Привод-ВИ":

- установить на обоих НШП магнитный курс посадки ручкой ЗК (ЗМК);
- включить выключатель СП-50 и установить канал, соответствующий аэродрому посадки;
- нажать переключатель режимов полета на пульте управления системы и поставить его в положение "ЗАХОД";
- переключатель "КОРОБОЧКА Л, П" (левая, правая) поставить в положение, соответствующее кругу полетов, установленному для данного МК посадки;
- нажать кнопку-лампу "ВКЛ" на пульте управления системы. Светосигнализатор "ВКЛ" должен гореть.

Если самолет не находится в пределах сектора $\pm 15^{\circ}$ от МК посадки, то загорится светосигнализатор "ВКЛ.КОРОБОЧКА", сигнализируя о выдаче команд на выполнение предпосадочного маневра;





- убедиться в исправной работе курсового и глиссадного приемников по отклонению курсовой и глиссадной планок положения курса и глиссады на НШ и по закрытию бленкеров;

- при закрытом бленкере курса кнопкой "КОНТРОЛЬ - 0" установить на нуль курсовую планку положения НШ;

б) при наличии на борту самолета системы "Привод-АНП":

- установить на обоих НШ магнитный курс посадки ручкой ЗК (ЗМК);

- установить рабочую частоту системы СП-50 (ILS) на пульте управления "Курс МГ";

- установить переключатель "ILS-СП" в нужное положение;

- установить переключатель выбора режимов в положение "I";

- на пульте управления системы переключатель бокового канала СДУ установить в положение "ЗАХОД", переключатель продольного канала СДУ - в положение "ГЛИССАДА", а переключатель "МАЯК" - в положение "НА";

- убедиться в исправности системы "Привод-АНП" путем нажатия кнопки-лампы "КОНТРОЛЬ".

Переключатель продольного канала СДУ установить в положение "ОТКЛ";

- убедиться в исправной работе аппаратуры "Курс МГ" по соответствующему отклонению планок положения на НШ;

- проверить электрический баланс приемников аппаратуры "Курс МГ" (при заходе на посадку в режиме СП-50).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПИЛОТИРОВАНИЕ ПО КОМАНДНЫМ СТРЕЛКАМ ДОПУСКАЕТСЯ ТОЛЬКО ПРИ ЗАКРЫТЫХ БЛЕНКЕРАХ НШ, КШ, ЕСЛИ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОР "АРРЕТИР АГД" НА КШ НЕ ГОРИТ.

2. На высоте построения предпосадочного маневра перегести самолет в режим горизонтального полета, совместить кремальерами на КШ шкалы тангажа с линиями искусственного горизонта. При использовании СДУ в режиме стабилизации высоты поставить переключатель продольного канала системы "Привод-АНП" в положение "КВ", а в системе "Привод-ВИ" нажать кнопку-лампу "ВКЛ. КВ".

Установить командную стрелку тангажа в нулевое положение. В дальнейшем небольшими отклонениями удерживать командную стрелку тангажа в пределах центрального кружка. При этом полет будет выполняться на заданной высоте.

3. Определить момент начала четвертого разворота и создать крен в сторону отклонения командной стрелки курса такой величины, чтобы команда стрелка КШ установилась в нулевом положении. Крен при этом должен быть не более 20° .

В дальнейшем небольшими отклонениями штурвала удерживать командную стрелку в пределах центрального кружка. При этом не следует преждевременно выводить самолет из заданного крена. Допускаются колебания командной стрелки в пределах центрального кружка КШ. При длительном отклонении командной стрелки от среднего положения даже на небольшую величину появится ошибка при выводе самолета на равносигнальную линию зоны курса.



В случае раннего четвертого разворота самолет выводится на равносигнальную линию зоны курса в два этапа. Сначала самолет разворачивается на угол 60° и приближается к ЛЭП под углом 30° без крена (планка положения зоны курса НШП защелкена), а затем с момента отклощения планки положения зоны курса на НШП самолет входит в крен и выходит на ЛЭП. В случае позднего четвертого разворота самолет разворачивается на угол 120° и без крена приближается к ЛЭП под углом 30° с другой стороны, а затем с момента отклощения планки положения зоны курса на НШП самолет входит в крен и выходит на ЛЭП.

В процессе четвертого разворота вести контроль за правильностью вписывания самолета на равносигнальную зону курса посадочного маяка по показаниям АРК, КШП, НШП, АГД-1 и по информации диспетчера.

ВНИМАНИЕ! 1. ПРИ КУРСЕ, ОТЛИЧАЮЩЕМСЯ НА $\pm 15^{\circ}$ ОТ МК ПОСАДКИ, СВЕТОСИГНАЛИЗАТОР "ВКЛ. КОРОБОЧКА" СИСТЕМЫ "ПРИВОД-ВГ" ДОЛЖЕН ПОГАСНУТЬ.

2. ЧЕТВЕРТЫЙ РАЗВОРОТ СЛЕДУЕТ ВЫПОЛНЯТЬ НА ТАКОМ УДАЛЕНИИ ОТ ВШП, ЧТОБЫ САМОЛЕТ ВЫШЕЛ ИЗ РАЗВОРОТА ЗА 3-4 КМ ДО ТОЧКИ ВХОДА В ГЛИССАДУ.

3. ЕСЛИ ПЕРЕД ВЫПОЛНЕНИЕМ ЧЕТВЕРТОГО РАЗВОРОТА ПОКАЗАНИЯ ПЛАНОК ПОЛОЖЕНИЯ ЗОНЫ КУРСА ПО НШП НЕ СООТВЕТСТВУЮТ ПОЛОЖЕНИЮ САМОЛЕТА ОТНОСИТЕЛЬНО ЛЭП, НЕОБХОДИМО ВЫВЕСТИ САМОЛЕТ НА ПОСАДОЧНУЮ ПРЯМУЮ, ИСПОЛЬЗУЯ ПОКАЗАНИЯ АРК И КОМАНДЫ ДИСПЕТЧЕРА, ПОСЛЕ ЧЕГО НАЧАТЬ ПИЛОТИРОВАНИЕ ПО КОМАНДНОЙ СТРЕЛКЕ КУРСА.

4. После выполнения четвертого разворота, за 2-3 км до входа в глиссаду, выпустить закрылки в предпосадочное положение. Произвести проверку по разделу Карты контрольной проверки "Перед входом в глиссаду".

5. При входе самолета в зону глиссадного маяка блокиратор глиссады закрывается, а планка положения зоны глиссады на НШП должна занимать верхнее крайнее положение. При подходе самолета к равносигнальной зоне глиссадного маяка планка положения НШП будет приближаться к нулевому положению.

В момент прохождения планки глиссады НШП через нулевое положение:

- на пульте управления системы "Привод-АНП" установить переключатель продольного канала СДУ в положение "ГЛИССАДА";

- на пульте управления системы "Привод-ВГ" светосигнализатор "ВКЛ. КВ" погаснет, сигнализируя об автоматическом захвате глиссады;

- перевести самолет в режим снижения, стремясь плавными движениями штурвала привести командную стрелку тангенса на КШП в нулевое положение. Самолет будет плавно выходить на равносигнальную зону глиссады.

Для удержания самолета на заданной траектории необходимо своевременно отклонять органы управления на небольшие углы в соответствии с отклонением командных стрелок от центрального кружка. При больших отклонениях командных стрелок не следует допускать резких движений органов управления. Возможны резкие кратковременные отклонения командных стрелок КШП и планок НШП, вызываемые помехами в курсо-глиссадных каналах.



Для обеспечения лучшей стабилизации самолета на глиссаде рекомендуется режим работы двигателей изменять в небольших пределах или стремиться держать его постоянным.

6. При пролете ДПРМ экипаж самолета должен определить возможность продолжения директорного захода на посадку, для чего необходимо убедиться в том, что:

- отклонение самолета от заданной траектории полета по курсу и глиссаде не превышает ± 1 точки по НШ;

- крены самолета, необходимые для удержания командной стрелки в нулевом положении, не превышают 10° (после вписывания в ревносигнальную линию зоны курса).

Если отклонения самолета не превышают указанных ограничений, то заход на посадку по командным стрелкам продолжать до высоты принятия решения (ВПР), а если превышают - выполнить уход на второй круг.

7. После пролета ДПРМ экипаж, учитывая уменьшение линейной ширины зон курса и глиссады, должен особенно внимательно пилотировать самолет, удерживая командные стрелки в пределах центрального кружка небольшими плавными движениями рулей.

8. При пролете ВПР отклонение самолета от заданной траектории по НШ должно находиться по курсу в пределах кружка, по глиссаде - не более ± 1 точки.

Если отклонения самолета не превышают указанных ограничений, то заход на посадку по командным стрелкам продолжать до ВПР, а если превышают - выполнить уход на второй круг.

9. Решение о выполнении посадки или уходе на второй круг принимается до достижения ВПР. Если ВПР конкретного аэродрома более 60 м и до пролета ВПР установлен надежный визуальный контакт с ориентирами по курсу посадки, позволяющий выполнить безопасную посадку, и положение самолета в пространстве относительно ВПР также обеспечивает успешную посадку, разрешается директорский заход на посадку выполнять до высоты 60 м.

10. После прекращения пилотирования по командным стрелкам продолжать полет по продолженной глиссаде, сохраняя вертикальную скорость снижения и установленный режим работы двигателей до высоты начала выравнивания. Допустимые на ВПР отклонения самолета от глиссады (± 1 точка по НШ) не исправлять.

11. При директорном режиме захода на посадку экипаж должен систематически контролировать положение самолета по КШ, НШ, АГД-1, ВАР-30, высотомеру и КУС-1200.

12. После выполнения каждого захода на посадку переключатели продольного и бокового каналов СДУ устанавливаются в положение "ОТКЛ".

4.10.3. Заход на посадку в режиме ОСП

1. При подходе к аэродрому посадки убедиться, что АРК-II настроен (№ 1 на ДПРМ и № 2 на БПРМ) и нажать кнопки фиксации частот. Контроль пути по направлению осуществлять путем сравнения текущего магнитного пеленга радиостанции с фактическим магнитным путевым углом самолета, а по дальности - с помощью радионавигационных средств (РСБН, РЛС, ДМЕ) или по расчету.

2. В точке входа в глиссаду перевести самолет на снижение с вертикальной скоростью, превышающей расчетную для данного аэродрома на 0,5-1,0 м/с и продолжать снижение с указанной вертикальной скоростью до достижения установленной высоты пролета ДПРМ. Если на установленной высоте пролета ДПРМ самолет не прошел ДПРМ, установить двигателям режим работы, соответствующий горизонтальному полету, и перевести самолет в горизонтальный полет до пролета ДПРМ.

3. При пролете ДПРМ перевести самолет на снижение с вертикальной скоростью, равной расчетной для данного аэродрома.

4. Принять решение о выполнении посадки или уходе на второй круг до достижения ВПР.

4. II. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА НА ГРУНТОВЫХ АЭРОДРОМАХ

При эксплуатации самолета на грунтовых аэродромах необходимо соблюдать следующее:

Угол отклонения закрылков на взлете	25°
Минимальная прочность грунта	8 кгс/см ²
Предельно-передняя центровка для взлетных весов:	
- 50-54 тс	20% САХ
- 61 тс	24% САХ
Рекомендуемая центровка на взлете	25-30% САХ

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВЗЛЕТ И ПОСАДКА САМОЛЕТА НА РАЗМОКШИЕ ПОЛОСЫ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

Взлетные характеристики при взлете с грунтовой ВШ:

Взлетный вес, тс	50	53	56	59	61
Длина разбега, м	800	900	1100	1200	1350
Скорость отрыва, км/ч	210	215	220	225	230

При рулении для уменьшения нагрузок на шасси, возникающих при управлении передней опорой, разворот следует производить с большим радиусом, чем на бетонной ВШ.

Взлет самолета разрешается с подготовленных грунтовых аэродромов.

Для облегчения поднятия передней опоры триммер руля высоты в зависимости от взлетной центровки должен быть установлен "на себя" на количество делений в соответствии с табл. 4.Ю.

Таблица 4.Ю

Взлетная центровка, % САХ	Положение триммера, деления
20-23	3
23-27	2
27-30	1
30-32	0

При взлете с грунтовой ВШ отмечается тряска и продольное раскачивание самолета. При достижении скорости 150-180 км/ч плавным взятием штурвала на себя уменьшить нагрузку на переднюю опору до заметного исчезновения продольной раскачки, зафиксировать в





этом положении штурвал, не допуская при этом преждевременного отрыва передней опоры от ВШ.

В случае обнаружения отказа двигателя на взлете до отрыва самолета переднюю опору необходимо немедленно прижать к ВШ.

Действия экипажа при обнаружении отказа двигателя на взлете должны быть аналогичны изложенным в разд. 5.

При посадке на грунтовую полосу для уменьшения раскачки и нагрузок на переднюю опору массы снимать винты с упора и опускать переднюю опору рекомендуется на меньших скоростях, чем при посадке на бетонную ВШ (если позволяет длина ВШ).

Эффективное торможение колесами массы приводит к разрушению грунтовой ВШ. Поэтому торможение колесами производить только при необходимости.

Посадочные характеристики при посадке на грунтовую ВШ с закрылками, отклоненными на 35° :

Посадочный вес, тс	52	56	58
Длина пробега, м	940	1060	1100
Посадочная скорость, км/ч	220	228	230

Посадочные характеристики при посадке на грунтовую ВШ с закрылками, отклоненными на 25° и 15° , приведены в подразд. I.4.



4.12. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА
НА ГРУНТОВЫХ АЭРОДРОМАХ С УПЛОТНЕННЫМ
СНЕЖНЫМ ПОКРОВОМ

4.12.1. Эксплуатационные ограничения

Угол отклонения закрылков на взлете	25°
Минимальная прочность снежного покрова для регулярных полетов	$8 \text{ кгс}/\text{см}^2$
Минимальная прочность снежного покрова для разовых полетов	$5 \text{ кгс}/\text{см}^2$
Максимально допустимый взлетный и посадочный вес самолета при прочности снежного покрова:	
- менее $8 \text{ кгс}/\text{см}^2$	55 тс
- $8 \text{ кгс}/\text{см}^2$ и более	61 тс
Предельно передняя центровка для взлета и посадки	не менее 20% САХ
Предельно допустимая скорость бокового ветра при взлете и посадке (боковая составляющая ветра под углом 90° к направлению взлета или посадки):	
- при прочности снежного покрова более $10 \text{ кгс}/\text{см}^2$	10 м/с
- при прочности снежного покрова менее $10 \text{ кгс}/\text{см}^2$	15 м/с

4.12.2. Определение максимально допустимого взлетного веса

Максимально допустимый взлетный вес определяется по номограммам на рис. 3.5-3.8, длина разбега, дистанция прерванного взлета и взлетная дистанция должны быть уменьшены в зависимости от прочности снежного покрова в соответствии с табл. 4.II.

Характерные скорости на взлете определяются из графиков на рис. 4.4. и 4.5.



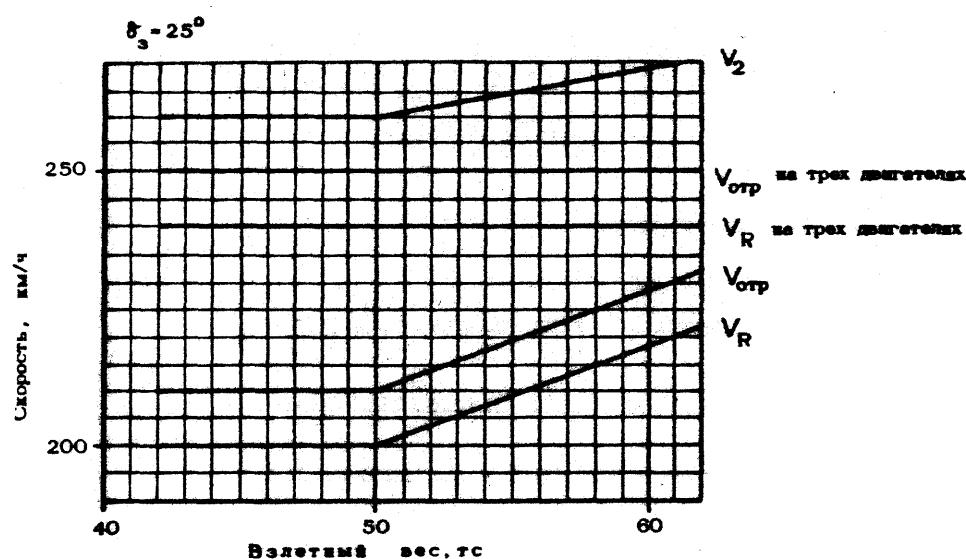


Рис. 4.4. Скорости на взлете.

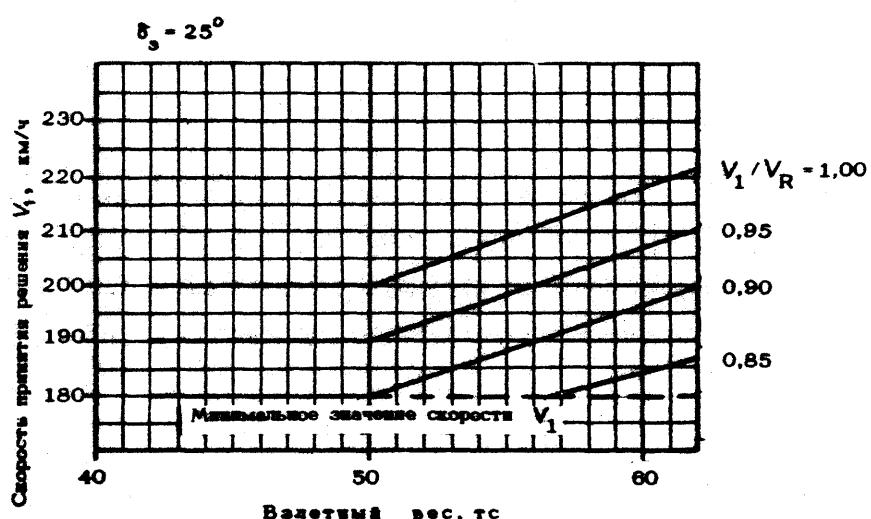
Рис. 4.5. Преобразование отношения V_I/V_R в скорость приема решения V_I .



Таблица 4.П

Параметры аэродрома	Прочность снежного покрова, кгс/см ²			
	10 и более	от 8 до 10	от 5 до 8	8 и более + слой неуплотненного снега
Располагаемая дистанция прерванного взлета (ВШ + КПБ - 50 м)	В 1,2 раза	В 1,3 раза	В 1,45 раза	В 1,45 раза
Располагаемая длина разбега (ВШ - 50 м)	В 1,2 раза	В 1,3 раза	В 1,45 раза	В 1,45 раза
Располагаемая взлетная дистанция (ВШ + КПБ + СЗ*) - 50 м)	В 1,2 раза	В 1,3 раза	В 1,45 раза	В 1,45 раза

4.12.3. Руление

Руление выполнять на пониженных скоростях с включенным автоматом торможения без разгона и торможения самолета.

На ВШ с прочностью снежного покрова более 10 кгс/см² руление выполнять с выключенным автоматом торможения.

Во избежание юза передней опоры шасси не допускать больших углов отклонения колес передней опоры шасси.

На ВШ со снежным покровом прочностью менее 8 кгс/см² для выполнения разворота увеличить режим работы внутренних двигателей. Увеличение режима работы одного из внешних двигателей приводит к юзу колес передней опоры или разрушению поверхностного слоя снежного покрова.

Радиус разворота на заснеженной ВШ 25-30 м. (не менее).

После выруливания на ВШ установить самолет по оси ВШ, прорулить по прямой 5-10 м с включенным взлетно-посадочным управлением колесами передней опоры шасси.

* СЗ - свободный от препятствий высотой более 2 м участок.

**4.12.4. Взлет**

Взлет производить с включенным автоматом торможения.

Для облегчения поднятия передней опоры шасси триммер руля высоты должен быть установлен:

- при выполнении взлета с заснеженных грунтовых ВШ с прочностью снежного покрова более $10 \text{ кгс}/\text{см}^2$ - в положение "НЕЙТРАЛЬНО";
- при выполнении взлета с заснеженной грунтовой ВШ с прочностью снежного покрова менее $10 \text{ кгс}/\text{см}^2$, при взлетных центровках, равных 20-25% САХ, - I-2 деления "на себя"; при взлетных центровках, больших 25% САХ, - в положение "НЕЙТРАЛЬНО".

Взлет с ВШ с ровным снежным покровом прочностью более $10 \text{ кгс}/\text{см}^2$ особенностей не имеет по сравнению со взлетом с бетонированной ВШ, за исключением небольшой тряски.

Получив разрешение на взлет, установить рычаги управления всех четырех двигателей в положение $28-30^\circ$ по УПРТ.

Убедиться в нормальной работе двигателей и в том, что светосигнализаторы установки винтов на упоры погасли, увеличить режим внешних двигателей до взлетного; если самолет начнет двигаться, плавно отпустить тормоза и начать разбег; в начале разбега довести режим работы двух внутренних двигателей до взлетного.

Направление разбега выдерживать отклонением педалей без применения тормозов. Не допускать резких движений педалями во избежание изза передней опоры.

По достижении скорости 170-180 км/ч плавным движением штурвала на себя уменьшить нагрузку на переднюю опору шасси до заметного исчезновения продольной раскачки, зафиксировать в этом положении штурвал, не допуская при этом преждевременного отрыва колес передней опоры от ВШ.

Отрыв самолета от ВШ выполнять на скорости согласно рис. 4.4.

В случае обнаружения отказа двигателя на взлете до отрыва самолета от ВШ переднюю опору необходимо немедленно прижать к ВШ. Действия экипажа при обнаружении отказа двигателя на взлете изложены в разд. 5.

На самолетах, оборудованных системой обогрева ниж основных опор шасси, система обогрева включается после взлета с мокрой или заснеженной ВШ, при температуре 5°C и ниже, наnomинальном режиме работы двигателей. Порядок включения:

- убедиться в открытии запорных кранов отбора воздуха от двигателей;
- установить переключатель "ОБОГРЕВ ОСНОВНОГО ШАССИ" в положение "ВКЛЮЧЕНО";
- убедиться в открытии запорного крана подачи воздуха в систему обогрева по загоранию зеленого светосигнализатора.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ ПОСЛЕ ВЫПУСКА ШАССИ УСТАНОВИТЬ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ "ОБОГРЕВ ОСНОВНОГО ШАССИ" В ПОЛОЖЕНИЕ "ВЫКЛЮЧЕНО".

4.12.5. Посадка

Посадка на заснеженную грунтовую ВШ выполняется аналогично посадке на бетонированную ВШ, но имеет свои особенности.

После касания колес основных опор шасси самолет более резко опускается на переднюю опору. Для уменьшения нагрузок на переднюю опору после касания колесами основных опор штурвал необходимо удерживать в положении на себя.

Посадку выполнять с включенным автоматом торможения.

После снятия винтов с упора плавно приступить к торможению колес основных опор шасси. В конце пробега на скорости 100–120 км/ч рекомендуется выключить автомат торможения. Для этого необходимо сбросить давление в тормозах, выключить автомат растормаживания и плавно обжать тормоза до полной остановки самолета в пределах ВШ.

Длина пробега самолета на заснеженной ВШ равна длине пробега, определенной по графику на рис. 4.2, увеличенной в соответствии с табл. 4.12.

Таблица 4.12

Прочность снежного покрова, кгс/см ²	от 5 до 8	8 и более	от 8 и более со слоем неуплотненного снега
Коэффициент увеличения длины пробега	1,1	1,3	1,35

При выполнении полетов на заснеженной грунтовой ВШ с пониженной прочностью снежного покрова (менее 8 кгс/см²) и при достаточной длине ВШ посадку выполнять без торможения колес основных опор шасси во избежание разрушения поверхностного слоя снежного покрова. При этом длина пробега на 300–400 м больше, чем с торможением колес.



4.13. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА
НА ВЫСОКОГОРНЫХ АЭРОДРОМАХ
И ПРИ ВЫСOKИХ ТЕМПЕРАТУРАХ ВОЗДУХА

1. При эксплуатации самолета в условиях высоких температур воздуха от 25⁰C и выше происходит автоматическая срезка топлива командно-топливным агрегатом, что приводит к ограничению мощности двигателя и ухудшению летных характеристик самолета.

2. Для уменьшения роста температуры масла на входе в двигатель, а также с целью предохранения тормозов колес от перегрева руление необходимо выполнять на режиме около 20⁰ по УПРТ, используя его попаременно для внешних и внутренних двигателей.

3. При подготовке к взлету необходимо учитывать значительное увеличение длины разбега и взлетной дистанции; не допускать преждевременного отрыва самолета на малых скоростях.

4. При наборе высоты необходимо учитывать, что вертикальная скорость у земли будет меньше, а время набора заданного эшелона - больше.

Скорости набора высоты устанавливать такие, какие рекомендуются при нормальных температурных условиях.

5. Методика захода на посадку и выполнения посадки такая же, как и при нормальных температурных условиях; однако особое внимание нужно обращать на потребное значение величины положения РУД по УПРТ в зависимости от фактической температуры на аэродроме посадки.

При выполнении посадки на высокогорных аэродромах положение РУД необходимо увеличивать на 1,5-2⁰ на каждые 60 мм рт.ст. понижения атмосферного давления.

6. В качестве примера, как высокая температура воздуха влияет на летные характеристики самолета, приведена табл. 4.13, в которой показаны летные данные при стандартных и конкретных условиях (по данным летных испытаний) для взлетного веса 56 тс.



Таблица 4.13

Наименование характеристик	Условия			
	СА		$t_{H.B}=38^{\circ}\text{C}$, $P_0=740 \text{ мм рт.ст.}$	
	56 тс	61 тс	56 тс	61 тс
Длина разбега, м	1020	1200	1300	1650
Скороподъемность у земли, м/с	9	7,5	6	4,7
Практический потолок, м	9600	9000	8500	7750
Скороподъемность у земли с одним неработающим двигателем, м/с	5	3,5	2	1,5
Практический потолок с одним неработающим двигателем, м	7400	6400	6200	5250



4.14. ПОЛЕТ В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНИЯ

4.14.1. Общие сведения

Условия возможного обледенения: облачность, туман, снегопад, дождь, морось при температуре 5°C и ниже

Экипаж обязан выйти из зоны обледенения в следующих случаях:

- a) при отказе ПОС крыла и оперения или ПОС двигателей;
 - b) при попадании самолета в условия обледенения при температуре минус 20°С

и ниже:

в) при отложениях льда на носках крыла за обогреваемой зоной при полете в условиях с интенсивным льдообразованием.

Признаки обледенения:

а) быстрое нарастание льда на стеклоочистителях, образование ледяных колец на обтекателях двигателей:

б) нарастание льда на штыре визуального указателя обледенения (ВУО). Скорость нарастания льда в зависимости от интенсивности обледенения:

в) загорание табло "ОБЛЕДЕНИЕ САМОЛЕТА".

Перед полетом изучить метеостанцию на трассе, в пунктах взлета и посадки, учитывая, что большинство случаев обледенения происходит в наборе высоты или на снижении на высотах ниже 5000 м.

При подготовке к полету в условиях обледенения проверить работу противобледенительных систем (ПОС) в соответствии с подразд. 6.6.

4.14.2. Взлет и набор высоты

Перед взлетом, независимо от наличия условий облаковения, включить:

- сигнализаторы обледенения;
 - переключатели обогрева стекол - в положение "ОСЛАБЛЕНО";
 - обогрев ПВД, ПЩ и ДУА за 1 мин до взлета при температуре 5⁰С и выше или за 3 мин при температуре 5⁰С и ниже. При задержке на предварительном старте на 10 мин и более необходимо отключать обогрев ПВД, ПЩ и ДУА для охлаждения с повторным включением до взлета.

При наличии условий возможного обледенения включить ПОС ВНА и воздухозаборников двигателей после запуска двигателей и выхода их на режим ЗМГ - при температуре 5⁰С и ниже.

При взлете в условиях возможного обледенения включить:

- ПОС воздушных винтов - после запуска двигателей, но не раньше 5 мин до взлета;
- обогрев стекол в режим "Интенсивно" - на рулиении;
- ПОС оперения в один из режимов: цикличность 25 (125 с при температуре до минус 10⁰С) или цикличность 40' (120 с при температуре от минус 10⁰С до минус 20⁰С) - после отрыва самолета;
- ПОС крыла установкой четырех переключателей "ОТБОР ВОЗДУХА ОТ ДВИГАТЕЛЕЙ" и двух переключателей "ОБОГРЕВ КРЫЛА ЛЕВ., ПРАВ" в положение "ОТКРЫТО" - после уборки шасси на высоте не менее 25 м.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. НА ЭТАПЕ ВЗЛЕТА И НАБОРА ВЫСОТЫ ВКЛЮЧАТЬ ПРОТИВО-ОБЛЕДЕНИЕЛЬНУЮ СИСТЕМУ ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ И КРЫЛА В ПОЛОЖЕНИЕ "АВТОМ." ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

ВКЛЮЧЕНИЕ ОБОГРЕВА ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ И КРЫЛА ПРОИЗВОДИТЬ УСТАНОВКОЙ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЕЙ В ПОЛОЖЕНИЕ "РУЧНОЕ".

2. ПРИ ВКЛЮЧЕНИИ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ РИО ИЛИ ПРИ ПЕРЕКЛЮЧЕНИЯХ ИСТОЧНИКОВ НАПРЯЖЕНИЯ ПЕРЕМЕННОГО ТОКА П15 В 400 Гц ВОЗМОЖНА ВЫДАЧА ЛОЖНОГО СИГНАЛА "ОБЛЕДЕН. САМОЛЕТА".

При длительных полетах в условиях интенсивного обледенения возможны случаи обледенения антенн, что может приводить к их обрыву.

Следует иметь в виду, что сигнализаторы обледенения сигнализируют лишь о начале обледенения лопаток ВНА и не являются надежным средством сигнализации обледенения воздухозаборников двигателей. Кроме того, при температурах воздуха ниже минус 7-8⁰С сигнализаторы могут срабатывать со значительным запаздыванием.

Признаками нарушения режима работы двигателей являются уменьшение частоты вращения ротора и рост температуры газов за турбиной, что сопровождается при сбросе льда появлением отрицательной тяги, хлопками и тряской двигателей, появлением клубов белого дыма на выхлопе.

При температуре воздуха выше 5⁰С и при полной уверенности в отсутствии льда на стабилизаторе ПОС оперения не включать.

В полете при растрескивании покровного (несилового) слоя электрообогреваемого стекла или возникновении искрения в нагревательном элементе допускается дальнейший полет до аэродрома назначения или базирования. Электрообогрев отказавшего стекла выключить.

Набор высоты в условиях обледенения с включенной ПОС выполнять, как в обычном полете, на режимах и скоростях набора, указанных в подразд. 4.2.

Практический потолок для самолетов со взлетным весом 56 и 61 тс с включенным отбором воздуха от двигателей для ПОС в условиях СА составляет 8150 м и 7700 м соответственно.

В табл. 4.14 приведены данные о пройденном расстоянии и расходе топлива за время взлета и набора высоты наnomинальном режиме работы двигателей при температуре СА для взлетного веса 56 и 61 тс.

Таблица 4.14

Высота, м	Взлетный вес, тс					
	56			61		
	Расход топлива, кг	Путь, км	Время, мин	Расход топлива, кг	Путь, км	Время, мин
500	160	-	2,0	180	-	2,0
900	230	6,5	2,8	245	6,5	2,8
1200	265	II,5	3,6	290	II,5	3,7
1500	310	I6,5	4,5	340	I6,5	4,9
1800	355	22,0	5,4	385	22,0	6,15
2100	400	27,0	6,25	435	27,0	7,3
2400	440	32,0	7,15	480	35,0	8,2
2700	485	37,5	8,1	525	40,0	9,1
3000	530	43,0	9,0	580	47,0	10,0
3300	575	49,0	9,9	630	53,5	10,85
3600	625	55,5	10,8	690	61,0	11,8
3900	670	62,5	II,7	750	68,5	12,65
4200	720	70,0	I2,6	810	76,5	13,75
4500	770	77,0	I3,5	865	85,0	14,9
4800	830	85,0	I4,4	920	94,0	16,15
5100	880	93,0	I5,4	980	I03	17,45
5400	940	I01,5	I6,6	I050	II4	18,8
5700	I010	II2	I8,I	I120	I25,5	20,25
6000	I070	I23	20,0	I190	I40	22,0
6300	II45	I36	2I,6	I290	I56	23,9
6600	I230	I50	23,3	I400	I73	26,2
6900	I320	I66	25,3	I530	I97	28,8
7200	I420	I87	27,6	I690	244	32,6
7500	I550	210	30,5	-	-	-
7800	I700	29I	34,2	-	-	-
8100	I910	300	42,4	-	-	-



4.14.3. Полет на эшелоне

Все полеты в условиях обледенения производить с постоянно включенными ПОС ВНА, воздухозаборников двигателей, воздушных винтов, стекол и оперения.

ПОС ВНА и воздухозаборников двигателей, а также воздушных винтов включать перед входом в облачность, туман, снеголад, дождь, морось при температуре воздуха 5°C и ниже, независимо от наличия или отсутствия обледенения (если они не были включены на земле). Выключать ПОС ВНА и воздухозаборников двигателей, ПОС крыла и оперения после выхода из зоны обледенения при полной уверенности в отсутствии льда на защищаемых поверхностях. Обогрев стекол при этом переключить на режим "СЛАБО".

ПОС крыла необходимо включать периодически после входа в зону обледенения для сброса льда, контролируя при этом состояние носков крыла, так как в длительном полете в условиях обледенения* с постоянно включенной ПОС, особенно при интенсивном обледенении, образуются ледяные полосы вдоль крыла за обогреваемым участком (барьерный лед).

Периодичность включения ПОС крыла 3–4 мин при толщине льда до 15–20 мм на штыре ВУО-1.

Визуально контролировать сброс льда с крыла.

Одновременно сбросить лед с ВУО-1, для чего нажать кнопку "СБРОС ЛЬДА" до полного удаления льда с указателя ВУО-1. Для подсвета штыря ВУО-1 установить переключатель "НОЧЬ – ДЕНЬ" в положение "НОЧЬ".

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПЕРЕД ВКЛЮЧЕНИЕМ ПОС КРЫЛА УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛИ КРАНОВ ОТБОРА ВОЗДУХА ОТ ВСЕХ ДВИГАТЕЛЕЙ НАХОДЯтся В ПОЛОЖЕНИИ "ОТКРЫТО" И ЧЕТЫРЕ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОРА "ОТБОР ВОЗДУХА ЗАКРЫТ" НА ПРАВОЙ ПРИБОРНОЙ ДОСКЕ НЕ ГОРЯТ.

Километровый расход топлива при полете с включенной ПОС ВНА и воздухозаборников двигателей увеличивается до 3%. При включении отбора воздуха от двигателей для всех потребителей ПОС километровые расходы топлива увеличиваются на 5%.

При включении ПОС крыла не допускать снижения скорости полета, для чего увеличить режим работы двигателей. Включение ПОС крыла и двигателей приводит к падению скорости на 15–20 км/ч.

В случае отказа одного или двух двигателей работа ПОС крыла обеспечивается подачей горячего воздуха от компрессоров работающих двигателей в носок крыла, однако при этом эффективность системы несколько снижается. Поэтому при вынужденном полете в зоне обледенения необходимо выключить подачу воздуха в грузовую кабину (если она была включена), выйти из зоны обледенения и произвести посадку на ближайший аэродром.



ПОС оперения при отказе одного или двух двигателей продолжает работать нормально, однако при этом необходимо включить выключатель "КОЛЬЦЕВАНИЕ ПРАВЫХ И ЛЕВЫХ ГЕНЕРАТОРОВ".

Запоздалое включение ПОС ВНА и воздухозаборников двигателей недопустимо, так как это приводит к сбросу образовавшегося на носках воздухозаборников льда во входной канал двигателей. Сброс льда вызывает нарушение в режиме работы двигателей вплоть до самовыключения на режимах меньше 61° по УПРТ или автоФЛГИРОВАНИЯ на больших режимах.

Если ПОС ВНА и воздухозаборников двигателей по каким-либо причинам не были включены своевременно и на воздухозаборниках двигателей образовался лед, то необходимо:

- а) при полетах на малой высоте в зоне аэродрома немедленно произвести посадку, не включая ПОС ВНА и воздухозаборников двигателей;
- б) при полете по маршруту выйти из облачности и произвести посадку на ближайший запасной аэродром, также не включая ПОС в том случае, если полет и посадка выполняются при температурах воздуха ниже минус $8\text{--}10^{\circ}\text{C}$;
- в) при значительном удалении от аэродромов или вблизи аэродромов, но при температуре воздуха на аэродроме посадки выше минус $8\text{--}10^{\circ}\text{C}$, необходимо:
 - выйти из зоны обледенения на безопасную высоту – не менее 2000 м;
 - установить режим работы двигателей 0,7 номинального ($62\pm2^{\circ}$ по УПРТ);
 - проверить готовность системы автоФЛГИРОВАНИЯ по загоранию зеленых светосигнализаторов;
 - поочередно включить ПОС ВНА и воздухозаборников двигателей, начиная с внутренних;
 - после включения ПОС каждого двигателя убедиться в удалении льда с воздухозаборника и при наличии устойчивой работы двигателя через 3–5 мин включить ПОС следующего двигателя;
 - если при сбросе льда с воздухозаборника произошли останов двигателя и его флагирование, закрыть кран останова, установить РУД на ЗМГ; если автоматического флагирования не произошло, произвести флагирование от кнопки КФЛ.

ПРИМЕЧАНИЕ. При отказе нескольких двигателей и невозможности дальнейшего продолжения полета разрешается произвести запуск остановившихся двигателей в воздухе (см. подразд. 5.14).

Контроль за работой ПОС крыла, ВНА и воздухозаборников двигателей в полете производится по загоранию соответствующих светосигнализаторов, а оперения, воздушных винтов и их обтекателей, кроме того, по увеличению показаний амперметров постоянного и переменного токов на щите радиста в момент включения ПОС. Суммарные токи в импульсе при одновременной работе циклических элементов и элементов постоянного обогрева оперения должны составлять 820–1120 А, при работе ПОС воздушных винтов и обтекателей – 55–60 А.

Показания указателей температур воздуха в крыле должны быть в пределах 75–100⁰С.

Контроль за работой программных механизмов опережения осуществляется по постоянному горению светосигнализаторов "ОБОГРЕВ ОПЕРЕН. до -10⁰" или "ОБОГРЕВ ОПЕРЕН. от -10⁰ до -20⁰" (в зависимости от положения переключателя изменения цикличности обогрева опережения) и по периодическому загоранию соответствующего светосигнализатора "РАБОТА ПРОГРАММ. МЕХАН.".

4.14.4. Снижение, заход на посадку и посадка

1. При снижении и заходе на посадку ПОС самолета и двигателей должна быть включена на постоянную работу перед входом в облачность, туман, снегопад или морось при температуре воздуха 5⁰С и ниже.

Во всех случаях включения ПОС обязательно убедиться в ее работе по загоранию светосигнализаторов и увеличению показаний амперметров постоянного и переменного токов. При включении обогрева крыла убедиться, что переключатели кранов отбора воздуха от всех двигателей находятся в положении "ОТКРЫТО".

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПОЗДАЛОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ ПОС ОПЕРЕНИЯ (ДОПУЩЕНО ОБРАЗОВАНИЕ ЛЬДА НА НОСКАХ СТАБИЛИЗАТОРА И КИЛЯ) ПРИВОДИТ К УХУДШЕНИЮ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРОТИВООБЛЕДЕННИЯ, В СВЯЗИ С ЧЕМ МОЖЕТ ПОТРЕБОВАТЬСЯ ДЛИТЕЛЬНОЕ ВРЕМЯ ДЛЯ СБРОСА ОБРАЗОВАВШЕСЯ ЛЬДА.

2. ПОС самолета отключать после выхода из облачности, предварительно убедившись в отсутствии льда на стабилизаторе и крыле.

В случае посадки при наличии низкой облачности и обледенения ПОС оперения отключать только после пролета БПРМ, перед приземлением, ПОС крыла – после приземления.

ПОС ВНА и воздухозаборников двигателей, а также воздушных винтов отключать после выхода из облачности, если температура воздуха на аэродроме посадки выше 5⁰С. При температуре на аэродроме 5⁰С и ниже указанные системы отключать после зарулевания на стоянку перед остановом двигателей.

Электрообогрев стекол отключать после посадки, а сигнализаторы обледенения СО и РМО – на рулении.

3. После снижения самолета до высоты полета по кругу, на скорости 350–360 км/ч выдвинуть закрылки на 15⁰ и дальнейший полет вплоть до окончания 4-го разворота выполнять на скоростях, рекомендованных для нормального захода на посадку.

4. Перед посадкой после полета в условиях обледенения в случае полного или частичного отказа ПОС стабилизатора, а также если полет в зоне обледенения происходил при температуре воздуха ниже минус 20⁰С или в интенсивном обледенении, экипаж самолета

до окончания 4-го разворота должен убедиться в отсутствии льда на стабилизаторе через смотровое окно в подкилевом отсеке и на воздухозаборниках двигателей (ночью с помощью плафона ПС-45).

5. После окончания 4-го разворота и при полной уверенности в отсутствии льда на стабилизаторе довыпустить закрылки до 25°. До входа в глиссаду уменьшить скорость полета до 280, 290 и 300 км/ч, что соответствует посадочным весам до 50 тс, 50–55 тс и выше 55 тс. Перед входом в глиссаду выпустить закрылки до 35° и выполнить заход в соответствии с рекомендациями для нормальной посадки. Уборку РУД внутренних двигателей на ЗМГ производить после приземления.

6. При наличии льда на стабилизаторе, а также в случае неуверенности в его отсутствии (невозможности визуального осмотра) заход на посадку и посадку производить с закрылками, отклоненными на 15°.

Снижение по глиссаде вплоть до начала выравнивания выполнять на следующих скоростях в зависимости от посадочного веса (табл. 4.I5).

Таблица 4.I5

Вес, тс	до 45	45–50	50–55	более 55
Скорость, км/ч	280	290	300	310

Посадочные скорости и длины пробега при посадке с отклоненными на 15° закрылками для стандартных атмосферных условий в зависимости от посадочных весов приведены в табл. 4.I6.

Таблица 4.I6

Вес, тс	до 45	45–50	50–55	более 55
Скорость, км/ч	250	260	270	280
Длина пробега, м	1300	1400	1500	1600

4.14.5. Уход на второй круг

При уходе на второй круг (на взлетном режиме работы двигателей) с включенной ПОС крыла, ПОС крыла не отключать. Подача воздуха в систему кондиционирования перед уходом на второй круг должна быть отключена.

4.14.6. Учебные и тренировочные полеты

В учебных и тренировочных полетах при температуре воздуха на земле 5⁰С и ниже, при наличии облачности, тумана, снегопада, дождя и мороси ПОС ВНА, воздухозаборников двигателей и воздушных винтов включать перед полетом, после запуска двигателей и выхода их на режим ЗМГ и оставлять включенными в полетах, при посадках, рулении и последующих взлетах независимо от наличия или отсутствия обледенения.

Отключать ПОС после окончания тренировочных полетов перед остановом двигателей. ПОС крыла, оперения и стекол включать и отключать в соответствии с ранее изложенными указаниями данного раздела.

При образовании барьерного льда на крыле и стабилизаторе самолета зарулевать на стоянку для удаления льда, чтобы исключить взлет на обледеневшем самолете.



4.15. ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТОВ НА ВПШ ОГРАНИЧЕННЫХ РАЗМЕРОВ

1. Допуск экипажей к полетам производится после выполнения тренировочных полетов.

Разрешается выполнение полетов в соответствии с указаниями настоящего раздела, если потребная посадочная дистанция превышает располагаемую длину ВПШ, определенную по рис. 4.3. При этом располагаемая длина ВПШ должна быть не менее потребной посадочной дистанции, определенной по номограмме на рис. 4.6.

Взлет выполняется в соответствии с указаниями п. 4.2.2.

Посадка выполняется с отклоненными на 35° закрылками.

2. Посадка на ВПШ ограниченных размеров запрещается в случаях:

- отказа двигателя до входа в глиссаду;
- отказа двигателя с флигированием винта до высоты принятия решения;
- при наличии льда на стабилизаторе или при неуверенности в его отсутствии;
- при невыпуске или неполном выпуске закрылок на 35° ;
- при боковом ветре более 10 м/с;
- установившаяся вертикальная скорость снижения по глиссаде превышает 6 м/с при выдерживаемой расчетной скорости полета.

3. Заход на посадку, выход на посадочную прямую и выпуск закрылок на 35° выполнять согласно указаниям подразд. 4.7.

После выпуска закрылок на 35° установить скорость снижения по глиссаде 250 км/ч независимо от посадочного веса и выдерживать ее до начала выравнивания.

Изменение режима работы раздельно внутренних и внешних двигателей для выдерживания скорости производится согласно п. 10 подразд. 4.7.1 или синхронно всех четырех двигателей по усмотрению КВС.

4. Для посадочных весов 54 тс и менее установка РУД на ПМГ производится перед началом выравнивания, для посадочных весов более 54 тс – в конце выравнивания.

5. При посадочных весах 54 тс и менее уборку РУД внутренних двигателей на ЭМГ выполнять до приземления на высоте не более 1 м, для посадочных весов более 54 тс – после приземления.

Уборку РУД внешних двигателей на ЭМГ во всех случаях выполнять после приземления.

6. Расчетные скорости приземления меньше скорости захода на посадку:

- для посадочных весов 54 тс и более – на 15 км/ч;
- для посадочных весов от 40 до 54 тс – на 25-15 км/ч.

7. Выполнить посадку в соответствии с подразд. 4.7.
8. Посадочная дистанция самолета с высоты 15 м для различных условий посадки определяется по номограмме на рис. 4.6. Номограмма применима для бетонированной и грунтовой ВПШ.

При этом значение коэффициента сцепления для грунтовой ВПШ принимать 0,55.

В связи с различным применением уборки РУД внутренних двигателей на ЗМГ на номограмме имеется линия излома, соответствующая весу 54 тс. Потребная посадочная дистанция определяется с коэффициентом запаса длины 1,15, учитывающим превышение расчетной скорости захода на посадку для случаев, предусмотренных РЛЭ.

Пунктирными линиями со стрелками показано, что при температуре 40°C, высоте аэродрома 750 м и посадочном весе 48 тс, уклоне ВПШ 1% вверх, встречном ветре 5 м/с, коэффициенте сцепления БВПШ 0,4, коэффициенте К = 1,15 потребная посадочная дистанция равна 1520 м, а при посадочном весе 56 тс, ВПШ без уклона, штиль, коэффициент сцепления ВПШ 0,55 – 1750 м.

9. При посадке с одним неработающим двигателем скорости захода на посадку и посадки выдерживаются такими же, как и при посадке со всеми работающими двигателями. Уборку РУД симметрично работающих двигателей производить в соответствии с указаниями по уборке РУД внутренних двигателей для нормальной посадки.

10. Посадку самолета с авторотирующим винтом на $\varphi = 12^0$ в условиях, предусмотренных в подразд. 5.10, выполнять с учетом следующих дополнительных рекомендаций:

- снижение выполнять с отклоненными на 35^0 закрылками, не допуская уменьшения скорости ниже 250 км/ч и полета ниже глиссады, для чего своевременно использовать режим симметрично работающих двигателей вплоть до взлетного;
- пролет ДПРМ производить на высоте, установленной для данного аэродрома, или с превышением не более 50 м;
- при планировании режим симметрично работающих двигателей не изменять до приземления. РУД двигателя, симметричного отказавшему, установить на ЗМГ перед началом выравнивания. После приземления РУД всех двигателей убрать на ЗМГ;
- после опускания колес передней опоры при устойчивом прямолинейном движении самолета снять с промежуточного упора винты симметрично работающих двигателей, а на скорости 150 км/ч – винт двигателя, симметричного отказавшему.



4.16. ОСОБЕННОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ В УСЛОВИЯХ ОГРАНИЧЕНИЯ ШУМА НА МЕСТНОСТИ

1 Общие положения

Самолет АН-12 и его модификации по уровню шума, создаваемого им на местности, соответствует требованиям 3 Ступени Приложения С Авиационных Правил Части 36 и главы 3 Приложения 16 Стандарта ИКАО при максимальной взлетной массе 61000 кг и максимальной посадочной массе 58000 кг при взлетно-посадочной конфигурации:

$$\delta_{3 \text{ взл}} = 15^\circ, \quad \delta_{3 \text{ пос}} = 25^\circ.$$

Таблица 4.17

Контрольные точки	Уровни шума, ЕРН дБ		
	АН-12 с двигателями Аи-20М	АН-12 с двигателями Аи-20К	Допустимые значения
Сбоку ВПП	95,7±0,3	95,2±1,4	96,1
Набор высоты	96,0±0,6	97,3±0,6	95,4
Посадка	97,4±0,8	97,4±0,8	99,9

Требования к эксплуатации самолетов в определенных аэропортах обязывают летные экипажи выполнять взлет и посадку с ограничением шума на местности.

Ниже приведены рекомендации по особенностям выполнение взлета и посадки самолета, обеспечивающие соответствие требованиям по допустимому уровню шума в районе аэропортов.

Уменьшение шума на местности при взлете обеспечивается за счет набора высоты при выдерживании скорости полета, равной $V_2 + 20$ км/ч, и дросселировании режима работы двигателей на заданной высоте.

Уровень шума, создаваемый самолетом в зоне ограничения шума, может быть уменьшен удалением самолета при взлете и посадке от зоны ограничения шума путем выбора (по согласованию с диспетчером аэропорта) предпочтительных по шуму ВПП и маршрута полета. Это необходимо учитывать при подготовке к полету.

Если в аэропорту имеются рекомендации для взлета и посадки по ограничению шума на местности, экипаж обязан:

- изучить рекомендации по ограничению шума в данном аэропорту;
- выполнять рекомендации по ограничению шума на местности для аэропорта в случае, если их применение обеспечивает безопасность выполнения полета.

2. Взлет в условиях ограничения шума на местности.

Взлет выполняйте в соответствии с разделом 4.2. РЛЭ. После достижения скорости V_2 произведите разгон до скорости, указанной в таблице 4.18.

Таблица 4.18

Взлетная масса, т	54 и менее	54-57	57-59	59-61
Приборная скорость, км/ч	280	285	290	300

Набор высоты выполняйте при работе двигателей на взлетном режиме на постоянной скорости с закрылками, отклоненными на 15°.

На высоте не менее 500 м уменьшите режим работы двигателей до номинального ($\alpha_{руд}=84^\circ$) и продолжайте набор высоты с выпущенными закрылками и с постоянной скоростью, приведенной в таблице 4.18.

При выходе из зоны ограничения шума или на высоте 1000 м над уровнем ВПП увеличьте скорость полета до 310 км/ч и в три приема уберите закрылки, обеспечив к концу уборки скорость 340-350 км/ч, и выполняйте полет по маршруту согласно РЛЭ.



В случае необходимости, для уменьшения шума, разрешается выполнять разворот в сторону от населенного пункта в режиме набора высоты на высоте не менее 200 м (по радиовысотомеру) с креном не более 15°.

В случае отказа двигателя и других систем самолета в любой точке траектории взлета дальнейший полет выполняйте по рекомендациям РЛЭ.

3. Заход на посадку и посадка.

Посадочное положение закрылков — 25°

Заход на посадку и посадку выполняйте в соответствии с указаниями раздела 4.7 РЛЭ.

При этом скорости снижения и посадки в зависимости от посадочной массы выдерживайте в соответствии с таблицей 4.19.

Таблица 4.19

Посадочная масса, т	До 45	45-50	50-55	Свыше 55
Скорость снижения, км/ч	260	270	280	290
Посадочные скорости, км/ч	220	230	240	250

При заходе на посадку поддерживать синхронное перемещение РУД четырех двигателей.

В случае необходимости дополнительного уменьшения уровня шума на аэродроме посадки выясните возможность пролета пункта контроля шума (ПКШ) с боковым уклонением.

Длина пробега и посадочная дистанция определяются по рис. 4.2. и 4.3. РЛЭ.

Полученные по номограммам значения длины пробега и посадочной дистанции необходимо увеличить на 25%.



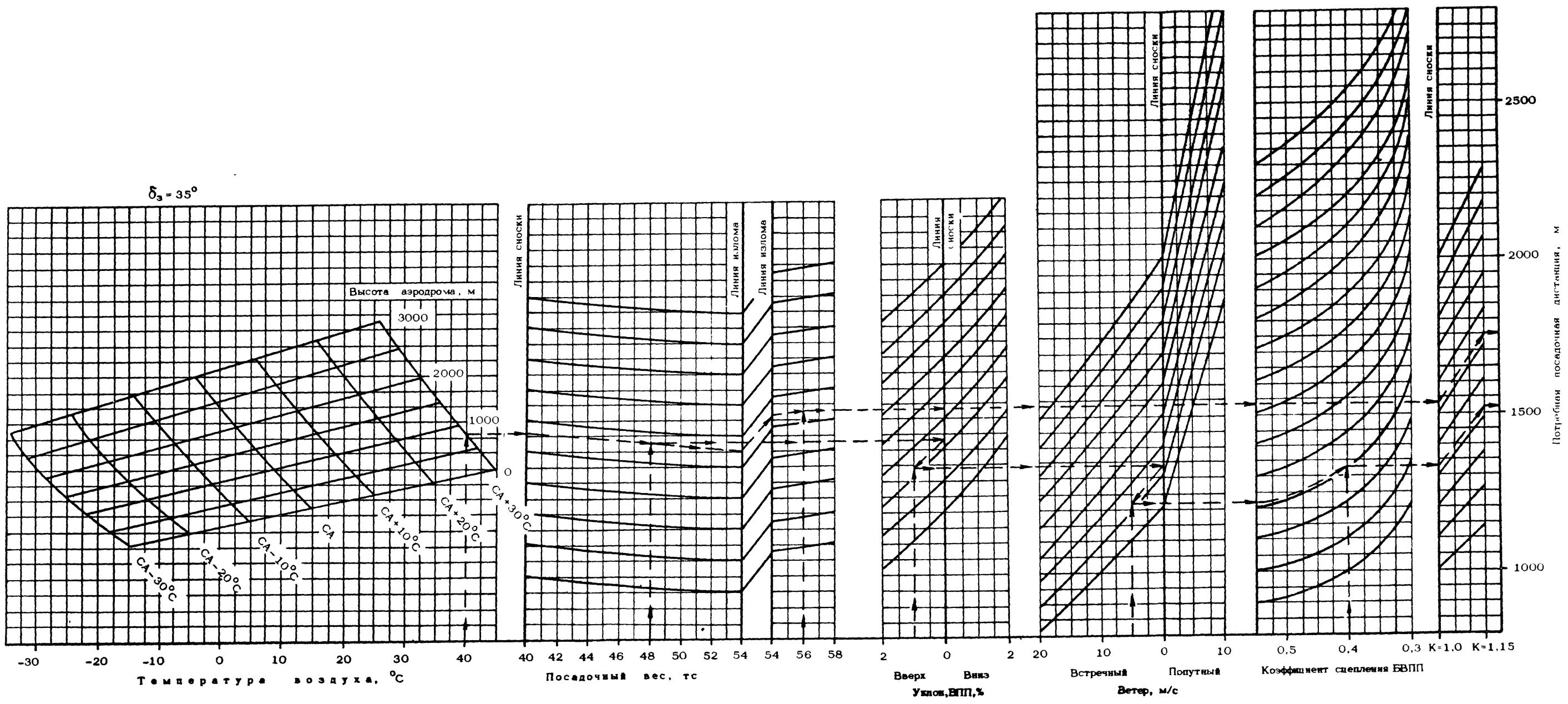


Рис. 4.6. Потребная посадочная дистанция.



4.16. "Особенности пилотирования при визуальном заходе на посадку.

- (1) Визуальный заход на посадку - заход на посадку, выполняемый в соответствии с правилами полета по приборам (ППП), когда часть схемы или вся схема захода на посадку по приборам не завершена и заход на посадку осуществляется при визуальном контакте с ВПП и/или ее ориентирами.
- (2) Вход в зону (район) аэродрома осуществляется КВС или 2/П по установленным схемам (STAR) или по траекториям, задаваемым службой УВД. Снижение и заход на посадку по ППП следует осуществлять с помощью радиотехнических средств посадки и навигации - РМС, РСП, ОСП, ОПРС (ДПРС, БПРС), VOR, VOR/DME до установленной высоты точки начала визуального захода на посадку (ТН ВЗП).
- (3) До достижения точки начала визуального захода на посадку должен быть осуществлен выпуск шасси и механизации крыла в промежуточное положение.
- (4) Как правило жесткая схема визуального захода на посадку не устанавливается. В общем случае визуальный полет в зоне визуального маневрирования осуществлять с выполнением кругового маневра на высоте полета по кругу (Нкр.взл), не менее Нмс конкретного аэродрома (рис. 4.7).
- (5) На высоте точки начала визуального захода на посадку, если не установлен визуальный контакт с ВПП или ее ориентирами, самолет следует перевести в горизонтальный полет до установления надежного визуального контакта с ВПП или ее ориентирами.
- (6) При установлении надежного визуального контакта КВС должен доложить диспетчеру: "Полосу вижу", и получить разрешение (подтверждение) на выполнение визуального захода на посадку. Пилотирование при визуальном заходе на посадку должен осуществлять командир воздушного судна при постоянном визуальном контакте с ВПП или ее ориентирами. Если при приближении к ВПП визуальный контакт не установлен или впоследствии потерян, должен быть выполнен разворот в сторону ВПП с набором высоты и выходом на установленную схему ухода на второй круг по приборам для последующего захода на посадку по ППП.
- (7) Маневрирование при визуальном заходе на посадку осуществлять с кренами не более 30°.
- (8) До начала разворота в направлении ВПП предполагаемой посадки на высоте не ниже минимальной высоты снижения необходимо:
 - выпустить механизацию крыла в посадочное положение;
 - установить скорость V_{3P} согласно таблицы 4.6 или 4.8;





- выполнить контрольные операции по Карте контрольной проверки, соответствующей Карте "После придания самолету посадочной конфигурации"

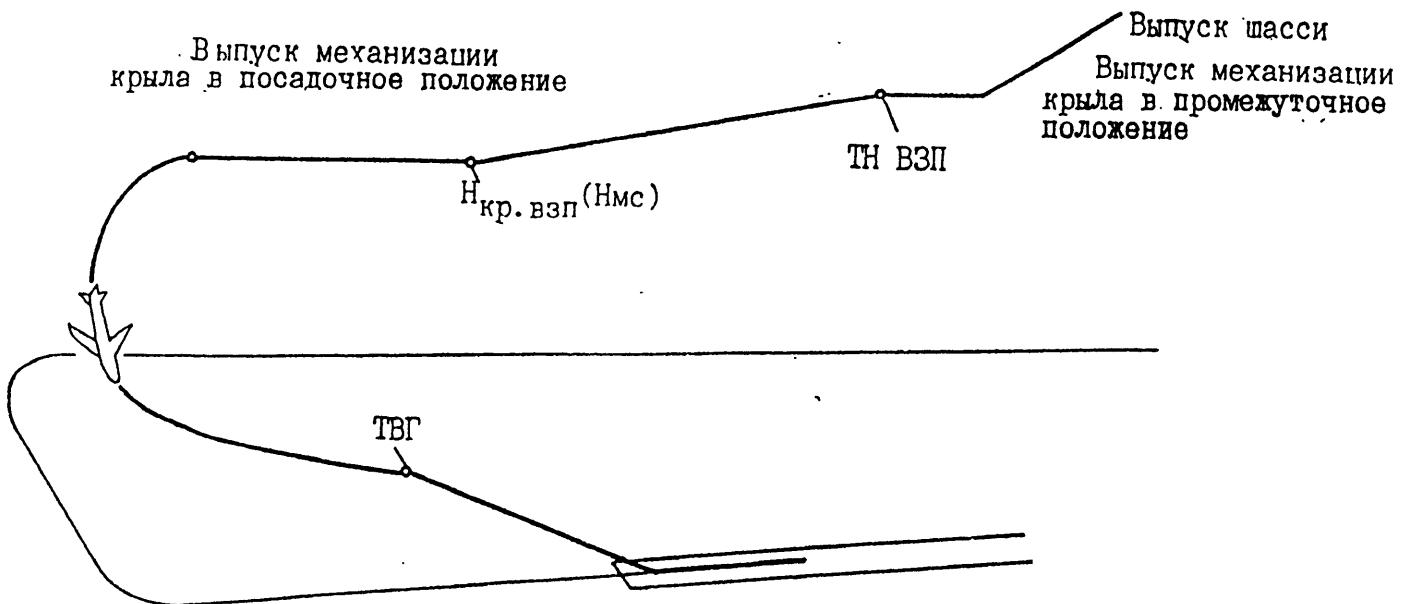
Разворот на посадочный курс выполнять с выдерживанием скорости $V_{эп}$ со снижением с вертикальной скоростью, не превышающей 5 м/с до высоты входа в глиссаду. Рекомендуемый крен при развороте на посадочный курс 20° , но не более 30° . Высота входа в глиссаду должна быть не менее 150 м.

ВНИМАНИЕ! ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ РАЗВОРОТА НА ПОСАДОЧНЫЙ КУРС ВОЗМОЖНО И ДОПУСКАЕТСЯ СРАБАТЫВАНИЕ СИГНАЛИЗАЦИИ ПРЕДЕЛЬНЫХ КРЕНОВ

(9) После выхода на посадочный курс КВС необходимо оценить положение самолета относительно ВПП. Если положение самолета посадочное, установить скорость захода на посадку $V_{зп}$ и режим снижения по глиссаде ($\sim 3^\circ$) КВС доложить диспетчеру посадки о готовности к посадке и получить разрешение на посадку

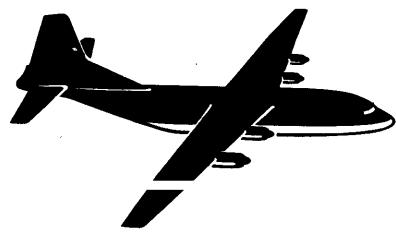
10) С точки начала визуального захода на посадку пилотирование осуществляется только КВС 2/П контролирует полет по приборам, обращая особое внимание на выдерживание установленной для данного аэродрома минимальной высоты снижения, скорости и углов крена. При выполнении разворота на посадочный курс при горячем табло сигнализации предельных кренов - 2/П сообщает КВС о достижении крена 30° .

Штурман контролирует высоту и скорость полета и по возможности положение самолета относительно ВПП



Визуальный заход на посадку (круговой маневр)
Рис. 4.7.





РАЗДЕЛ 5
ОСОБЫЕ
СЛУЧАИ
В ПОЛЕТЕ

АН-12





РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ



СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
5.1. ПРИЗНАКИ ОТКАЗА ДВИГАТЕЛЯ	1
5.2. ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ	3
5.3. ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ НА ВЗЛЕТЕ	4
5.3.1. Прерванный взлет	4
5.3.2. Продолженный взлет	5
5.4. ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ НА ПРОДОЛЖЕННОМ ВЗЛЕТЕ С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ	7
5.5. ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ В РЕЖИМЕ НАБОРА ВЫСОТЫ	8
5.6. ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ И НА СНИЖЕНИИ	9
5.7. ОТКАЗ ДВУХ ДВИГАТЕЛЕЙ В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ	10
5.8. ПОСАДКА САМОЛЕТА С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ	12
5.9. ПОСАДКА САМОЛЕТА С ДВУМЯ НЕРАБОТАЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ С ОДНОЙ СТОРОНЫ КРЫЛА	13
5.10. ПОЛЕТ И ПОСАДКА САМОЛЕТА С ОДНИМ ОТКАЗАВШИМ ДВИГАТЕЛЕМ, ВИНТ КОТОРОГО АВТОРОТИРУЕТ	15
5.10.1. Общие указания	15
5.10.2. Отказ двигателя на скорости более 450 км/ч ИС. Полет на высоте эшелона, набор высоты и снижение с авторотирующим винтом	18
5.10.3. Отказ двигателя на скорости менее 450 км/ч ИС. Полет по кругу, начальный участок набора высоты с авторотирующим винтом	19
5.10.4. Заход на посадку и посадка самолета с авторотирующим винтом внешнего двигателя	19
5.10.5. Отказ внешнего двигателя с переходом его винта на авторотацию на высоте круга до входа самолета в глиссаду	20
5.10.6. Заход на посадку и посадка с авторотирующим на 0° винтом внешнего двигателя	20
5.10.7. Заход на посадку и посадка с авторотирующим на промежуточном упоре 12° винтом внешнего двигателя	21
5.10.8. Отказ внешнего двигателя с переходом винта на авторотацию после входа самолета в глиссаду	22



	Стр.
5.11. УХОД САМОЛЕТА НА ВТОРОЙ КРУГ ПРИ ОДНОМ НЕРАБОТАЮЩЕМ ДВИГАТЕЛЕ	23
5.12. УХОД САМОЛЕТА НА ВТОРОЙ КРУГ СО СНЯтым С ПРОМЕЖУТОЧНОГО УПОРА И АВТОРОТИРУЮЩИМ НА 0° ВИНТОМ НЕРАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ	24
5.13. УХОД САМОЛЕТА НА ВТОРОЙ КРУГ ПРИ ДВУХ НЕРАБОТАЮЩИХ ДВИГАТЕЛЯХ С ОДНОЙ СТОРОНЫ КРЫЛА	26
5.14. ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ	27
5.15. ПОЛЕТ САМОЛЕТА СО ВСЕМИ НЕРАБОТАЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ	30
5.15.1. Общие указания	30
5.15.2. Пилотирование самолета со всеми неработающими двигателями	30
5.15.3. Заход на посадку и посадка со всеми неработающими двигателями	31
5.16. ПИЛОТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА НА БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ	33
5.17. ЭКСТРЕННОЕ СНИЖЕНИЕ	36
5.18. ПОСАДКА САМОЛЕТА С УБРАННЫМИ ЗАКРЫЛКАМИ	38
5.19. ПОЛЕТ С ОТКРЫТЫМ ГРУЗОВЫМ ЛЮКОМ	39
5.20. ПОЖАР НА САМОЛЕТЕ	40
5.20.1. Общие указания	40
5.20.2. Пожар внутри двигателя	41
5.20.3. Пожар в гондоле двигателя	41
5.20.4. Пожар в кабинах самолета	42
5.20.5. Пожар в отсеках крыла или дополнительных топливных баков	43
5.21. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ОТКАЗЕ ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ	45
5.22. ПИЛОТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА ПРИ ОТКАЗЕ ВСЕХ АВИАГОРИЗОНТОВ	48
5.23. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ОТКАЗАХ СДУ	49
5.24. ПОСАДКА САМОЛЕТА ПРИ НЕИСПРАВНОМ ШАССИ	50
5.24.1. Общие указания	50
5.24.2. Посадка при отказе сигнализации шасси или не-постановке на замки выпущенного положения	50
5.24.3. Посадка с полностью или частично убранным шасси	51
5.25. ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА И ЭКСТРЕННАЯ ЭВАКУАЦИЯ ЭКИПАЖА ИЗ САМОЛЕТА НА ЗЕМлю	52
5.26. ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА САМОЛЕТА НА ВОДУ	56



5.1. ПРИЗНАКИ ОТКАЗА ДВИГАТЕЛЯ

Основные признаки отказа двигателя:

- стремление самолета к развороту и крену в сторону отказавшего двигателя;
- загорание светосигнализатора "ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ", и светосигнализатора в кнопке КФЛ.

1. Признаки возможных отказов (неисправностей) двигателя:

- падение или колебание давления масла в ИКМ двигателя;
- падение или колебание давления топлива перед форсунками более ± 3 кгс/см² при неизменном положении РУД;
- падение мгновенного расхода топлива по РТМС;
- интенсивный уход масла из бака - более 1 л/ч;
- падение давления масла ниже нормальных пределов;
- опасная вибрация, определяемая по загоранию светосигнализатора и прибору ИВ-41;
- увеличение (уменьшение) частоты вращения ротора двигателя или раскачка частоты превышает $\pm 1\%$;
- падение или увеличение температуры газов за турбиной;
- загорание светосигнализатора "РАСФЛОГИРОВАНИЕ";
- загорание светосигнализатора "ВИНТ СНЯТ С УПОРА";
- загорание светосигнализатора "СТРУЖКА В ДВИГАТЕЛЕ".

В зависимости от характера отказа двигателя светосигнализаторы могут гореть как одновременно, так и порознь. Действия экипажа при обнаружении указанных отказов (неисправностей) изложены в подразд. 6.1.1, п. Г.

2. При отказе двигателя на разбеге или в режимах набора высоты, горизонтального полета и снижения, в случаях несрабатывания систем автоФЛОГИРОВАНИЯ воздушного винта возникает большая отрицательная тяга, которая значительно усложняет пилотирование самолета, особенно при отказе двигателя № 1 или 4.

3. Своевременное определение отказавшего двигателя и флагирование его винта значительно облегчает пилотирование самолета.

4. При превышении уровня виброперегрузок двигателя в полете необходимо проверить исправность виброаппаратуры встроенным контролем. Если аппаратура исправна, бортмеханик по команде КВС останавливает двигатель с флагированием воздушного винта.

Если при проверке встроенным контролем выявлена неисправность виброаппаратуры ИВ-41, двигатель подлежит нормальной эксплуатации до конца полета, а после посадки необходимо устранить неисправность.

5. Стр. I
Окт 10/90





Виброперегрузки считаются нормальными, если они не превышают значения 5,5 в полете.

В течение каждого полета на эшелоне изменение текущих значений виброперегрузок не должно превышать 1, а в течение трех последних полетов на эшелоне одностороннее изменение виброперегрузок не должно превышать 1,5.

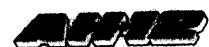
5. Если в полете загорится светосигнализатор "СТРУЖКА В ДВИГАТЕЛЕ", необходимо проконтролировать по бортовым приборам параметры работы двигателя (обратив особое внимание на величину виброперегрузок и давление масла), уровень масла в баке и сигнализацию пожара внутри двигателя.

Если параметры работы двигателя и силовой установки в норме, разрешается продолжать полет до аэродрома посадки без останова двигателя.

Если обнаружены отклонения в параметрах работы двигателя и силовой установки, двигатель подлежит останову с вводом лопастей винта во флагерное положение, после чего необходимо включить противопожарную систему внутри двигателя и произвести посадку на ближайшем аэродроме.

ПРИМЕЧАНИЕ. Загорание светосигнализаторов "ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ" и светосигнализатора в кнопке КФЛ не является признаками отказа двигателя в случаях:

- при запуске и останове двигателя;
- после установки РУД на ЗМГ при снятии винтов с упора на пробеге;
- при экстренном снижении с высоты менее 4000 м (РУД на ЗМГ);
- при уборке РУД ниже значения Ш.Т для фактической температуры воздуха.



5.2. ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ

1. При обнаружении в полете признаков отказа (ненадежности) двигателя необходимо руководствоваться подразд. 6.1.1, п. Г. Во всех случаях ненормальной работы двигатель необходимо остановить с обязательным выводом лопастей винта отказавшего двигателя во флагерное положение.

2. Система автоматического флагирования выводит лопасти винта во флагерное положение и прекращает подачу топлива в случае появления неисправностей двигателя или систем силовой установки, приводящих к падению давления масла в ИКМ ниже $10+0,5$ кгс/см², если двигатель перед отказом работал на режиме не ниже $56+2^{\circ}$ по УПРТ. Автоматическое флагирование произойдет также при возникновении отрицательной тяги 1200 кгс и более, если двигатель перед отказом работал на режиме не ниже $40+2^{\circ}$ по УПРТ.

3. Во всех случаях отказа двигателя, если лопасти винта не введены во флагерное положение автоматической системой флагирования, немедленно по команде КВС зафлагировать винт отказавшего двигателя кнопкой КФЛ.

Если флагирования от кнопки КФЛ не произошло, необходимо немедленно произвести флагирование воздушного винта от аварийной системы.

На остановленном двигателе:

- закрыть кран останова и перекрытий кран топлива;
- включить первую очередь системы пожаротушения внутрь двигателя;
- отключить генераторы переменного и постоянного тока;
- закрыть отбор воздуха.

В полете с отказавшим двигателем бортмеханик следит за состоянием отказавшего двигателя и в случае повышения частоты вращения винта применяет аварийную систему Флагирования.

ВНИМАНИЕ! В СЛУЧАЕ ОТКАЗА ВСЕХ СИСТЕМ ФЛАГИРОВАНИЯ (АВТОМАТИЧЕСКОЙ, ОТ КНОПКИ КФЛ И АВАРИЙНОЙ) НЕОБХОДИМО ОТКЛЮЧИТЬ ПОДАЧУ ТОПЛИВА В ОТКАЗАВШИЙ ДВИГАТЕЛЬ УСТАНОВКОЙ ВЫКЛЮЧАТЕЛЯ КРАНА ОСТАНОВА В ПОЛОЖЕНИЕ "ЗАКРЫТ". ВЫПОЛНИТЬ ПОЛЕТ И ПОСАДКУ В СООТВЕТСТВИИ С ПОДРАЗД. 5.10.

4. Для останова двигателя флагированием воздушного винта от кнопки КФЛ при учебно-тренировочных или испытательных полетах необходимо:

- а) рычаг управления двигателем установить на проходную защелку ПМГ;
- б) нажать и через 2-3 с отпустить кнопку КФЛ;
- в) установить кран останова двигателя, винт которого зафлагирован, в положение "ЗАКРЫТ";
- г) в случае самопроизвольного выхода винта из флагера повторно зафлагировать винт от кнопки КФЛ.



**5.3. ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ НА ВЗЛЕТЕ**

1. В случае отказа двигателя на взлете воздушный винт отказавшего двигателя должен зафлюгироваться автоматически.

2. Если автоматического флюгирования воздушного винта не произошло, бортмеханик по команде КВС немедленно флюгирует винт отказавшего двигателя кнопкой КФЛ.

Если флюгирования от кнопки КФЛ не произошло, необходимо немедленно произвести флюгирование воздушного винта от аварийной системы.

На остановленном двигателе по достижении высоты круга и скорости 320-350 км/ч
Необходимо:

- закрыть кран останова и перекрывной кран топлива;
- включить первую очередь пожаротушения внутрь двигателя;
- отключить генераторы переменного и постоянного тока;
- закрыть отбор воздуха.

ПРИМЕЧАНИЕ. При пожаре на отказавшем двигателе перекрывной кран топлива
закрыть сразу после загорания светосигнализатора.

3. Выполнение взлета после отказа одного из внешних двигателей на разбеге является сложным элементом пилотирования самолета, особенно при малых скоростях полета, и требует от пилота четких и своевременных действий средствами путевого управления. При движении самолета с одним отказавшим двигателем по земле необходимо энергично прижать переднюю опору шасси к ВШ.

5.3.1. Прерванный взлет

1. Взлет самолета должен быть прекращен при отказе двигателя:

- на скорости менее 180 км/ч;
- на скорости, равной или меньшей скорости принятия решения (V_1);
- до отрыва самолета при взлете с грунтовой ВШ или искусственной ВШ, покрытой осадками, или при боковой составляющей ветра более 8 м/с.

2. При отказе на разбеге двигателя № 1 самолет удерживается от разворота отклонением руля направления, управлением передней опорой шасси и применением тормозов колес шасси практически во всем диапазоне возможных скоростей отказа.

3. При отказе двигателя № 4 на скоростях разбега менее 140 км/ч самолет не удерживается на ВШ даже при полном отклонении педалей и применении тормозов колес шасси.



4. Для прекращения взлета при отказе 4-го двигателя на скоростях менее 140 км/ч необходимо:

- отклонить полностью руль направления и элероны в сторону двух работающих двигателей, зажать тормоза левой тележки шасси, одновременно отжать штурвал от себя до упора;
- установить рычаги управления всех двигателей на ЗМГ;
- для парирования разворачивающего момента, в случае опасного разворота в сторону препятствий, снять с упора винт I-го двигателя;
- с прекращением разворота по команде КВС бортмеханик снимает с упора винты внутренних двигателей.

5. Для прекращения взлета при отказе I-го двигателя, а также при отказе 4-го двигателя на скоростях более 140 км/ч необходимо:

- парировать разворот самолета отклонением руля направления и элеронов в сторону двух работающих двигателей;
- установить рычаги управления всех двигателей на ЗМГ;
- отжать штурвал от себя, прижимая переднюю опору шасси к НШ;
- снять с упора винты работающих внутренних двигателей, а на скорости не более 130 км/ч в процессе уверенно управляемого прямолинейного пробега снять с упора винт двигателя, симметричного отказавшему;
- для сокращения длины пробега и выдерживания направления использовать управление передней опорой и основное торможение колес шасси, а при необходимости и аварийное торможение.

5.3.2. Продолженный взлет.

1. Взлет самолета должен быть продолжен при следующих условиях:

- отказе двигателя на скорости, большей скорости принятия решения;
- отказе двигателя после отрыва самолета.

2. Для продолжения взлета при отказе двигателя на разбеге до отрыва необходимо:

- отклонить руль направления и элероны в сторону работающих двигателей;
- одновременно энергично отжать штурвал от себя для прижатия передней опоры шасси, обеспечивая прямолинейное направление разбега. Разбег продолжать в трехточечном положении практически до отрыва, не допуская преждевременного уменьшения угла отклонения руля направления.

По достижении скорости не менее 250 км/ч (независимо от взлетного веса) произвести отрыв самолета.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРЕЖДЕВРЕМЕННЫЙ ОТРЫВ САМОЛЕТА ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПРОДОЛЖЕННОГО ВЗЛЕТА ПРИВОДИТ К РЕЗКОМУ РАЗБОРУ В СТОРОНУ ОТКАЗАВШЕГО ДВИГАТЕЛЯ.



3. При отказе двигателя после отрыва самолета удерживать самолет на курсе взлета отклонением руля направления и элеронов с креном до 5° в сторону двух работающих двигателей и продолжать разгон до достижения безопасной скорости взлета V_2 .

4. На высоте не менее 10 м по команде КВС убрать шасси. После уборки шасси довести скорость полета до 280 км/ч и продолжать начальный набор высоты с креном до 5° в сторону работающих двигателей.

5. На высоте не менее 50 м уменьшить нагрузку на штурвал триммером руля высоты. На высоте 120 м снять усилия с руля направления и элеронов и начать уборку закрылков импульсами, одновременно увеличивая скорость полета с таким расчетом, чтобы к моменту полной уборки закрылков скорость была не менее 310 км/ч. Дальнейшее выполнение полета с одним отказавшим двигателем сложности не представляет.



**5.4. ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ НА ПРОДОЛЖЕННОМ ВЗЛЕТЕ
С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ**

1. Если на продолженном взлете с одним неработающим двигателем появятся признаки отказа еще одного двигателя и при этом автоматического флагирования винта не произошло, винт этого двигателя не флагировать.

2. На продолженном взлете с одним неработающим двигателем полный отказ (флагирование винта) еще одного двигателя приводит к снижению самолета с вертикальной скоростью до 3 м/с.

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.

4. Если неисправный двигатель создает положительную тягу, разрешается по усмотрению КВС использовать режимы этого двигателя без каких-либо ограничений. При этом необходимо учитывать то, что если неисправность двигателя связана с пожаром, критическое состояние двигателя вследствие непотушенного пожара может возникнуть уже через минуту после его возникновения.

5. Заход на посадку и посадку на аэродроме выполнять в соответствии с указаниями подразд. 5.8 или 5.9.

Вынужденную посадку на суще вне аэродрома, в зависимости от условий, по усмотрению КВС разрешается выполнять как с убранным, так и с выпущенным шасси (последнее предпочтительнее, если позволяют условия и располагаемое время).

**5.5. ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ В РЕЖИМЕ НАБОРА ВЫСОТЫ**

1. Если в режиме набора высоты произойдет отказ двигателя, то воздушный винт отказавшего двигателя должен зафлюгироваться автоматически.

2. Если автоматического флюгирования воздушного винта не произошло, бортмеханик по команде КВС немедленно флюгирует винт отказавшего двигателя кнопкой КФЛ.

Если флюгирования от кнопки КФЛ не произошло, необходимо немедленно произвести флюгирование воздушного винта от аварийной системы.

На остановленном двигателе:

- закрыть кран останова и перекрывающий кран топлива;
- включить первую очередь пожаротушения внутри двигателя;
- отключить генераторы переменного и постоянного тока;
- закрыть отбор воздуха.

3. КВС должен отключить автопилот, систему директорного управления "Привод" или прекратить пилотирование по командным стрелкам, парировать элеронами и рулем направления стремление самолета к крену и развороту, создавая одновременно крен до 5° в сторону работающих двигателей, и сбалансировать самолет триммерами.

4. Бортмеханик должен открыть кран кольцевания топливной системы и вести контроль за расходом топлива.

5. Если по условиям полета необходимо продолжать набор высоты на трех работающих двигателях, то скорость набора высоты должна быть 340–350 км/ч для полетных весов 55–60 тс. После достижения высоты 5000 м набор высоты следует производить с уменьшением скорости на 10 км/ч на каждые 1000 м.

Высота практического потолка при одном неработающем двигателе и на nominalном режиме работающих двигателей приведена в табл. 5. I.

Таблица 5. I

Полетный вес, тс	54	56	58	61
Практический потолок, м	8100	7400	7100	6400

5.6. ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ
И НА СНИЖЕНИИ

1. В случае отказа двигателя в режиме горизонтального полета воздушный винт отказавшего двигателя должен зафлюгироваться автоматически.

2. Если автоматического флюгирования воздушного винта не произошло, бортмеханик по команде КВС немедленно флюгирует винт отказавшего двигателя кнопкой КФЛ.

Если флюгирования от кнопки КФЛ не произошло, необходимо немедленно произвести флюгирование воздушного винта от аварийной системы.

На остановленном двигателе:

- закрыть кран останова и перекрывающий кран топлива;
- включить первую очередь пожаротушения внутрь двигателя;
- отключить генераторы переменного и постоянного тока;
- закрыть отбор воздуха.

3. КВС должен отключить автопилот, систему директорного управления "Привод" или прекратить пилотирование по командным стрелкам и сбалансируировать самолет с помощью триммеров.

4. Бортмеханик должен открыть кран кольцевания топливной системы и вести контроль за расходом топлива.

5. Полет на трех работающих двигателях сложности не представляет, самолет обладает достаточным запасом тяги, устойчивости и управляемости для продолжения горизонтального полета. Полет выполняется с креном 2-4° в сторону работающих двигателей на скорости полета не менее 350 км/ч. При полете в болтанку скорость горизонтального полета должна быть не менее 370 км/ч.

Если нет возможности выполнять горизонтальный полет на указанных скоростях, необходимо снизиться до высоты, на которой возможен горизонтальный полет с этими скоростями.

При полете на трех работающих двигателях километровый расход топлива практически не отличается от расхода в полете с четырьмя работающими двигателями при равных полетных весах и высоте полета.

6. В горизонтальном полете необходимо следить за равномерностью выработки топлива из правых и левых групп баков, не допуская различия в количестве остающегося топлива более чем на 600 кгс. При неравномерной выработке топлива открыть кран кольцевания и отключить насосы подкачки с той стороны, где топлива меньше, для чего перекидной выключатель перевести из нейтрального положения в сторону вырабатываемых групп баков.

5.7. ОТКАЗ ДВУХ ДВИГАТЕЛЕЙ В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ

1. Если в полете с одним отказавшим двигателем произошел отказ другого двигателя и не произошло автоматического флюгирования воздушного винта, то бортмеханик по команде КВС немедленно флюгирует винт отказавшего двигателя кнопкой КФЛ.

Если флюгирования от кнопки КФЛ не произошло, необходимо немедленно произвести флюгирование воздушного винта от аварийной системы.

На остановленном двигателе:

- закрыть кран останова и перекрывающий кран топлива;
- включить первую очередь пожаротушения внутрь двигателя;
- отключить генераторы переменного и постоянного тока;
- закрыть отбор воздуха.

2. После флюгирования воздушного винта отказавшего двигателя увеличить режим работы работающим двигателям до величины, обеспечивающей скорость горизонтального полета 320–330 км/ч и открыть кран кольцевания топливной системы.

3. При отказе второго двигателя с одной стороны крыла самолет энергично входит в крен в сторону отказавших двигателей, имеет тенденцию к потере высоты и резкому уменьшению скорости полета. В этом случае КВС должен удержать самолет от крена и разворота, доведя режим работающих двигателей до величины, потребной для сохранения скорости полета, уменьшив усилия на органах управления до приемлемых величин с помощью триммеров руля направления и элеронов. Полет с двумя неработающими двигателями выполнять с креном до 5° в сторону работающих двигателей.

4. В полете с двумя отказавшими двигателями с одной стороны крыла разрешается выполнять развороты как в сторону работающих, так и в сторону отказавших двигателей с креном не более 15° .

5. Если отказ второго двигателя произошел на высоте эшелона, то для обеспечения максимальной дальности полета после отказа двигателя нужно установить работающим двигателям режим 84° по УПРТ и выдерживать скорость 320–340 км/ч в зависимости от полетной массы. При этом самолет будет снижаться с вертикальной скоростью, уменьшающейся по мере потери высоты. При полетном весе 59 тс на высоте 8000 м в условиях безветрия и при температуре, соответствующей СА, самолет за первые 9 мин снизится до 6000 м и пройдет за это время 72 км, за 32 мин самолет снизится до 4000 м и пройдет за это время 255 км, за 1 ч самолет снизится до 3500 м и пройдет за это время 450 км.

Снижение самолета будет происходить до высот 4000–2500 м (в зависимости от полетного веса), на которых возможен горизонтальный полет самолета. Горизонтальный полет на

5. Стр. 10

высоте 2500 м с двумя неработающими двигателями возможен с полетным весом 59 тс и меньше. При большем полетном весе полет самолета возможен со снижением.

6. Если отказ второго двигателя произошел на высоте круга или ниже и по условиям полета необходимо произвести набор высоты, то скорость набора следует установить не меньше 320 км/ч.

При полетном весе 56 тс скороподъемность составляет 1,5 м/с, а практический потолок – 3000 м; при полетном весе 58 тс скороподъемность – 0,8 м/с, а практический потолок – 2000 м.

7. При необходимости выполнения длительного полета на двух работающих двигателях следить за равномерностью выработки топлива из групп баков правого и левого полукрыльев, не допуская разности в количестве оставшегося топлива более 600 кгс.

При неравномерной выработке топлива открыть кран кольцевания и выключить насосы подкачки с той стороны, где топлива меньше, для чего перекидной выключатель поставить из нейтрального положения в сторону вырабатываемых групп баков.

8. Пилотирование самолета при отказе двух симметрично расположенных двигателей особых трудностей не представляет.



5.8. ПОСАДКА САМОЛЕТА С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

1. Заход на посадку и выполнение посадки с одним неработающим двигателем (внешним), винт которого зафлюгирован, сложности не представляет и выполняется так же, как и при четырех работающих двигателях. Расчет на посадку следует уточнять изменениям режима симметрично работающих двигателей.

2. Выпуск шасси и закрылков производится на тех же скоростях, что и в полете при четырех работающих двигателях.

3. После уточнения расчета на посадку перед началом выравнивания рычаг управления двигателя, симметричного отказавшему, установить в положение полетного малого газа в зависимости от температуры воздуха, а рычаги управления симметрично работающих двигателей – на величину, обеспечивающую рекомендуемую скорость планирования.

4. Скорость в начале выравнивания устанавливается такая же, как и при выравнивании с четырьмя работающими двигателями.

5. В конце выравнивания на высоте 1-0,7 м РУД симметрично работающих двигателей перевести в положение ЗМГ.

При посадке с посадочным весом более 55 тс, а также при низких температурах воздуха разрешается убирать РУД симметрично работающих двигателей в положение ЗМГ после приземления.

6. После приземления и опускания передней опоры шасси бортмеханик по команде КВС снимает с промежуточного упора винты симметрично работающих двигателей.

После этого установить рычаг управления двигателя, симметричного отказавшему, в положение ЗМГ, а во второй половине пробега на скорости не более 50-60 км/ч снять винт этого двигателя с промежуточного упора.

7. Для выдерживания направления пробега после приземления самолета использовать в первую очередь взлетно-посадочное управление передней опоры шасси и при необходимости – тормоза колес.

8. Посадочная скорость при одном неработающем двигателе в зависимости от посадочного веса составляет 220-230 км/ч, а длина пробега – 1000-1200 м.



5.9. ПОСАДКА САМОЛЕТА С ДВУМЯ НЕРАБОТАЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ
С ОДНОЙ СТОРОНЫ КРЫЛА

1. Выполнение захода на посадку и посадка самолета с двумя неработающими двигателями с одной стороны крыла (винты двигателей зафлюгированы) являются сложным элементом в пилотировании самолета.

2. Заход на посадку с двумя неработающими двигателями с одной стороны крыла может выполняться с разворотом как в сторону работающих, так и в сторону отказавших двигателей, при этом крен должен быть не более 15° .

3. Заход на посадку выполняется на высоте согласно установленному для данного аэродрома прямоугольному маршруту.

4. Для уменьшения разворачивающего момента разрешается режим работы внутреннего двигателя (в зависимости от условий полета) увеличивать вплоть до валетного, а режим работы внешнего двигателя ограничивать до необходимой величины для поддержания заданной скорости.

При наличии значительных усилий на органы управления уменьшить их триммерами руля направления и элеронов до приемлемой величины. Полностью снимать усилия с органов управления не рекомендуется.

5. Полет по кругу выполняется на скоростях 330–320 км/ч.

6. Четвертый разворот выполнять на скорости 320 км/ч с креном 15° без снижения.

7. После четвертого разворота выпустить шасси (при неработающих 3 и 4-м двигателях – от левой гидросистемы, при неработающих 1 и 2-м двигателях – от правой гидросистемы).

8. Перед входом в глиссаду на скоростях полета 300–320 км/ч (в зависимости от посадочного веса) выпустить закрылки на 15° .

После выпуска закрылок на 15° дать команду бортрадисту открыть кран кольцевания гидросистемы.

9. После входа в глиссаду установите постоянную скорость снижения 280–300 км/ч. Снижение выполнять по глиссаде. Полет ниже глиссады недопустим. Максимальное превышение траектории полета над глиссадой должно быть не более 50 м над ДПРМ.

10. После пролета ДПРМ, при уверенности в точности расчета на посадку довыпустить закрылки на 25° .

II. К началу выравнивания скорость предпосадочного планирования должна быть 260–280 км/ч в зависимости от посадочного веса самолета. Точку начала выравнивания следует выбирать дальше, чем при нормальном полете.





12. В конце выравнивания РУД работающих двигателей плавно установить на ЗМГ с учетом температуры воздуха аэродрома посадки (но не менее 20° по УПРТ).

13. Перед приземлением на высоте 1-0,7 м РУД внутреннего двигателя убрать до ЗМГ.

14. После касания земли и опускания передней опоры шасси РУД внешнего двигателя убрать до ЗМГ.

15. На пробеге при достижении скорости 160-150 км/ч снять с промежуточного упора винт внутреннего двигателя и на скорости 130-120 км/ч - винт внешнего двигателя.

16. Направление на пробеге выдерживать валетно-посадочным управлением передней опорой шасси, а в случае необходимости - тормозами и рулевым управлением передней опорой.

17. В процессе пробега и руления следить за количеством жидкости в гидравлических системах. При необходимости производить выравнивание количества жидкости с помощью ручного насоса.

18. Посадочная скорость самолета для посадочного веса 52 тс составляет 235-240 км/ч, а длина пробега - 1300-1400 м. Для посадочного веса 58 тс посадочная скорость - 245-250 км/ч, а длина пробега - 1700-1800 м.

19. Если посадка самолета производится с двумя симметрично неработающими двигателями, то заход на посадку и посадка особых затруднений не вызывают.



5.10. ПОЛЕТ И ПОСАДКА САМОЛЕТА С ОДНИМ ОТКАЗЫВШИМ ДВИГАТЕЛЕМ,
ВИНТ КОТОРОГО АВТОРОТИРУЕТ

5.10.1. Общие указания

Полет с авторотирующим винтом одного из двигателей имеет место в случае отказа двигателя без последующего автоматического флагирования его винта и может быть кратковременным – до момента принудительного флагирования винта, или длительным – в случае отказа всех систем флагирования.

Даже кратковременный полет с авторотирующим винтом отказавшего двигателя является одним из трудных случаев пилотирования самолета и требует от экипажа четких и своевременных действий.

Авторотирующий винт является источником отрицательной тяги, вызывающей появление кренящего и разворачивающего моментов в сторону отказавшего двигателя и тормозящей поступательное движение самолета.

Величина отрицательной тяги зависит от скорости и высоты полета и угла установки лопастей авторотирующего винта (рис. 5.1). Разворачивающие и кренящие моменты, кроме того, зависят от расположения отказавшего двигателя (внутренний или внешний) и режима работы двигателя, симметричного отказавшему.

Наиболее неблагоприятным для пилотирования является авторотация винта внешнего двигателя (особенно четвертого), поэтому все приведенные ниже рекомендации по пилотированию будут относиться к полету с авторотирующим винтом внешнего двигателя.

Возможны три основных случая полета самолета с авторотирующим винтом, значительно отличающихся между собой по величине создаваемой винтом отрицательной тяги:

1. Угол установки лопастей винта больше угла промежуточного упора 12° . При этом винт находится под контролем регулятора оборотов и вращается с равновесными частотами (96%). Такой режим полета имеет место на скоростях полета, превышающих 440–450 км/ч ИС.

Отрицательная тяга, создаваемая авторотирующим винтом, при этом невелика.

Для удержания самолета в прямолинейном полете в этом случае (при работе всех остальных двигателей наnominalном режиме) потребные усилия по элеронам составляют 5–7 кгс и по рулю направления 30–35 кгс.

2. Угол установки лопастей винта 12° (винт на промежуточном упоре). Если в полете с авторотирующим на равновесных частотах винтом начать уменьшать скорость полета, то по достижении скорости 440–450 км/ч ИС винт станет на промежуточный упор. При этом происходит резкое возрастание отрицательной тяги и соответственно усилий на штурвал и педали. Выход винта на промежуточный упор сопровождается тряской двигателя и началом падения

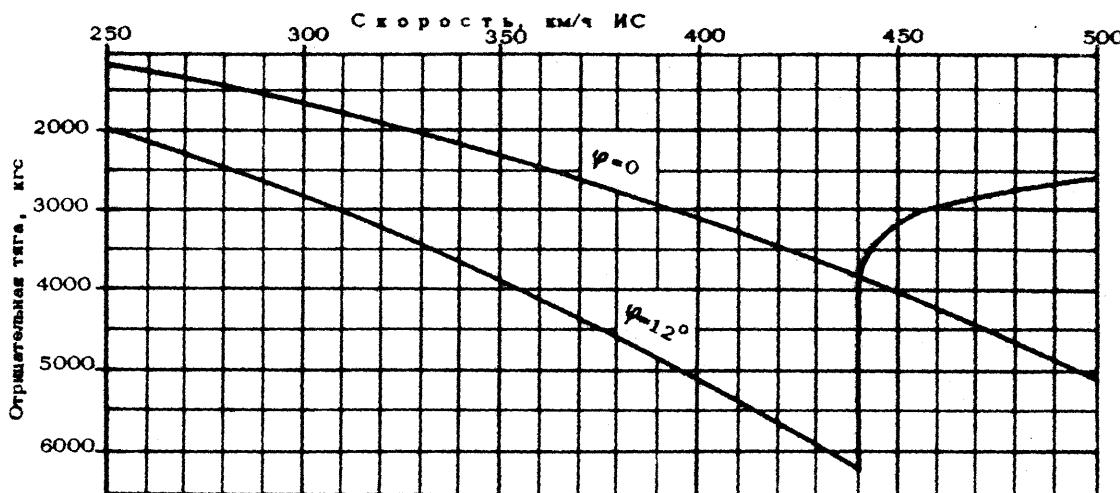


Рис. 5.1. Зависимость отрицательной тяги при авторотации винта в полете.

частоты вращения. Частота вращения авторотирующего винта будет при этом зависеть от скорости полета (чем меньше скорость, тем меньше частота вращения) и будет находиться в пределах 85–60% (для скоростей 400–300 км/ч ИС).

При отказе двигателя и переходе его винта на авторотацию на скорости менее 440 км/ч ИС винт сразу установится на упор и частота вращения его быстро уменьшится. Отказ двигателя в этом случае сопровождается резким стремлением самолета к крену и развороту в сторону отказавшего двигателя.

Отрицательная тяга, создаваемая авторотирующим винтом, находящимся на промежуточном упоре, достигает больших величин – это самый трудный случай полета с авторотирующим винтом. Для удержания самолета в прямолинейном полете в этом случае при работе остальных двигателей на номинальном режиме потребные усилия при крене 5–7° в сторону работающих двигателей составляют по элеронам 20–25 кгс и по рулю направления 60–70 кгс.

Полет с авторотирующим на промежуточном упоре винтом отказавшего двигателя необходимо выполнять с креном 5–7° в сторону работающих двигателей. Создание крена не только уменьшает потребные усилия на органах управления, но и устраняет скольжение самолета, повышая избыток мощности.

В полете с винтом, авторотирующим на промежуточном упоре, большое значение имеет полетный вес самолета.

В стандартных атмосферных условиях на номинальном режиме трех работающих двигателей горизонтальный полет на скоростях 320–330 км/ч, у земли, с убранными маски и закрылками

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

возможен только при полетном весе до 58 тс. При больших весах полет будет происходить со снижением.

3. Угол установки лопастей авторотирующего винта 0° (винт снят с упора). Частота вращения снятого с упора авторотирующего винта значительно меньше, чем винта, находящегося на упоре, и уменьшается до 35–23% (для скоростей 400–300 км/ч ИС).

Снятие авторотирующего винта с упора приводит к значительному уменьшению отрицательной тяги и усилий на органах управления, потребных для удержания самолета в прямолинейном полете, а также к существенному увеличению избытка мощности.

Полет с винтом, авторотирующим на 0° , по величине усилий и трудности выполнения занимает примерно промежуточное положение между полетами с авторотацией винта на равновесной частоте вращения и на промежуточном упоре.

Усилия, потребные для удержания самолета в прямолинейном полете на номинальном режиме трех работающих двигателей, составляют 12–15 кгс по элеронам и 40–50 кгс по рулю направления.

Вертикальная скорость самолета увеличивается на 2–2,5 м/с по сравнению со случаем авторотации винта на промежуточном упоре. Горизонтальный полет со снятым с упора винтом на номинальном режиме трех работающих двигателей (массы и закрылки убранны) возможен на высоте 3000–4000 м с полетным весом 54–56 тс и на 2000 м с полетным весом до 60 тс.

В момент снятия авторотирующего винта с упора происходит кратковременное дополнительное увеличение отрицательной тяги, а затем отрицательная тяга начинает медленно падать по мере уменьшения частоты авторотации.

Снятие винта с упора необходимо выполнять с соблюдением следующих условий:

- высота полета не менее 300 м;
- скорость не менее 320 км/ч;
- частота авторотации не более 85–87%.

Снимать винт с упора, когда частота вращения его еще не уменьшилась до указанной величины, запрещается.

Перед снятием винта с упора необходимо:

- уменьшить режим двигателя, симметричного отказавшему, до $20\text{--}30^\circ$ по УПРТ;
- создать крен $10\text{--}15^\circ$ в сторону работающих двигателей.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. После снятия винта с упора выключатель упора поставить в положение "ВИНТ НА УПОРЕ".

На поведение самолета в момент отказа двигателя и на последующий полет с авторотирующим винтом существенное влияние оказывает режим работы симметрично расположенного двигателя. Чем выше режим этого двигателя, тем больше разворачивающие и кренящие моменты, действующие на самолет, тем больше и усилия, необходимые для удержания самолета в прямолинейном полете. Увеличивать режим работы необходимо сначала симметрично работа-



шим двигателям. Режим внешнего двигателя, симметричного отказавшему, увеличивать до значения, близкого к номинальному, следует только при необходимости, предварительно создав крен 7-10° в сторону работающих двигателей.

Необходимо помнить, что при наличии крена в сторону отказавшего двигателя увеличение режима симметрично работающему двигателю до номинального или взлетного на скоростях полета, меньших 300-320 км/ч, может привести к тому, что усилий пилотов окажется недостаточно для удержания самолета в прямолинейном полете.

При необходимости уменьшения режима в первую очередь уменьшать режим двигателя, симметричного отказавшему, облегчая тем самым пилотирование самолета.

Для облегчения пилотирования самолета с авторотирующим винтом рекомендуется снимать усилия с органов управления триммерами.

Во избежание возможных ошибок усилия должны сниматься только частично, до приемлемой величины так, чтобы на любом этапе полета направление усилий не менялось.

Характер поведения самолета при отказе внутреннего двигателя такой же, как и при отказе внешнего. Пилотирование самолета в этом случае проще, так как кренящий и разворачивающий моменты меньше и имеется возможность в большей степени использовать двигатель, симметричный отказавшему.

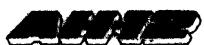
5.10.2. Отказ двигателя на скорости более 450 км/ч ИС.

Полет на высоте эшелона, набор высоты и снижение с авторотирующим винтом

При отказе двигателя и систем флюгирования его винта в наборе высоты, на высоте эшелона или на снижении на скорости полета более 450 км/ч ИС, если не произошло автоматического флюгирования винта, необходимо:

- удержать самолет в прямолинейном полете или вывести в прямолинейный полет;
- увеличить режим работающих двигателей до необходимой величины;
- зафлюгировать винт отказавшего двигателя кнопкой КФЛ; если флюгирования от кнопки КФЛ не произошло, произвести флюгирование от аварийной системы;
- если зафлюгировать винт не удалось и до ближайшего аэродрома предстоит длительный полет, установить работающим двигателям номинальный режим и продолжать полет на скорости 330-350 км/ч с креном 3-5° в сторону работающих двигателей.

Полет в этом случае будет происходить с авторотацией винта на равновесной частоте (95-96%) с вертикальной скоростью снижения 3-5 м/с в зависимости от полетного веса до высоты, на которой скорость уменьшится до 440-450 км/ч ИС и авторотирующий винт установится на промежуточный упор 12°. Высота, на которой скорость достигает 440-450 км/ч ИС и винт выходит на упор, зависит от скорости полета и составляет около 7000 м при скорости 330 км/ч и около 6000 м при скорости 350 км/ч.



После того как винт устанавливается на упор и его частота уменьшает до 85–87%, его следует снять с упора с соблюдением всех вышеизложенных рекомендаций.

После снятия винта с упора полет следует продолжать на скоростях 320–340 км/ч. Полет при этом будет продолжаться с постепенно уменьшающейся вертикальной скоростью снижения до высоты 3000–4000 м.

5.10.3. Отказ двигателя на скорости менее 450 км/ч ИС.

Полет по кругу, начальный участок набора высоты с авторотирующим винтом

При отказе двигателя необходимо:

- удержать самолет в прямолинейном полете или вывести его в прямолинейный полет, если отказ двигателя произошел в развороте;
- увеличить режим симметрично работающих двигателей до номинального или взлетного для сохранения скорости полета и зафлюгировать винт отказавшего двигателя;
- если зафлюгировать винт отказавшего двигателя не удалось, снять авторотирующий винт с упора (до входа самолета в глиссаду на высоте не менее 300 м) в соответствии с вышеизложенными рекомендациями. Дальнейший полет выполнять с авторотирующим на 0° винтом.

5.10.4. Заход на посадку и посадка самолета с авторотирующим винтом внешнего двигателя

Заход на посадку и посадка могут выполняться с винтом отказавшего двигателя как снятым с упора (винт авторотирует на 0°), так и находящимся на промежуточном упоре (винт авторотирует на 12°).

Заход на посадку и посадка с авторотирующим на 0° винтом выполняется при отказе двигателя с одновременным отказом систем флюгирования на высоте не ниже высоты круга, до входа самолета в глиссаду.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. СНЯТИЕ АВТОРОТИРУЮЩЕГО ВИНТА С УПОРА ПОСЛЕ ВХОДА САМОЛЕТА В ГЛИССАДУ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

Заход на посадку и посадка с авторотирующим на 12° винтом выполняется в следующих случаях:

- при отказе двигателя до входа в глиссаду, если винт авторотирующего двигателя не снялся с упора;
- при отказе двигателя на глиссаде до высоты 50 м, если винт зафлюговать не удалось;
- при отказе двигателя на глиссаде на высоте менее 50 м, если не произошло автоматического флюгирования винта.



5.10.5. Отказ внешнего двигателя с переходом
его винта на авторотацию на высоте круга,
до входа самолета в глиссаду

- При отказе двигателя КВС должен:
- а) удержать самолет от крена и разворота отклонением органов управления;
 - б) если двигатели работали на режиме ниже 42° по УПРТ, увеличить режим работы всех двигателей до $50-60^{\circ}$ по УПРТ;
 - в) если автоматического флагирования не произошло, увеличить режим симметрично работающих двигателей до взлетного, а двигателя, симметричного отказавшему, – до номинального, чтобы не допустить уменьшения высоты и скорости полета до опасных пределов;
 - г) зафлагировать винт отказавшего двигателя;
 - д) если винт не зафлагировался, дать команду убрать шасси (если оно уже было выпущено);
 - е) по мере стабилизации частоты вращения авторотирующего винта и скорости полета установить работающим двигателям потребный режим (сначала – симметрично работающим, затем – симметричному отказавшему);
 - ж) частично снять усилия с органов управления, для чего триммер руля направления отклонить на $6-8^{\circ}$ по указателю, а триммер алеронов отклонить до погасания обеих ламп;
 - з) на скорости не менее 320 км/ч снять авторотирующий винт с упора, для чего:
 - уменьшить режим двигателя, симметричного отказавшему, до $30-40^{\circ}$ по УПРТ;
 - создать крен 10° в сторону двух работающих двигателей;
 - дать команду снять винт с упора.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПОСЛЕ СНЯТИЯ ВИНТА С УПОРА ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ СНОВА ПОСТАВИТЬ
В ПОЛОЖЕНИЕ "ВИНТ НА УПОРЕ".

5.10.6. Заход на посадку и посадка с авторотирующим
на 0° винтом внешнего двигателя

Третий и четвертый развороты выполнять с убранными шасси и закрылками на скорости 320 км/ч с креном 15° .

Для горизонтального полета на скорости 320 км/ч потребный режим симметрично работающих двигателей близок к номинальному, а симметричного отказавшему – $60-70^{\circ}$ по УПРТ.

На прямой после четвертого разворота на удалении от ВПП не более 12 км выпустить шасси.

Перед входом в глиссаду выпустить закрылки на 15° . При входе в глиссаду на скорости 290-300 км/ч, в зависимости от полетного веса (50-58 тс), довыпустить закрылки на 25° .



Снижение по глиссаде выполнять с закрылками, отклоненными на 25° , на скорости 280 км/ч независимо от полетного веса.

Снижение по глиссаде и полет до приземления выполнять с триммером руля направления, отклоненным на $6-8^{\circ}$ (по указателю), который является оптимальным. При большем угле отклонения триммера возможно возникновение обратных усилий на педалях при уборке РУД на ПМГ, а при малых углах отклонения триммера будет затруднен уход на второй круг.

Пролет ДПРМ производить на высоте, установленной для данного аэродрома или с превышением не более 50 м.

Расчет на посадку производить таким образом, чтобы по возможности избегать увеличения режима двигателей. При уменьшении режима двигателей сначала уменьшить режим работы двигателя, симметричного отказавшему, а затем симметрично работающих, а при увеличении режима - наоборот: сначала увеличивать режим симметрично работающих двигателей, а затем (в случае необходимости) - двигателя, симметричного отказавшему.

В районе НПРМ, убедившись в точности расчета на посадку, донести закрылки на 35° и продолжить снижение на скорости 260-270 км/ч в зависимости от полетного веса (50-58 тс), сохранив эту скорость до момента начала выравнивания. Перед началом выравнивания установить РУД всех работающих двигателей в положение ПМГ в соответствии с температурой воздуха.

Выравнивание и приземление производить при положении РУД всех работающих двигателей на ПМГ. После приземления РУД всех двигателей одновременно установить на ЗМГ.

После опускания передних колес, убедившись в устойчивом прямолинейном движении самолета, снять с промежуточного упора винты симметрично работающих двигателей, а на скорости не более 120-130 км/ч - винт двигателя, симметричного отказавшему. В момент снятия с упора винта внешнего двигателя, симметричного отказавшему, самолет имеет незначительное стремление к развороту, легко парируемое органами управления.

5.10.7. Заход на посадку и посадка с авторотирующим на промежуточном упоре 12° винтом внешнего двигателя

Если отказ двигателя произошел до входа самолета в глиссаду и винт не снялся с упора, посадку производить с авторотирующим на 12° винтом отказавшего двигателя. В этом случае скорости полета по кругу, последовательность выпуска шасси и закрылок, скорости полета по глиссаде и действия экипажа при заходе и посадке - те же, что и при посадке с авторотирующим на 0° винтом.

При этом усилия на органах управления, расход рулей и потребные режимы работающих двигателей будут несколько большими, а возможности исправления расчета на посадку увеличением режима работающих двигателей - меньшими, как с авторотирующим на 0° винтом.





5.10.8. Отказ внешнего двигателя с переходом винта на авроротацию
после входа самолета в глиссаду

1. При отказе двигателя до высоты 50 м КВС обязан:

- удержать самолет от крена и разворота отклонением соответствующих органов управления, создав крен 5–7° в сторону двух работающих двигателей;
 - увеличить режим работы всех двигателей до 50–60° по УПРТ;
 - если автоматического флюгирования винта не произошло, увеличить режим сначала симметрично работающих двигателей, а затем двигателя, симметричного отказавшему, до необходимого для выполнения полета по глиссаде;
 - зафлюгировать винт отказавшего двигателя кнопкой КФЛ и при необходимости – от аварийной системы. Если флюгирования винта не произошло, посадку самолета производить с авторотирующим на промежуточном упоре 12° винтом;
 - если отказ двигателя произошел до пролета ДПРМ, то уменьшить угол отклонения закрылков с 35 до 25°. При отказе двигателя после пролета ДПРМ дальнейший заход на посадку производить с закрылками, отклоненными на 35°;
 - снять частично усилия с органов управления, отклонив триммер руля направления на 6–8° (по указателю), а триммер элеронов – до погасания осевых светосигнализаторов;
 - дальнейший заход и посадку производить, как указано в п. 5.10.6.
2. При отказе двигателя на высоте от 50 до 20 м КВС обязан:
- удержать самолет от крена и разворота, создав крен 5–7° в сторону полукрыла с двумя исправно работающими двигателями;
 - увеличить режим работы всех двигателей до 50–60° по УПРТ; если автоматического флюгирования винта не произойдет, принудительного флюгирования от кнопки КФЛ и аварийной системы не производить;
 - дальнейший заход и посадку производить, как указано выше, не уменьшая угол отклонения закрылков и не снимая триммерами усилия с органов управления.
3. При отказе двигателя на высоте менее 20 м КВС обязан:
- удержать самолет от крена и разворота, не увеличивая режим работы двигателей и не флюгируя винт отказавшего двигателя;
 - перед приземлением убрать РУД всех двигателей на ПМГ (если отказ двигателя произошел после уборки РУД на ПМГ, то не изменять режима работы двигателей) и произвести посадку, как указано в п. 5.10.6.

ПРИМЕЧАНИЕ. При отказе одного из внутренних двигателей и переходе его винта в режим авторотации возникают значительно меньше разворачивающий и кренящий моменты, чем при отказе одного из внешних двигателей. Это облегчает технику пилотирования на всех этапах полета.



5.II. УХОД САМОЛЕТА НА ВТОРОЙ КРУГ ПРИ ОДНОМ НЕРАБОТАЮЩЕМ ДВИГАТЕЛЕ

1. Уход на второй круг при одном неработающем двигателе, винт которого зафлигирован, сложности не представляет, но требует повышенного внимания экипажа к пилотированию самолета (особенно, когда зафлигирован внешний двигатель). При выходе на взлетный режим трех работающих двигателей создаются разворачивающий и кренящий моменты в сторону неработающего двигателя, для парирования которых от КВС требуется энергичное вмешательство в управление самолетом.

2. Решение об уходе на второй круг КВС должен принять до высоты не ниже 50 м.

3. При уходе на второй круг с одновременным выводом на взлетный режим всех работающих двигателей предварительно создать крен 3-5° в сторону двух работающих двигателей (если не работает один из внешних двигателей).

4. После уборки шасси убрать закрылки с 35 до 15°.

5. Уход на второй круг при высокой температуре воздуха (35°C и более) выполняется с высоты не ниже 70 м. После уборки шасси импульсами уменьшить отклонение закрылок с 35 до 15° с таким расчетом, чтобы к моменту уменьшения угла отклонения закрылок до 15° скорость полета была не менее 300 км/ч.

6. На высоте не менее 120 м и на скорости 310 км/ч убрать закрылки полностью.

7. Установить режим работы двигателей, обеспечивающий рекомендуемые скорости полета по кругу.

8. С разрешения диспетчера повторить заход на посадку.



5.12. УХОД САМОЛЕТА НА ВТОРОЙ КРУГ СО СНЯтым
С ПРОМЕЖУТОЧНОГО УПОРА И АВТОРОТИРУЩИМ НА 0°
ВИНТОМ НЕРАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ

Уход на второй круг с авторотирующим на 0° винтом является скрытым элементом полета и может выполняться только в случае крайней необходимости при наличии следующих условий:

- визуальный заход на посадку;
- высота ухода не менее 150 м;
- скорость в момент ухода не менее рекомендованной для захода на посадку с авторотирующим на 0° винтом (280 км/ч при $\delta_g=25^0$);
- закрылки в момент ухода отклонены на угол не более 25°;
- усилия на педалях частично сняты (оптимальный угол отклонения триммера руля направления по указателю 6–8°);
- посадочный вес самолета в зависимости от температуры воздуха при уходе на второй круг для превышения аэродрома над уровнем моря до 1000 м не должен превышать (табл. 5.2):

Таблица 5.2

Температура, °C	10 и ниже	10	20	30	40
Вес, тс	58	58–57	58–56	54–50	48–44

При уходе на второй круг КВС обязан:

- дать команду "Уходим на второй круг";
- раздельно, сначала симметрично работающим двигателям, а затем двигателю, симметричному отказавшему, установить взлетный режим, предварительно создав крен до 5° в сторону полукрыла с двумя работающими двигателями, и отклонить педаль примерно на 3/4 хода в ту же сторону для предотвращения развития скольжения;
- дать команду "Убрать массы";
- дать команду "Убрать закрылки до 15°";
- убедившись, что самолет прекратил снижение и не имеет тенденции к уменьшению скорости, произвести плавный разгон самолета до скорости 300 км/ч;
- по достижении скорости 300 км/ч дать команду "Убрать закрылки полностью" и на скорости 300–320 км/ч продолжать набор безопасной высоты.



На скорости 300–320 км/ч самолет с авторотирующим на 0^0 винтом, убранными шасси и закрылками, при указанных ограничениях посадочного веса, на взлетном режиме работающих двигателей набирает высоту с вертикальной скоростью порядка 2 м/с.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ С АВТОРОТИРУЮЩИМ НА ПРОМЕЖУТОЧНОМ УПОРЕ 12^0 ВИНТОМ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.



5.13. УХОД САМОЛЕТА НА ВТОРОЙ КРУГ ПРИ ДВУХ НЕРАБОТАЮЩИХ
ДВИГАТЕЛЯХ С ОДНОЙ СТОРОНЫ КРЫЛА

1. Уход на второй круг с двумя неработающими двигателями с одной стороны крыла (винты двигателей зафлюгированы) сложен и выполнять его следует в исключительных случаях.

2. Уход на второй круг разрешается при условиях:

- визуального полета;
- высота ухода не ниже 100 м;
- полетный вес не более 52 тс;
- скорость полета не менее 270 км/ч;
- закрылки отклонены на угол не более 15°;
- температура воздуха не выше 25°C;
- уборка шасси возможна от правой или левой гидросистемы.

3. Наиболее сложным элементом при уходе самолета на второй круг является появление значительных разворачивающих и кренящих моментов в сторону неработающих двигателей при увеличении режима двум работающим двигателям до взлетного. Для парирования этих моментов необходимо приложить значительные усилия по рулю направления и элеронам.

4. Для облегчения пилотирования самолета рекомендуется увеличивать режим до взлетного вначале внутреннему, затем внешнему двигателю, предварительно создав крен 5-7° в сторону работающих двигателей, и триммерами уменьшить усилия до приемлемых величин.

5. После уборки шасси увеличить скорость полета до 310-320 км/ч и импульсами убрать закрылки.

6. На скорости 320 км/ч произвести набор высоты до высоты полета по кругу для данного аэродрома и с разрешения диспетчера повторить заход на посадку.



5.14. ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ

1. Запуск двигателя в полете разрешается:
 - при испытательных полетах;
 - при учебно-тренировочных полетах;
 - когда исправный двигатель выключен по ошибке экипажа;
 - в исключительных случаях, когда произошло автоматическое флагирование одновременно нескольких двигателей.

Во всех случаях, когда винт был зафлагирован экипажем вследствие ненормальной работы двигателя или произошло автоматическое флагирование винта, запуск двигателя категорически запрещается.

2. Запуск двигателя выполняет КВС совместно с бортмехаником при условии, что КВС прошел специальную тренировку по запуску двигателя в полете.

3. Запуск двигателя в полете можно производить в простых метеоусловиях на высотах до 8000 м при температуре масла на входе в двигатель не ниже минус 5⁰С при следующих скоростях полета по высотам (табл. 5.3):

Таблица 5.3

Высота, м	200-2000	до 5000	8000
Скорость, км/ч	360	340	330

4. До начала запуска двигателя в полете необходимо:
 - убедиться, что генераторы постоянного и переменного тока запускаемого двигателя выключены;
 - проверить количество масла в баке запускаемого двигателя.
- При меньшем количестве масла разрешается откачать масло из двигателя частичным расфлагированием винта до частоты 10-15% с последующим его флагированием кнопкой КМ;
- убедиться в том, что перекрывной кран топлива открыт и горит зеленый светосигнализатор;
- убедиться в том, что выключатель "ЗЕМЛЯ - ВОЗДУХ" установлен в положение "ВОЗДУХ".

5. Для запуска двигателя необходимо:

- установить РУД запускаемого двигателя в положение ЗМГ, а работающим двигателям установить режим не менее 64⁰ по УПРТ;
- открыть кран останова;
- установить переключатель запуска в воздухе в положение "ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ" и продержаться в течение 8-10 с для прожига запальных свечей;



- с помощью кнопки КФЛ произвести частичное расфлюгирование винта до частоты вращения ротора двигателя 19,5-23,5%;
- при зависании частоты необходимо продолжать расфлюгирование винта до 22-25%, после чего отпустить кнопку КФЛ, наблюдая за появлением давления топлива перед рабочими форсунками (должно быть 7-10 кгс/см²) и воспламенением топлива в камере сгорания (рост температуры газов за турбиной);
- при достижении температуры газов за турбиной 300°C переключатель "ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ" поставить в положение "ВЫКЛЮЧЕНО", дальнейший выход двигателя на равновесную частоту происходит автоматически.

6. Если в процессе вывода винта из флюгерного положения при частоте вращения ротора двигателя 14-20% воспламенения топлива в камере сгорания не произошло (отсутствует показание температуры газов за турбиной), необходимо немедленно зафлюгировать винт, одновременно поставить выключатель крана останова в положение "ЗАКРЫТО" и выключить переключатель "ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ".

7. Запуск двигателя следует также прекратить, если:

- а) при расфлюгировании винта давление масла на входе в двигатель достигло 6 кгс/см² и имеет тенденцию к дальнейшему росту;
- б) давление масла на входе в двигатель не достигло 4 кгс/см² через 1 мин после выхода двигателя на равновесную частоту;
- в) температура газов за турбиной достигла 750°C.

8. При нормальном запуске двигателя и выходе его на равновесную частоту рычаг управления запускаемого двигателя плавно перевести в положение ПМГ, убедившись в нормальной работе двигателя, установить требуемый режим для продолжения полета.

9. При запуске внешнего двигателя в момент расфлюгирования винта возникает разворачивающий момент в сторону запускаемого двигателя, а при последующем увеличении частоты вращения появляется рывок в противоположную сторону, что легко парируется соответствующим отклонением рулей. При запуске внутреннего двигателя это явление выражено значительно слабее.

- ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:**
1. ЕСЛИ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ "ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ" НЕ БУДЕТ ВЫКЛЮЧЕН СВОЕВРЕМЕННО, ТО ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ МОЖЕТ НЕ ПРОИЗОЙТИ И ВИНТ ПЕРЕЙДЕТ В РЕЖИМ АВТОРОТАЦИИ.
 2. ЕСЛИ ВО ВРЕМЯ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ В ВОЗДУХЕ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ "ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ" БУДЕТ ВКЛЮЧЕН ОШИБОЧНО НА РАБОТАЮЩЕМ ДВИГАТЕЛЕ, ТО ПРЕКРАТИТСЯ ПОДАЧА ТОПЛИВА В ДВИГАТЕЛЬ, ЧТО ПРИВЕДЕТ К ЕГО ОТКАЗУ.
 3. ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ КАТЕГОРИЧЕСКИ ЗАПРЕЩАЕТСЯ НАЖИМАТЬ КНОПКУ "ЗАПУСК", РАСПОЛОЖЕННУЮ НА ШИТКЕ.



4. ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ С УЧЕНОЙ ЦЕЛЬЮ ПРОИЗВОДИТЬ БОЛЕЕ ТРЕХ ЗАПУСКОВ ОДНОГО И ТОГО ЖЕ ДВИГАТЕЛЯ В ОДНОМ ПОЛЕТЕ ЗАПРЕЩАЕТСЯ, ТАК КАК НЕ ГАРАНТИРУЮТСЯ ПОСЛЕДУЮЩИЕ ЗАПУСКИ ИЗ-ЗА ВОЗМОЖНОГО ОТКАЗА СНЕЧЕЙ ЗАКЛЮЧЕНИЯ.
5. ПОВТОРНЫЕ ЗАПУСКИ РАЗРЕШАЕТСЯ ПРОИЗВОДИТЬ НЕ МЕНЕЕ ЧЕРЕЗ 1-1,5 МИН.



5.15. ПОЛЕТ САМОЛЕТА СО ВСЕМИ НЕРАБОТАЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

5.15.1. Общие указания

1. Если в полете остановлены все двигатели не из-за их неисправности или угрозы пожара и если есть возможность восстановить нормальную работу хотя бы одного из них, то на этом двигателе кран останова и перекрывающей кран топлива закрывать не требуется, а на остальных двигателях краны останова и перекрывающие краны топлива следует закрыть.
2. Если при останове двигателей не произошло автоматического флюгирования воздушных винтов, немедленно отключить ПОС оперения, топливные насосы и зафлюгировать винты от кнопки КФЛ или от аварийной системы.
3. По команде КВС всему экипажу и сопровождающим надеть кислородные маски.
4. Включить сигнал "БЕДСТВИЕ", доложить службе УВД об отказе двигателей и координаты предполагаемого места посадки.
5. Перевести электросеть на аварийное питание согласно указаниям п. 5.21.
Отключить топливные насосы дежурной группы, подключенные к аварийным шинам.

5.15.2. Пилотирование самолета со всеми неработающими двигателями

1. После прекращения работы всех двигателей немедленно приступить к запуску двигателей (двигателей) в соответствии с указаниями подразд. 5.14.
Перед запуском двигателя:
 - отключить от основных шин все потребители электроэнергии, кроме систем управления двигателями;
 - закрыть отборы воздуха от двигателей;
 - подключить аккумуляторы на основные шины для обеспечения работы флагернасоса.
2. Перед началом запуска двигателя при исходной высоте полета более 8000 м снизиться до 8000 м, уменьшив скорость до 330 км/ч.
3. Во всех случаях, если есть возможность выбора, запуск начинать с внутренних двигателей (желательно с двигателями № 3).
4. Если с двух попыток (на одном двигателе или по одной из двух) двигатель запустить не удалось, то выполнить экстренное снижение (см. подразд. 5.17).
ПРИМЕЧАНИЯ: 1. Время питания потребителей от аккумуляторных батарей не более 8 мин.
2. Процесс запуска двигателя длится 30–40 с, потеря высоты при этом – 500 м.



5. Вывод из экстренного снижения завершить на высоте 3000 м. на скорости 430–370 км/ч и запустить ВСУ (см. п. 6.I.2), а на скорости 350 км/ч запустить двигатель (двигатели) в соответствии с подразд. 5.14.

Если ВСУ не запустилась, то необходимо немедленно выпустить закрылки на 15° от системы ручного насоса (см. п. 6.I0.4), выдерживая скорость 360–350 км/ч.

ПРИМЕЧАНИЕ. За время выпуска закрылок от системы ручного насоса (3–4 мин) самолет потеряет высоту около 2000 м.

6. Если удалось запустить два двигателя, то дальнейший полет следует выполнять в соответствии с указаниями подразд. 5.7 и 5.9.

7. Если удалось запустить только один из двигателей, то летные характеристики и техника пилотирования будут существенно зависеть как от фактического полетного веса и атмосферных условий, так и от того, который из двигателей (внешний или внутренний) запущен.

Полет с одним работающим внешним двигателем, по сравнению с работающим внутренним, вызывает значительные осложнения. Для боковой балансировки самолета при использовании повышенных режимов работы двигателя требуется создание крена до $7-8^{\circ}$ в сторону работающего двигателя, что следует особенно учитывать при заходе на посадку и посадке.

8. На высоте 1500 м выпустить шасси, затем выпустить закрылки на 15° . В полете с одним работающим двигателем, с отклоненными на 15° закрылками следует выдерживать скорость 330–320 км/ч. Вертикальные скорости снижения при использовании взлетного режима двигателя уменьшаются по сравнению с полетом до запуска двигателя на величину около 4–6 м/с, что существенно облегчает возможность дальнейшего полета. В зависимости от условий полета и сложившейся обстановки КВС должен принять решение о выполнении посадки на аэродроме или на выбранной площадке.

9. При заходе на посадку, в зависимости от фактических возможностей самолета и, в первую очередь, от возможности использования взлетного режима работы двигателя и связанной с ним вертикальной скорости снижения, КВС принимает решение о технике посадки.

Если на высотах около 2000–1000 м на скоростях 300–270 км/ч удается сохранить вертикальные скорости снижения в пределах 4–5 м/с, то их следует сохранять до начала выравнивания (высота 15–10 м). Если же вертикальные скорости больше указанных, увеличить скорость захода до 330–300 км/ч и начать гашение скорости с высоты 50–40 м. Дальнейшее пилотирование производить в соответствии с п. 5.I5.3.

5.I5.3. Заход на посадку и посадка со всеми неработающими двигателями

I. В полете с отклоненными на 15° закрылками, на скорости 330–300 км/ч вертикальная скорость снижения на высотах менее 3000 м составляет 10–12 м/с (аэродинамическое качество около 10). Указанную скорость сохранять до высоты 50–40 м. При расчете посадки





на любой местности следует исходить из необходимости иметь высоту 450–400 м на удалении 4 км от точки приземления.

2. В случае посадки на аэродроме высота пролета ДПРМ должна составлять 450–400 м. Если возможен подход к аэродрому с посадочным курсом на исходной истинной высоте над ДПРМ более 1400 м, то последующий маневр захода рекомендуется выполнять в следующем порядке:

- а) над ДПРМ начать разворот на 180° с креном 30°;
- б) после выхода из разворота продолжать снижение с курсом, обратным посадочному, до достижения контрольной высоты, которая рассчитывается по формуле:

$$H_{\text{контр}} = \frac{H_{\text{иск}} + 400}{2} + 14W,$$

где $H_{\text{контр}}$ и $H_{\text{иск}}$ – истинные высоты в метрах;

W – скорость встречной составляющей ветра (м/с) на средней высоте полета (на высоте $H_{\text{иск}}/2$);

в) после снижения на контрольную высоту начать разворот на посадочный курс с креном 30° и завершить маневр выходом на линию посадки;

г) дальний полет с посадочным курсом обеспечит пролет ДПРМ на высоте 450–400 м.

3. Начиная с высоты 50–40 м, необходимо приступить к предварительному гашению вертикальной скорости снижения за счет уменьшения скорости полета с таким расчетом, чтобы к высоте начала выравнивания (15–10 м) скорость уменьшилась до 300–270 км/ч для веса 60–50 тс соответственно.

4. Выравнивание начинать на высоте 15–10 м и выполнять энергичнее, чем при нормальной посадке.

5. Дополнительно выполнить указания, изложенные в подразд. 5.25.

5.16. ПИЛОТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА НА БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ

Самолет обладает достаточной степенью устойчивости и управляемости на больших углах атаки, вплоть до критического, в диапазоне эксплуатационных центровок как с убранными, так и с выпущенными шасси и закрылками.

Самолет на всех эксплуатационных режимах полета не имеет достаточно надежных признаков предупреждения о приближении к режиму сваливания.

С приближением к режиму сваливания, при постепенном уменьшении скорости полета с убранными шасси и закрылками на скорости больше на 20–25 км/ч скорости сваливания, появляется незначительная тряска самолета. Сваливание самолета при выпущенных шасси и закрылках происходит без предупредительной тряски.

При приближении к скорости сваливания нагрузки на штурвале руля высоты прямые и величина их зависит от скорости балансировки самолета, центровки, положения закрылок, а также режима работы двигателей.

Скорости сваливания при работе двигателей на режиме ПМГ приведены в табл. 5.4.

Таблица 5.4

Угол отклонения закрылок, °	Высота, м	Скорость сваливания, км/ч	
		Полетный вес, тс	
		50	60
0	0	215–220	240–245
0	6000	225–230	255–260
15	0	200–205	220–225
25	0	190–195	210–215
35	0	175–180	195–200

ПРИМЕЧАНИЕ. На крейсерском и номинальном режимах работы двигателей сваливание происходит на несколько меньших скоростях, в зависимости от обдувки.

На рис. 5.2 приведены индикаторные скорости сваливания в зависимости от полетного веса у земли.

Сваливание самолета может произойти не только при уменьшении скорости полета до скорости срыва, но и при положительных перегрузках на всем диапазоне скоростей полета в результате резкого взятия штурвала на себя или действия на самолет вертикального порыва при полете в турбулентной атмосфере.

В этом случае характер сваливания самолета зависит от высоты полета и числа М. На малых числах М (до 0,45–0,5) характер сваливания плавный с опусканием крыла (преимущест-

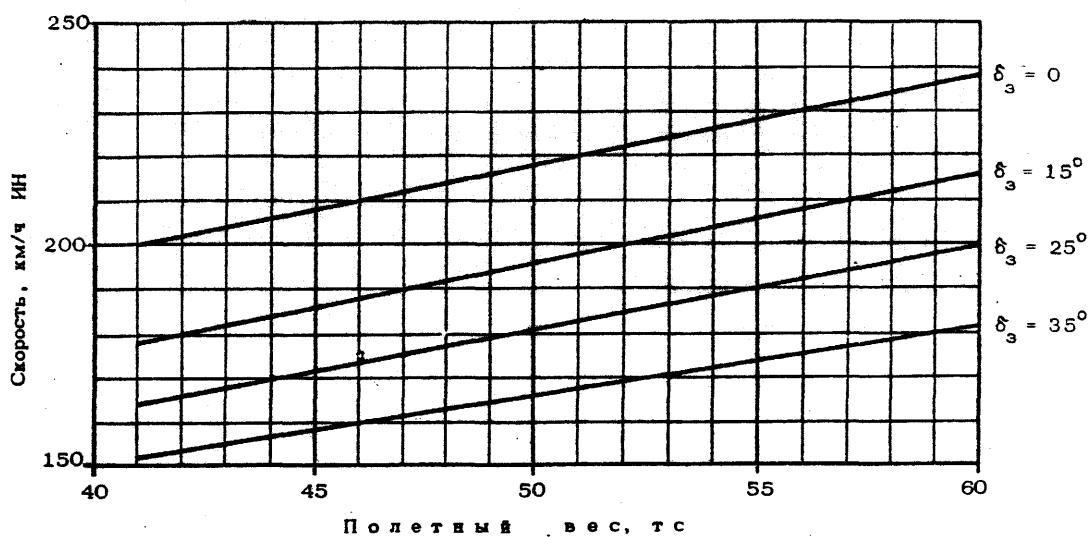


Рис. 5.2. Скорости сваливания у земли.

венно левого) и носа фюзеляжа. На числах M , равных 0,55–0,65, характер сваливания резкий с падением на крыло и на нос со значительной тряской самолета в момент сваливания. С уменьшением высоты полета характер сваливания становится более резким.

В случае выхода самолета на режим начала сваливания необходимо отключить автопилот, систему директорного управления "Привод" или прекратить пилотирование по командным стрелкам, немедленно и энергично отдать штурвал "от себя" для вывода самолета на эксплуатационные углы атаки с последующей дачей ноги и штурвала по элеронам для ликвидации возникшего крена.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПРИ НАЛИЧИИ СРЫВНОЙ ТРЯСКИ КРЕНЕНИЕ САМОЛЕТА ЭЛЕРОНАМИ И РУЛЕМ НАПРАВЛЕНИЯ БЕЗ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЙ ОТДАЧИ ШТУРВАЛА "ОТ СЕБЯ".

После прекращения непроизвольного кренения необходимо вернуть руль высоты в положение, близкое к балансировочному, и после достижения скорости 280–300 км/ч (шасси и закрылки убранны) или 220–240 км/ч (при выпущенном шасси и закрылках на 35°) – плавно вывести самолет в горизонтальный полет.

Резкое взятие штурвала на себя для уменьшения угла снижения может привести к повторному сваливанию.

Контроль за положением самолета в пространстве в момент вывода из сваливания осуществлять по естественному горизонту, а при полете по приборам – по авиаоризонту, указателю поворота и скольжения.



Если после сваливания самолет вошел в установленный нормальный штопор, то дальнейшее движение самолета характеризуется такими параметрами: угол атаки 35–40°, угловая скорость вращения 0,8–0,9 рад/с (45–50 °/с), время одного витка около 7–8 с, вертикальная скорость снижения 120–140 м/с.

Для вывода самолета из установленного нормального штопора необходимо отклонить руль направления влево при правом штопоре, вправо – при левом штопоре и через половину витка после отклонения руля направления отклонить руль высоты полностью от себя при нейтральном положении элеронов.

После прекращения вращения на любом этапе вывода из штопора все рули немедленно поставить в нейтральное положение и вывести самолет в горизонтальный полет, не допуская выхода за установленные ограничения по скорости и перегрузке (в случае необходимости убрать РУД всех двигателей до проходной защелки). При применении данного метода пилотирования самолет должен выходить из штопора без запаздывания.

Случай попадания самолета в штопор является маловероятным. Необходимо твердо различать сваливание и установленный штопор.

При сваливании на любых режимах полета самолет легко выходит в режим горизонтального полета при правильных действиях летчика с потерей высоты 100–500 м.

В целях предупреждения пилота о приближении к режиму сваливания при полетах с убранными и выпущенными закрылками на самолетах устанавливается автоматический сигнализатор критических режимов (АСКР-10), который выдает звуковой и световой сигналы, предупреждающие пилота о приближении к сваливанию.

При установке автомата углов атаки и перегрузки (АУАСП) на указателе УАП выдаются текущие и предельные значения углов атаки и перегрузки, по которым пилот определяет располагаемый запас по углу атаки и перегрузке в различных режимах полета.

Во всех случаях после получения сигнала от АСКР необходимо немедленно отдать штурвал от себя за нейтральное положение для вывода самолета на эксплуатационные углы атаки и восстановления заданной скорости самолета.



5.17. ЭКСТРЕНОЕ СНИЖЕНИЕ

Экстренное снижение производится по решению КВС при разгерметизации кабины, болезни членов экипажа, возникновении пожара и других обстоятельствах. О необходимости экстренного снижения КВС докладывает службе УВД.

1. Экстренное снижение самолета выполнять с убранным шасси, так как при снижении с выпущенным шасси на скоростях 450 км/ч и более имеет место значительная тряска самолета.

2. При экстренном снижении с убранным шасси вплоть до числа $M=0,7$ и предельной скорости 560 км/ч (590 км/ч) усилия на органах управления остаются прямыми, эффективность органов управления сохраняется, тряски самолета не наблюдается.

3. При выполнении экстренного снижения КВС обязан:

а) отключить автопилот, если он был включен, доложить службе УВД, предупредить экипаж о начале экстренного снижения, перевести рычаги управления всех четырех двигателей на ЗМГ;

б) плавно и энергично (с перегрузкой до 0,5) перевести самолет на снижение с вертикальной скоростью 20–25 м/с и ослабить давление на штурвал для замедления ее роста с последующим увеличением вертикальной скорости снижения самолета до

30–35 м/с (при этом стрелка вариометра должна установиться между отметками "30" и "20" в верхней правой части шкалы);

в) при достижении вертикальной скорости 30–35 м/с зафиксировать ее. Число M и скорость полета будут при этом продолжать увеличиваться. Дальнейшее снижение контролировать по указателю числа M и указателю скорости;

г) для получения минимального времени экстренного снижения как можно дольше удерживать постоянную вертикальную скорость 30–35 м/с, строго следя при этом, чтобы не были превышены предельные значения числа M и скорости полета;

д) на числах $M=0,67-0,68$ необходимо ослабить давление на штурвал и несколько замедлить рост числа M , сохранив в процессе дальнейшего снижения $M=0,7$ и постоянную вертикальную скорость 30–35 км/ч до момента выхода на предельную скорость. Следует иметь в виду, что при малых исходных высотах крейсерского полета и больших полетных весах самолет в процессе снижения с вертикальной скоростью 30–35 м/с может выйти на предельную скорость, не достигнув предельного числа M ;

е) с увеличением скорости полета возрастает нагрузка на штурвал, которую необходимо уменьшить триммером руля высоты с таким расчетом, чтобы оставались давящие усилия от себя порядка 10 кгс;

ж) после достижения скорости 540-550 км/ч (570-580 км/ч) дальнейшее снижение выполнять на этой скорости до безопасной высоты;

з) по достижении безопасной высоты плавным взятием штурвала на себя с перегрузкой не более 1,2-1,3 вывести самолет в горизонтальный полет. Потеря высоты при этом составляет около 300 м.

4. Время экстренного снижения по указанной выше методике приведено в табл. 5.5.

Таблица 5.5

Начальная высота полета, м	Время экстренного снижения, мин	
	до 4000 м	до 2000 м
9000	3,5	5,0
8000	3,0	4,5
7000	2,0	3,5

5. При выполнении экстренного снижения с одним неработающим двигателем методика и время снижения практически не отличаются от снижения при четырех работающих двигателях.

5.18. ПОСАДКА САМОЛЕТА С УБРАННЫМИ ЗАКРЫЛКАМИ

1. В случае необходимости выполнения посадки самолета с убранными закрылками заход на посадку и посадка особых затруднений не представляют.
2. При заходе на посадку с убранными закрылками после четвертого разворота скорость планирования до начала выравнивания выдерживать в зависимости от посадочного веса самолета (см. табл. 5.6).

Таблица 5.6

Посадочный вес, тс	Скорость, км/ч		Длина пробега, м
	планирования	посадочная	
До 45	290	260	1400
45–50	300	270	1500
50–55	310	280	1600
Свыше 55	320	290	1700

3. Перед началом выравнивания установить РУД всех двигателей в положение ПМГ в зависимости от температуры воздуха.
4. Выравнивание следует начинать на высоте 7–8 м и заканчивать на высоте 0,5 м. Перед приземлением РУД внутренних двигателей убрать до ЗМГ, при этом потеря скорости на выдерживании происходит медленнее, чем при выпущенных закрылках.
5. После приземления плавным движением штурвала от себя опустить переднюю опору шасси и убрать РУД внешних двигателей до ЗМГ.
6. По команде КВС бортмеханик снимает винты с промежуточного упора внутренних, затем внешних двигателей.

5.19. ПОЛЕТ С ОТКРЫТЫМ ГРУЗОВЫМ ЛЮКОМ

В случае необходимости выполнить полет с открытым грузовым люком требуется учесть следующие особенности:

- открытие грузового люка на скоростях полета 280-350 км/ч не влияет на погедение самолета;
- на скоростях 350-520 км/ч наблюдается тряска самолета, которая усиливается с ростом скорости;
- в момент открытия и закрытия грузового люка в полете на скоростях более 350 км/ч самолет рискает по курсу, что легко парируется рулями.

На самолетах, оборудованных загрузочной буферной пружиной в канале управления рулем высоты, открытие створок грузового люка в полете может вызвать самопроизвольное перемещение штурвала от себя с соответствующим стремлением самолета уменьшить угол атаки, которое парируется рулём высоты.

Перемещение штурвала произойдет, если в исходном режиме полета буферная пружина сжата (руль высоты отклонен вниз на угол более 3°), так как при открытии створок грузового люка пружина автоматически отключается.



**5.20. ПОЖАР НА САМОЛЕТЕ****5.20.1. Общие указания**

Признаки пожара:

- загорание красного светосигнального табло "ПОЖАР";
- загорание соответствующей лампы-кнопки;
- появление дыма, пламени или запаха гаря в кабине.

При пожаре двигателя на разбеге КВС обязан:

- прекратить взлет, если $V \leq V_I$;
- продолжить взлет, если $V \geq V_I$.

При продолженном взлете или при посадке с пожаром на двигателе экипаж обязан остановить двигатель:

- немедленно, если имеются признаки его отказа;
- после достижения скорости V_2 (при взлете) или на пробеге (при посадке), если нет признаков его отказа.

После останова двигателя в полете экипаж обязан:

- закрыть перекрывающий кран топлива;
- закрыть заслонку маслорадиатора;
- установить РУД на ЗМГ;
- отключить генераторы постоянного и переменного тока;
- закрыть отборы воздуха от двигателя;

Во всех случаях при возникновении пожара экипаж обязан:

- отключить автопилот, если он был включен, и СДУ "Привод" или прекратить пилотирование по командным стрелкам;
- установив место пожара по световой сигнализации или изуально, приступить к его ликвидации. Если автоматического срабатывания первой очереди огнетушителей не произошло, включить их вручную, контролируя разрядку по погасанию желтых светосигнализаторов;
- при необходимости выполнить экстренное снижение до безопасной высоты;



- включить сигнал "Бедствие" и доложить руководителю полетов;
- все члены экипажа постоянно информируют КВС о состоянии места пожара и эффективности мер по его тушению;
- при пожаре на земле его тушение производить как в полете, дополнительно используя наземные средства.

Проверка ликвидации пожара производится через 15 с после срабатывания огнетушителей установкой главного переключателя пожаротушения в положение "ВЫКЛЮЧЕНО", а затем в положение "ПОЖАРОТУШЕНИЕ". Если пожар ликвидирован, то кнопка-лампа загораться не будет.

ВНИМАНИЕ! 1. ГЛАВНЫЙ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ УСТАНАВЛИВАТЬ В ПОЛОЖЕНИЕ "ВЫКЛЮЧЕНО" РАНЬШЕ 15 с ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

2. ЗАПУСКАТЬ В ВОЗДУХЕ ДВИГАТЕЛЬ, НА КОТОРОМ БЫЛ ПОЖАР, ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

После ликвидации пожара экипаж обязан:

- принять решение о посадке на ближайшем аэродроме (выбранной площадке);
- в полете вести контроль за отсеком, в котором был пожар.

КВС принимает решение о вынужденной посадке, если пожар не ликвидирован.

5.20.2. Пожар внутри двигателя

При пожаре внутри двигателя загорится красный светосигнализатор "ПОЖАР В ДВИГАТЕЛЕ".

При пожаре экипаж обязан:

- остановить двигатель, на котором обнаружен пожар, принудительным флагированием воздушного винта;
- включить вручную первую очередь огнетушителей внутрь двигателя. При этом погаснут желтые светосигнализаторы двух разрядившихся огнетушителей. Одновременно загорится красная лампа-кнопка, автоматически сработает первая очередь огнетушителей в подкапотное пространство двигателя и погаснут желтые светосигнализаторы разрядившихся огнетушителей;
- через 15 с после срабатывания первой очереди огнетушителей произвести проверку ликвидации пожара. Если пожар не ликвидирован, применить вторую очередь огнетушителей.

5.20.3. Пожар в гондоле двигателя

При пожаре в гондоле двигателя загорается красный светосигнализатор "ДВИГАТЕЛЬ". Автоматически сработают огнетушители первой очереди в гондолу двигателя.

При пожаре экипаж обязан:

- остановить двигатель, на котором обнаружен пожар, принудительным флагированием воздушного винта;





- через 15 с после срабатывания огнетушителей первой очереди произвести проверку ликвидации пожара.

Если пожар не ликвидирован, применить вторую очередь огнетушителей, для чего нажать кнопку второй очереди. Повторить проверку ликвидации пожара.

Если пожар не ликвидирован, применить третью очередь огнетушителей и систему НГ, нажав кнопки под колпачком с надписью "ТУШЕНИЕ НЕЙТРАЛЬНЫМ ГАЗОМ".

5.20.4. Пожар в кабинах самолета

A. Пожар в кабинах экипажа и сопровождающих

При возникновении пожара или при появлении дыма в кабинах экипажа и сопровождающих необходимо всем членам экипажа подсоединить к кислородной системе и надеть дымозащитные маски ІІІ-2 (сопровождающим - кислородные маски КМ-15 или КМ-19), перейти на питание чистым кислородом (режим "100 % O₂"), выполнить экстренное снижение до безопасной высоты.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. КИСЛОРОДНЫЕ МАСКИ КМ-15 И КМ-19 НЕ ОБЕСПЕЧИВАЮТ ИЗОЛЯЦИИ ОТ ОКРУЖАЮЩЕЙ СРЕДЫ, ПОЭТОМУ ЖЕЛАТЕЛЬНО ПО ВОЗМОЖНОСТИ НЕ НАХОДИТЬСЯ В ЗОНАХ НАИБОЛЬШЕГО ЗАДЫМЛЕНИЯ.

В процессе экстренного снижения одному из членов экипажа по команде КВС подсоединить дымозащитную маску ІІІ-2 к переносному кислородному прибору КП-19 с баллоном КБ-2, определить очаг пожара (дыма) и приступить к его ликвидации, используя ручные огнетушители.

На самолетах, не оборудованных дымозащитными масками ІІІ-2, все члены экипажа пользуются кислородными масками КМ-32АГ, которые должны быть плотно притянуты к лицу.

При интенсивном заполнении дымом кабин экипажа и сопровождающих необходимо применить ускоренную вентиляцию кабин (после выполнения экстренного снижения до безопасной высоты), для чего:

- на установленной высоте выключить отбор воздуха на надув кабин;
- произвести аварийную разгерметизацию гермокабин;
- открыть дверь на шпангоуте № 13 или верхний аварийный люк;
- выключить надув гермокабин. После вентиляции гермокабин закрыть дверь или верхний аварийный люк.

Б. Пожар в грузовой кабине

При возникновении пожара в грузовой кабине необходимо произвести экстренное снижение до безопасной высоты, выключить систему обогрева кабины, произвести аварийную разгерметизацию гермокабин, подсоединить к кислородной системе и надеть дымозащитные маски ІІІ-2 (сопровождающим - кислородные маски КМ-15 или КМ-19), перейти на питание чистым кислородом (режим "100 % O₂").



Одному из членов экипажа подсоединить дымозащитную маску М-2 к переносному кислородному прибору с баллоном КБ-2, открыть дверь на штангоуте № 13 и приступить к ликвидации пожара, используя ручные огнетушители.

Если источником загорания (дыма) является неисправность бортовой электрической сети или потребителей электроэнергии, то:

- после определения источника загорания немедленно выключить неисправное оборудование и его автомат защиты (при необходимости применить ручной огнетушитель);

- в том случае, если дымление не прекратилось, перейти на аварийное электропитание от бортовых аккумуляторов, генераторов СГ № 4 и 5 и ВСУ в соответствии с указаниями подразд. 5.21;

- после прекращения дымления, если источник загорания четко определен и пожар ликвидирован, при завершении полета разрешается (по усмотрению КВС) в случае необходимости обеспечения работы ПОС оперения, винтов и обтекателей включить генераторы постоянного и переменного тока на сеть, для чего:

- а) выключить выключатели "АВАРИЙНОЕ ПИТАНИЕ" на электрощитке радиостанции и левой панели приборной доски;

- б) проверить напряжение включаемого генератора постоянного тока (напряжение должно быть 28,5 В);

- в) включить генераторы постоянного тока, для чего выключатели соответствующих генераторов поставить в положение "ВКЛЮЧЕНО";

- г) отрегулировать напряжение включаемого СГО до 115 В при положении переключателя генератора "ПРОВЕРКА", а затем поставить переключатель в положение "НАГРУЗКА".

При обнаружении пожара на взлете до отрыва самолета КВС прекращает взлет и дает команду экипажу приступить к тушению пожара. При продолженном взлете КВС обязан принять меры к тушению пожара и произвести вынужденную посадку по возможности на аэродром взлета.

5.20.5. Пожар в отсеках крыла или дополнительных топливных баков

При возникновении пожара в отсеках крыла или дополнительных топливных баков загорается соответствующий красный светосигнал-затвор. Автоматически срабатывают огнетушители первой очереди в зону пожара.

При пожаре экипаж обязан:

- убедиться в срабатывании огнетушителей первой очереди. Если автоматического срабатывания не произошло, включить систему вручную в горящий отсек крыла или дополнительных топливных баков;

- проверить по указателям параметры расхода и давления топлива на двигателях полукрыла, где обнаружен пожар. Если эти параметры не соответствуют норме, произвести останов двигателей полукрыла с закрытием перекрывных кранов топлива.



- после останова двигателей отключить подкачивающие топливные насосы и кран кольцевания полукрыла;
- через 15 с после срабатывания огнетушителей первой очереди произвести проверку ликвидации пожара. Если пожар не ликвидирован, применить вторую очередь огнетушителей;
- посадка самолета производится на ближайший аэродром (пожар ликвидирован) или на выбранную площадку с убранными закрылками.

ПРИМЕЧАНИЕ. Тушение пожара в отсеках крыла необходимо производить с убранными закрылками, что способствует срыву пламени.

Уборку закрылков после взлета или перед посадкой производить импульсами на высоте не ниже 50 м, не допуская просадки самолета.



5.21. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ОТКАЗЕ ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ

1. Отказ или отключение генератора от сети обнаруживается по отсутствию показаний амперметра и загоранию светосигнализатора отказа (для генераторов переменного тока).

Для определения причины появления указанных сигналов необходимо по вольтметру проверить напряжение генератора. Если напряжение будет близко к нормальному, то следует попытаться поднять его выносным сопротивлением до включения генератора в бортсеть. Если напряжение не повышается и находится на низком уровне, генератор неисправен и его необходимо выключить.

2. При отказе генераторов СТГ № 2, 4, 6, 8 для предотвращения разрядки бортовых аккумуляторов произвести колыцевание шин, включив выключатель "КОЛЫЦЕВАНИЕ ЛЕВЫХ И ПРАВЫХ ГЕНЕРАТОРОВ" или дать команду бортмеханику на включение выключателя "АККУМУЛЯТОРЫ НА ЗАПУСК" на щитке запуска двигателей.

3. При отказе любых двух-трех генераторов и включенной ПОС операции для равномерного распределения нагрузки между работающими СТГ произвести колыцевание шин, как указано выше.

4. Для обеспечения электропитания жизненно важных потребителей электроэнергии при отказе основной электросети постоянного тока предусмотрена электросеть аварийного питания от бортовых аккумуляторов, генераторов СТГ № 4, 5 и генератора ГС-24А ВСУ.

Переход на аварийное питание осуществляется по команде КВС в следующих случаях:

- неустойчивая работа источников электропитания из-за неисправностей в сети постоянного тока (при колебаниях напряжения и тока генераторов, значительном увеличении нагрузочных токов генераторов и т.д.);
- отказ всех стартер-генераторов;
- возникновение пожара из-за неисправностей бортовой электрической сети или потребителей электроэнергии (см. подразд. 5.20.);
- вынужденная посадка самолета с убранным шасси.

До включения аварийного электропитания бортрадист обязан:

- убедиться, что бортовые аккумуляторы включены;
 - включить преобразователь ПО-1500 (ПО-750) в режим аварийного питания.
- ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПЕРЕД ВКЛЮЧЕНИЕМ ПО-750 (НА САМОЛЕТАХ ДО 14-й СЕРИИ) ОТКЛЮЧИТЬ
ПДСП, РВ-2, РБП-3, ОБОГРЕВ СТЕКОЛ, РИС и ДАК-3Б;
- доложить КВС о необходимости перехода на пилотирование по дублирующим приборам;
 - отключить все генераторы переменного тока СГО;
 - включить выключатель "АВАРИЙНОЕ ПИТАНИЕ" на электрощитке радиста или левой приборной доске пилотов;
 - отключить все генераторы постоянного тока;





- убедиться по вольтметру на электрощитке радиоста, что напряжение на аварийную электросеть подается;
- проверить напряжение генераторов № 4 и 5 (напряжение должно быть 28,5 В) и включить их на аварийную шину;
- после запуска ВСУ проверить напряжение генератора ГС-24А (напряжение должно быть 28,5 В) и выключить его на аварийную шину;
- убедиться, что аварийная электросеть работает устойчиво;
- убедиться в исправной работе оборудования и приборов, подключенных к аварийным сетям постоянного и переменного токов, выключить автомат защиты на щите АЗР и электрощитке штурмана, имеющие светло-зеленую окраску. Работа потребителей, подключенных к аварийной шине постоянного тока при питании ее от генераторов СГ № 4 и 5 или от генератора ГС-24А, по времени не ограничена.

В случае аварийного питания только от аккумуляторов полет может продолжаться: при наличии 4 аккумуляторов - около 8 мин, при 7 - около 24 мин, при 17 - около 1 ч 15 мин. При этом необходимо максимально экономить электроэнергию.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВКЛЮЧАТЬ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ "АВАРИЙНОЕ ПИТАНИЕ" НЕ РАНЕЕ ЧЕМ ЧЕРЕЗ 15 с ПОСЛЕ НАЧАЛА ФЛОГИРОВАНИЯ ВОЗДУШНОГО ВИНТА.

ПРИ ЭЛЕКТРОПИТАНИИ ОТ АВАРИЙНОЙ СЕТИ ПОС ОПЕРЕНИЯ, ПОС ВИНТОВ И ИХ ОБТЕКАТЕЛЕЙ НЕ РАБОТАЮТ.

5. При отказе одного генератора СГО обеспечивается питание всех потребителей электроэнергии переменного тока 115 В, 400 Гц.

6. При отказе двух любых генераторов СГО (кроме СГО № 3 и 2) обеспечивается работа ПОС винтов и обтекателей всех четырех двигателей и автоматически отключаются УКВ радиостанция № 2, РВ-2, РСН-2С, обогрев стекла штурмана, боковое стекло правого пилота, розетка 115 В штурмана.

При отказе СГО № 3 и 2 дополнительно автоматически отключается ПОС винтов и их обтекателей второго и третьего двигателей.

7. При одновременном отказе трех генераторов СГО отключаются все потребители, перечисленные в п.6. Включать ПОС винтов и их обтекателей при отказе трех генераторов ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

8. При отказе четырех генераторов СГО необходимо перевести электросеть переменного тока 115 В, 400 Гц на аварийное питание от преобразователя ПО-1500 (ПО-750), для чего бортрадист обязан переключатель "АВАРИЙНОЕ - ПРОВЕРКА АППАРАТУРЫ" преобразователя ПО-1500 (ПО-750) поставить в положение "АВАРИЙНОЕ", а переключатель вольтметра - в положение "I III ПО-750" и убедиться в наличии напряжения на аварийной шине. Всем членам экипажа отключить потребители переменного тока, не подключенные к аварийной шине. Если в полете после перехода на аварийное питание по переменному току возникла необходимость

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

включить какой-либо потребитель переменного тока, не подключенный к аварийной шине, переключатель ПО-1500 (ПО-750) установить в положение "ПРОВЕРКА АППАРАТУРЫ" и подключить этот потребитель (предварительно следует выключить один из потребителей, такой же или большей мощности, из подключенных к аварийной шине).

Измерение величины тока, отдаваемого преобразователем в сеть, установленными на борту самолета амперметрами не предусмотрено.

9. При выходе из строя централизованной сети электроснабжения 36 В 400 Гц на самолетах с раздельным питанием трех авиаоризонтов и с БКК-І8 остаются включенными в работу только два преобразователя ПТ-200Ц, обеспечивая питание авиаоризонтов (основного и резервного) на приборной доске КВС.

При отказе любого из преобразователей ПТ-200Ц, питающих авиаоризонты КВС (резервный авиаоризонт), указанные авиаоризонты автоматически переключаются на питание от работающего основного или резервного преобразователя ПТ-1000Ц (ПТ-1500Ц), при этом загораются соответственно сигнальные лампы "ПИТ. АГ ЛЕВ. ОТ ПТ-1500" ("ПИТ. АГ РЕЗЕРВ. ОТ ПТ-1500") на щитке переменного тока.

При переключении электросистемы постоянного тока с основного на аварийное питание преобразователи ПТ-200Ц № 1 и ПТ-1000Ц (ПТ-1500Ц) отключаются, при этом обесточиваются курсовая система, авиаоризонты КВС и второго штурмана.

Электропитание резервного авиаоризонта обеспечивается от преобразователя ПТ-200Ц № 2, подключенного к аварийной шине.

Для обеспечения электропитанием курсовой системы и других потребителей, подключенных к централизованной шине, необходимо установить переключатель преобразователей ПТ-1000Ц (ПТ-1500Ц) в положение "РЕЗЕРВНЫЙ". Ручное включение резервного преобразователя производить в прямолинейном горизонтальном полете. При этом авиаоризонт КВС остается обесточенным.

ВНИМАНИЕ! 1. ПРИ ОСУЩЕСТВЛЕНИИ АВАРИЙНОГО ПИТАНИЯ ОТ АККУМУЛЯТОРОВ ОБЕСПЕЧИВАЕТСЯ РАБОТА ТОЛЬКО РЕЗЕРВНОГО АВИАОРИЗОНТА АГД-ІС ОТ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ПТ-200Ц № 2.

2. ПОСЛЕ РУЧНОГО ВКЛЮЧЕНИЯ РЕЗЕРВНОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ПТ-1000Ц (ПТ-1500Ц) НЕОБХОДИМО ДАТЬ КОМАНДУ ШТУРМАНУ ПРОИЗВЕСТИ СОГЛАСОВАНИЕ КУРСОВОЙ СИСТЕМЫ В РЕЖИМЕ "МК".

ПРИМЕЧАНИЕ. При переключении питания авиаоризонта КВС на централизованную шину 36 В 400 Гц возможно временное (2-3 с) загорание лампы-кнопки "АРРЕТИР" на КШ-75 КВС.



5.22. ПИЛОТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА ПРИ ОТКАЗЕ ВСЕХ АВИАГОРИЗОНТОВ

Отказ авиагоризонтов (основных и резервного) приводит к усложнению пилотирования самолета, особенно при заходе на посадку по приборам вне видимости естественного горизонта. В случае отказа всех авиагоризонтов пилотировать самолет по показаниям ЭУП-53, курсовой системы, вариометра и других пилотажно-навигационных приборов, руководствуясь следующими рекомендациями:

1. При оценке углов крена самолета на разворотах следует иметь в виду, что на скорости полета 300–350 км/ч указатель поворота ЭУП-53 дает завышение примерно в два раза показаний углов крена. На скоростях полета 450 км/ч и более погрешности в показаниях ЭУП-53 невелики и ими можно пренебречь. Однако с учетом указанных поправок ЭУП-53 будет давать правильные показания крена только при отсутствии скольжения. Поэтому при выполнении разворотов необходимо следить за тем, чтобы шарик указателя скольжения находился в центре (см. подразд. 6.12, табл. 6.12.1).

2. При выполнении разворотов недопустимы большие отклонения педалей, способствующие возникновению скольжения и раскачке стрелки указателя поворота, что особенно заметно на скоростях 300–270 км/ч. Поэтому для поддержания стрелки указателя поворота в заданном положении рекомендуется выполнять развороты и исправлять ошибки при разворотах в основном с помощью элеронов.

3. При пилотировании самолета с использованием ЭУП-53 ввод самолета в разворот и вывод из разворота должны быть плавными.

При пилотировании по приборам истинный крен не должен превышать 15° (при отсчете углов крена по ЭУП-53 вводится соответствующая поправка в зависимости от скорости полета). Это позволяет легче исправлять возможные отклонения от заданного крена.

4. Дачу небольшого крена и выдерживание прямолинейных участков пути контролировать по интенсивности перемещений курсовой шкалы ПК и НП (чем больше крен, тем быстрее вращение курсового лимба).

Отклонение самолета по курсу и тангажу контролируется соответственно по ПК и вариометру.

В зависимости от метеоусловий полета по маршруту и в пункте назначения принять решение о продолжении полета или посадке на ближайшем запасном аэродроме.

При отказе авиагоризонтов из глиссаде в условиях отсутствия визуальной ориентировки:

- уйти на второй круг, пилотируя самолет по ЭУП, вариометру и курсовой системе;
- доложить службе УВД об отказе авиагоризонтов.



5.23. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ОТКАЗАХ СДУ

Экипаж обязан прекратить пилотирование по командным стрелкам, если:

- выпадают блокеры "K" и "T" на КИШ или открываются блокеры курса и глиссады на НИШ;
- произошел отказ одного из авиагоризонтов;
- крен самолета на четвертом развороте превышает 20° ;
- отклонения самолета от зон курса и глиссады превышают допустимые при пролете ДПРМ и БПРМ;
- после вписывания в равносигнальную зону курса крен самолета превышает 10° ;
- после вписывания в равносигнальную зону глиссады вертикальная скорость снижения более 6 м/с.

В условиях отсутствия визуальной ориентировки в режиме директорного захода на посадку при отказах СДУ ("Привод-ВГ" или "Привод-АНП") КВС, прекратив пилотирование по командным стрелкам, должен выполнить уход на второй круг, на высоте круга окончательно оценить отказ и принять решение о дальнейших действиях.

При прекращении пилотирования по командным стрелкам системы "Привод" необходимо установить выключатели СДУ на приборных досках летчиков в положение "ОТКЛ".

Заход на посадку выполнять, используя курсоглиссадную систему, ОСП и РСП.



5.24. ПОСАДКА САМОЛЕТА ПРИ НЕИСПРАВНОМ ШАССИ

5.24.1. Общие указания

Во всех случаях неисправности системы выпуска шасси КВС обязан использовать все имеющиеся в его распоряжении возможности для того, чтобы выпустить шасси, т.е. повторить выпуск от основной и аварийной систем, системы механического выпуска и системы ручного насоса. Убедившись в невозможности выпуска шасси или закрытия замков в выпущенном положении шасси, КВС докладывает руководителю полета о положении шасси и, получив от него разрешение, принимает решение о выполнении посадки.

На высоте 50–70 м бортрадист по команде КВС должен выключить аварийное питание и отключить все генераторы постоянного и переменного токов.

Посадка самолета выполняется с открытыми дверьми на шлангоутах № 13 и 23.

При заходе на посадку, по команде КВС, штурман и бортрадист занимают места в кабине сопровождающих.

5.24.2. Посадка при отказе сигнализации шасси или недостановке

шасси на замки выпущенного положения

Когда зеленые светосигнализаторы выпущенного положения исправны, но не загораются при выпуске или не гаснут при ряде повторных уборок, экипаж обязан произвести посадку с наличием давления гидросмеси в цилиндрах выпуска шасси. Для этого второй пилот обязан выполнить следующие операции:

- проверить, стоят ли обе рукоятки управления кранами шасси правой гидросистемы в нейтральном положении;
- отключить АЭС "АВАРИЙНОЕ ОТКРЫТИЕ СТВОРОК";
- открыть крышку аварийного управления шасси;
- расконтрить рукоятку управления краном "ВЫПУСК ШАССИ – ЗАКРЫТИЕ СТВОРОК";
- нажать на головку рукоятки управления краном "ВЫПУСК ШАССИ – ЗАКРЫТИЕ СТВОРОК" и перевести ее в положение "ВЫПУСК ШАССИ", которое сохранить до полной остановки самолета после посадки и зарулевания.

ПРИМЕЧАНИЕ. Если не горят табло "СТВОРКИ ШАССИ ЗАКРЫТЫ", рукоятку крана сначала перевести в положение "ЗАКРЫТИЕ СТВОРОК", после закрытия створок поставить рукоятку крана нейтрально, а через 5–10 с перевести ее в положение "ВЫПУСК ШАССИ".

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

5.24.3. Посадка с полностью или частично убранным шасси

Посадку с полностью или частично убранным шасси выполнять на грунтовую полосу аэродрома или на грунт, параллельно бетонированной полосе.

При посадке с полностью убранным шасси после четвертого разворота дать команду открыть входные двери на штангах № 13 и 23. Кран шасси должен быть установлен в положение "ШАССИ УБРАНО".

В момент приземления КВС должен убрать РУД всех двигателей до ЗМГ и дать команду бортмеханику закрыть перекрываемые краны топлива и стоп-краны. После посадки самолета, перед выходом экипажа, бортмеханик обесточивает бортовую сеть самолета выключателем "АВАРИЙНОЕ ВЫКЛЮЧЕНИЕ АККУМУЛЯТОРОВ И АЭРОДРОМНОГО ПИТАНИЯ".

При неисправной или убранный передней опоре шасси посадку производить на основные опоры шасси. Перед посадкой, если это возможно, создать наиболее заднюю центровку, но не более 32% САХ. Приземление самолета производить на основные опоры шасси, не допуская "хлевка" на нос.

После приземления удерживать переднюю часть фюзеляжа от касания грунта как можно дольше, затем плавно опустить ее на грунт. При пробеге тормозами не пользоваться.

Управление двигателями аналогично управлению при посадке на фюзеляж.

При посадке с убранными основными опорами и с неубранной передней опорой шасси (в случае, если ее убрать невозможно) не допускать приземления самолета на малом угле атаки и удара о землю колесами передней опоры. В случае невыпуска одной из основных опор шасси посадку производить с убранным шасси на фюзеляж.





5.25. ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА И ЭКСТРЕННАЯ ЭВАКУАЦИЯ ЭКИПАЖА
ИЗ САМОЛЕТА НА ЗЕМЛЮ

1. При возникновении на самолете аварийной обстановки, угрожающей жизни экипажа, КВС обязан сообщить в ближайший аэропорт о происшествии, местонахождении самолета и решении произвести вынужденную посадку. Затем КВС выключает сигнал "БЕДСТВИЕ" и дает указание экипажу подготовиться к вынужденной посадке.

2. Второй пилот на высоте не выше 1000 м по указанию КВС производит аварийную разгерметизацию кабин выключателем аварийного сброса давления и перед приземлением открывает форточку.

3. Перед приземлением самолета бортмеханик или бортоператор должен открыть входную дверь в грузовой кабине, после чего бортоператор занимает место в кабине сопровождающих и застегивает ремни.

4. К концу пробега КВС выключает двигатели и все источники электропитания.

ПРИМЕЧАНИЕ. При выключении двигателей стоп-краном самолет не обесточивать до прекращения вращения винтов или закрытия перекрывных кранов топлива.

5. После приземления в аварийной обстановке экипаж открывает двери и люки, которые могут обеспечить наибольшую безопасность при выходе из самолета (см. рис. 5.3.).

6. При возникновении пожара экипаж принимает все меры к тушению его в соответствии с подразд. 5.20.

7. Последним покидает самолет КВС, который полностью отвечает за своевременную эвакуацию экипажа и сопровождающих.

8. Если при посадке произошло заклинивание дверей и люков, по приказанию КВС для эвакуации экипажа прорубается люк в обшивке фюзеляжа аварийным топором, имеющимся на борту.

9. При покидании самолета в ненаселенной местности с борта самолета следует взять: сигнальный пистолет с ракетами, аварийную радиостанцию, спасательный плот, который может служить в качестве укрытия от непогоды, запасы пищи, питьевую воду, верхнюю одежду, аварийный топор, спички, карманные фонари и т. п.

10. Действия при открывании изнутри входной двери и аварийных люков самолета следующие:

- a) входной двери (левый борт):
 - расфиксировать дверную ручку;
 - повернуть ручку вниз;
 - открыть дверь на себя;



б) аварийных люков (правый и левый борт):

- повернуть ручаг вверх;

- открыть люк внутрь;

в) верхнего аварийного люка в кабине экипажа:

- повернуть ручаг на себя;

- открыть аварийный люк вниз.

II. Порядок пользования углекислотными огнетушителями:

- снять огнетушитель с места его установки;

- установить рас��туб в удобное положение и направить его на огонь;

- нажать до отказа на спусковой ручаг и подвести выбрасываемый "снег" к огню, начиная от края;

- гасящий состав распределять по всей площади огня;

- по окончании тушения пожара отпустить спусковой ручаг - газ будет перекрыт автоматически.

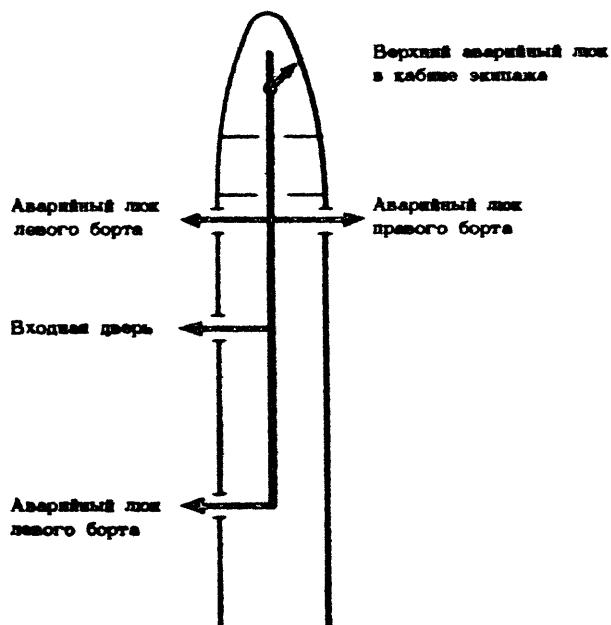


Рис. 5.3. Схема аварийных выходов.



РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

АН-12



5.26. ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА САМОЛЕТА НА ВОДУ

1. Приняв решение о посадке на воду, КВС предупреждает об этом членов экипажа, а затем:

- передает по радио свои координаты приводнения, дает сигнал "SOS", дублируя его для приема морскими судами, включает сигнал "Бедствие":
- дает указание всем членам экипажа надеть спасательные жилеты, занять свои места застегнуть ремни;
- дает указание бортмеханику (бортоператору) подготовить у входной двери спасательный плот к выбросу.

ПРИМЕЧАНИЕ. При аварийной посадке на воду выход из самолета может осуществляться (см. рис. 5.3) через входную дверь, верхние люки, расположенные в носовой и хвостовой частях фюзеляжа, и через три аварийных люка, расположенных по бортам фюзеляжа (два в левом и один в правом).

2. Перед вынужденной посадкой, на высоте не выше 1000 м, второй пилот по указанию КВС разгерметизирует кабину аварийным сбросом давления.

3. В условиях неспокойного моря, при ветре до 15 м/с посадку производить в направлении параллельно гребню волн, не считаясь с направлением ветра, так как такой вид посадки является наиболее безопасным. При более сильном ветре, а также при ветровой волне без наката садиться на воду следует против ветра.

4. Заход на посадку и посадку производить с убранным шасси и полностью выпущенными закрылками.

5. Выравнивание начинать на высоте 8-10 м. В конце выравнивания зафлюгировать воздушные винты внешних двигателей от кнопок КФЛ, а внутренние двигатели - от аварийной системы.

6. Посадку самолета на воду производить на минимально возможной скорости.

7. При посадке ночью на высоте 100-150 м включить фары и все внимание сосредоточить на выравнивании самолета перед приводнением, не допуская потери скорости и удара о воду.
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В ТУМАНЕ И В ОБЛАКАХ ФАРЫ НЕ ВКЛЮЧАТЬ.

8. В сложных метеорологических условиях при отсутствии видимости посадку производить по приборам при вертикальной скорости снижения 0,5-1 м/с.

9. Совершив посадку на воду, КВС обязан:

- оценить положение самолета на воде и возможность открытия бортовой двери и аварийных люков с тем, чтобы вода не смогла проникнуть внутрь самолета (см. рис. 5.3);
- дать указание бортмеханику (бортоператору) открыть дверь и выбросить аварийно-





спасательные средства (плот, аварийную радиостанцию, запас продовольствия и воды, средства сигнализации), предварительно прикрепив эти средства к самолету, чтобы их не унесло ветром или течением от двери;

- дать указание экипажу покинуть самолет;
- покинуть самолет последним, разместиться на плоту и руководить спасением людей;
- дать указание отвести спасательный плот от самолета на 50–100 м.



ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ

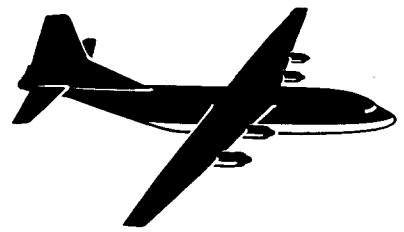
РАЗДЕЛ 6

ЭКСПЛУАТАЦИЯ

СИСТЕМ

AH-1Z





6.1

**СИЛОВАЯ
УСТАНОВКА**

AH-12



СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
6.1. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА	
6.1.1. Двигатель АИ-20М	I
6.1.2. Вспомогательная силовая установка	22
6.2. ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА	
6.3. МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА	
6.4. ПОЖАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	
6.5. СИСТЕМА НЕЙТРАЛЬНОГО ГАЗА	
6.6. ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА	
6.7. СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА	
6.8. КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	
6.9. АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	
6.10. ШАССИ И ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА	
6.10.1. Управление уборкой и выпуском шасси в полете	I
6.10.2. Управление поворотом колес передней опоры шасси	6
6.10.3. Управление тормозами колес	7
6.10.4. Управление закрылками	8
6.10.5. Управление люками и створками	9
6.11. ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ	
6.12. ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	
6.12.1. Общие сведения	I
6.12.2. Система питания анероидно-мембранных приборов	I
6.12.3. Астрокомпас ДАК-ДБ-5В	2
6.12.4. Курсовая система КО-6Г	3
6.12.5. Автопилот АП-28Д-1	5
6.12.6. Автомат углов атаки и перегрузок АУАСН-6Р	10
6.12.7. Навигационный индикатор НИ-50ЕМ-1	II
6.12.8. Система индикации и контроля пространственного положения самолета	12
6.12.9. Система директорного управления	38
6.12.10. Электромеханический высотомер ЕМ-72	41

Стр.

6.I3. РАДИООБОРУДОВАНИЕ

6.I3.1. Общие сведения	I
6.I3.2. Самолетное переговорное устройство СНУ-75 . . .	4
6.I3.3. КВ радиостанции	6
6.I3.4. УКВ радиостанция "Баклан-20"	8
6.I3.5. Радиокомпас АРК-II	9
6.I3.6. Аварийно-спасательные радиостанции	10
6.I3.7. Радиовысотомер РВ-2	II
6.I3.7а. Радиовысотомер РВ-5М	IIa
6.I3.8. Навигационно-посадочная аппаратура "Куре МП-2" . .	12
6.I3.9. Радиолокационная станция Р03-I	17
6.I3.10. Система ближней навигации РСБН-2С	18
6.I3.11. Допплеровская система навигации ДИСС-013-12М . .	21
6.I3.12. Самолетный дальномер ОД-67	27
6.I3.13. Самолетный ответчик СОМ-64	28
6.I3.14. Речевой информатор РИ-65	30
6.I3.15. Самолетный магнитофон МС-61Б	31
6.I3.16. Изделие СРО.	32
6.I3.17. Навигационная допплеровская аппаратура НАС-1Б . .	33
6.I3.18. Курсовой (КРП-Ф) и глиссадный (ГРП-2) радиоприемники	34
6.I3.19. Маркерный радиоприемник МРП-56	34
6.I3.20. Радиокомпас АРК-У2 с радиоприемником Р-852 . . .	35
6.I4. СИСТЕМА РЕГИСТРАЦИИ РЕЖИМОВ ПОЛЕТА	



6.1.1. Двигатель АИ-20М ^{х)}

A. Общие сведения

Двигатель АИ-20М является высотным одновальным турбовинтовым двигателем, работающим с одним флигельным четырехлопастным воздушным винтом изменяемого шага АВ-68И.

Двигатель состоит из следующих основных узлов:

- планетарного редуктора;
- лобового картера;
- осевого десятиступенчатого компрессора;
- камеры сгорания кольцевого типа;
- осевой трехступенчатой реактивной турбины;
- нерегулируемого реактивного сопла;
- агрегатов, обслуживающих работу двигателя и систем самолета.

Масляная система двигателя служит для смазки и охлаждения труящихся деталей, а также для обеспечения рабочей жидкостью агрегатов системы регулирования, системы управления воздушным винтом, системы измерителя крутящего момента (ИКМ) и системы автоматического флюгирования винта. Маслосистема включает в себя главный масляный насос, насос подпитки, насос откачки масла из полостей заднего подшипника компрессора и роликоподшипника турбины, маслонасос откачки из коробки приводов, маслонасос ИКМ, воздухоотделитель, центробежный суплер, фильтры и трубопроводы.

Топливная система двигателя обеспечивает питание двигателя топливом на всех режимах работы. В топливную систему входят: подкачивающий топливный насос, топливный насос высокого давления, командно-топливный агрегат КТА, десять рабочих форсунок, электромагнитный клапан пускового топлива, две пусковые форсунки с воспламенителями и соединяющие трубопроводы.

Система автоматического регулирования двигателя поддерживает постоянной разновесную частоту вращения ротора двигателя на всех рабочих режимах, регулирует мощность двигателя, корректирует расход топлива в зависимости от условий полета, обеспечивает запуск и автоматический останов двигателя, а также принудительный останов и флюгирование воздушного винта.

Система регулирования включает в себя командно-топливный агрегат КТА-5М и регулятор частоты вращения ротора двигателя Р-68ДК.

Электрооборудование двигателя обеспечивает работу устройств, обслуживающих двигатель и системы самолета.

В электрооборудование двигателя входят:

- агрегаты системы запуска, контроля параметров, автофлюгирования и останова двигателя (стартер-генераторы, катушки зажигания, свечи и др.);

^{х)} Возможна установка на самолете двигателя АИ-20К, эксплуатация которого производится в соответствии с настоящим подразделом (дополнительно см. подразд. I.3).





- коллектор электропроводов;
- сигнализатор обледенения.

Запуск двигателя - автономный, с раскруткой ротора от двух стартер-генераторов, получающих питание от бортовых или аэродромных источников.

Система термостружкосигнализации двигателя предназначена для сигнализации о появлении стружки в масле и о превышении температуры масла в задних подшипниковых узлах двигателя.

В состав системы входят:

- два термостружкосигнализатора, установленных вместе с фильтрами в магистрали откачки масла от подшипника турбины и заднего подшипника компрессора;
- светосигнализатор "СТРУЖКА В ДВИГАТЕЛЕ", расположенный на средней панели приборной доски.

Светосигнализатор загорается в случаях:

- появления стружки в двигателе;
- повышения (выше допустимой) температуры масла, выходящего из задних подшипниковых опор ротора двигателя.

Виброизмерительная аппаратура ИВ-4I предназначена для постоянного контроля уровня виброперегрузок двигателей на всех эксплуатационных режимах работы двигателей на равновесных частотах.

Постоянный контроль виброперегрузок дает возможность экипажу самолета судить об исправности двигателя и в случае превышения допустимого уровня виброперегрузок принять решение о своевременном останове двигателя и применении системы пожаротушения внутри двигателя.

Превышение допустимой величины виброперегрузок контролируется по загоранию светосигнализатора ИВ-4I и отклонению стрелки индикатора выше допустимых значений механического указателя, устанавливаемого на величину 5,5.

На самолете установлены два комплекта аппаратуры ИВ-4I, что обеспечивает контроль виброперегрузок всех четырех двигателей.

Включение аппаратуры производится после подключения к бортсети источника питания напряжением 115 В и 400 Гц.

Перепуск воздуха из компрессора двигателя в атмосферу для обеспечения устойчивой работы на пусковых режимах и уменьшения пусковой мощности, потребляемой компрессором при запуске, осуществляется через клапаны за 5 и 8-й ступенями компрессора.

Воздушный винт АВ-68И, устанавливаемый на двигателе, - четырехлопастный, тянущий, изменяемого шага. Винт, работая совместно с регулятором, автоматически поддерживает заданную частоту вращения двигателя постоянной.

На всех рабочих режимах, высотах и скоростях полета двигатель имеет постоянную равновесную частоту вращения ротора, которая поддерживается регулятором частоты вращения ротора двигателя Р-68ДК путем изменения угла установки лопастей винта. На режиме З.Т (30° по УПРТ) частота вращения ротора двигателя составляет 80,5-82,5% и поддерживается дозировкой топлива в КТА.



Органы управления, приборы контроля и сигнализации работы двигателя, установленные на пультах пилотов и приборных досках в кабине экипажей и на щитке запуска двигателей. Основные из них:

- рычаг управления двигателем (РУД) - для изменения режима работы двигателей;
- указатель УПРТ-2 - для контроля положения РУД;
- тахометр ИТЭ-2 - для контроля частоты вращения ротора двигателя;
- термометр ТВГ-26 - для контроля температуры газов за турбиной;
- индикатор УИЗ-3 - для контроля температуры и давления масла на входе в двигатель, давления топлива перед рабочими форсунками;
- указатель УП-100 - для контроля давления масла в измерителе крутящего момента;
- указатель ИВ-41 - для контроля виброперегрузки двигателя;
- светосигнализаторы: "ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ", снятие воздушных винтов с упора, "ГОТОВНОСТЬ К ФЛЮГИРОВАНИЮ", "РАСФЛЮГИРОВАНИЕ", работы флюгер насоса, кнопки КФЛ, "СТРУЖКА В ДВИГАТЕЛЕ", "ОПАСНАЯ ВIBРАЦИЯ" и др.;
- переключатели, выключатели, кнопки.

Основные параметры работы двигателя

Максимально допустимая температура газов за турбиной при запуске двигателя	не более 750 ⁰ С
Допустимая температура масла на входе в двигатель:	
- минимальная для опробования и руления	20 ⁰ С
- рекомендуемая	70-80 ⁰ С
- минимальная для взлета и полета	40 ⁰ С
- максимальная (не более 15 мин непрерывной работы). . .	90 ⁰ С

ПРИМЕЧАНИЕ. При работе двигателя на земле на режимах до 30⁰ по УПРТ при полностью открытых створках маслорадиатора допускаются в течение 15 мин (не более) работа двигателя и взлет при температуре 100⁰С.

Давление масла на входе в двигатель:

a) на земле:	
- на всех режимах	5-5,5 кгс/см ²
- на режиме ЗМГ (0 ⁰ по УПРТ)	4-5,5 кгс/см ²
b) в полете на всех режимах	4-5,5 кгс/см ²

Давление топлива перед рабочими форсунками на взлетном режиме не более 65 кгс/см²

Время приемистости:

- на земле	не более 20 с
- в полете	не более 10 с

Заброс частоты вращения 103%

Допустимое колебание частоты вращения на установленныхся режимах ±1%





РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ



Таблица 6.1.1
Режимы работы двигателя АИ-20М^Х)

Режим	Положение РУД по УПРТ, градус	Частота вращения, % (об/мин)	Расход топлива не более, кг/ч	Время непрерывной работы, мин	Время работы в пределах ресурса, %
Взлетный	98-105	94,8-95,5 (12300-90)	1030	не более 15	не более 2,5
Номинальный	84 ⁺²	94,8-95,5 (12300-90)	927	не ограничено	не более 32
Крейсерский	не более 72	94,8-95,5 (12300-90)	855	не ограничено	не ограничено в пределах ресурса
ЗМГ	0	80,5-82,5 (10400 ⁺²⁰⁰ -50)	-	не более 30	

ПРИМЕЧАНИЯ: I. Значения расхода топлива указаны для условий:
 $H = 0; V = 0; P = 760 \text{ мм рт.ст.}; t_{\text{н.в}} \leq 25^{\circ}\text{C}$.
 2. В общий ресурс двигателя засчитывается 20% наработки на земле.
 3. Режимы работы в зависимости от положения РУД (при учете наработки двигателя):
 - взлетный..... выше 86° по УПРТ;
 - номинальный..... выше 74° до 86° включительно.

Таблица 6.1.2
Максимальная температура газов за турбиной
при работе двигателя АИ-20М^Х)

Условия	Режим	Температура газов за турбиной, $^{\circ}\text{C}$
На земле для всех широт	Взлетный	510 при $t_{\text{н.в}} \leq 15^{\circ}\text{C}$ 560 при $t_{\text{н.в}} > 15^{\circ}\text{C}$
В полете до высоты 8000 м	Взлетный Номинальный Крейсерский	510 475 450
В полете на высоте более 8000 м	Взлетный Номинальный Крейсерский	570 510 470

Значения даны для условий СА. При отклонении от СА на каждый $\pm 1^{\circ}\text{C}$ температура газов изменяется соответственно на $\pm 1^{\circ}\text{C}$.

^Х Параметры двигателя АИ-20К, которые отличаются от указанных в табл. 6.1.1 и 6.1.2, приведены в подразд. I.3.



Б. Подготовка к полету

Запуск двигателей разрешается производить, если температура масла на входе в двигатель не ниже минус 5°C (при эксплуатации двигателя на маслосмеси СМ-4,5) или не ниже минус 30°C (при эксплуатации двигателя на масле МН-7,5У), при свободном вращении воздушного винта независимо от температуры воздуха. При температурах масла на входе ниже указанных двигателей должны быть подогреты.

Перед запуском двигателей необходимо убедиться в том, что:

- заглушки с входной части двигателей, выхлопной трубы, туннелей маслорадиаторов, приемников статического давления сняты;
- нет обледенения воздухозаборников двигателей и лопастей воздушных винтов;
- дренаж топливной системы открыт;
- лопасти воздушных винтов стоят на нулевом угле (при визуальном осмотре);
- под колесами шасси спереди и сзади установлены колодки;
- под воздушными винтами нет посторонних предметов (зимой снега и льда);
- сзади самолета нет посторонних предметов;
- около самолета имеются противопожарные средства;
- на самолете установлены бортовые аккумуляторы;
- все генераторы постоянного и переменного тока отключены;
- к розеткам аэродромного питания подключены необходимые аэродромные источники электроэнергии для запуска двигателей:

а) при запуске от АПА-35-2М или АПА-50 к розетке АР-1 - 28,5 В и к розетке ШРА-800-ЮИК-0 - 70 В;

б) при запуске от ТГ-16 к розетке АР-1 - 28,5 В;

в) при запуске от АПА-35 к розетке АР-1 - 28,5 В и к розетке АР-2-24 - 28 В.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ДЛЯ САМОЛЕТОВ С ТГ-16М ОСНОВНЫМ ВИДОМ ЗАПУСКА СЧИТАТЬ ЗАПУСК ПО СИСТЕМЕ 0-70 В. ЗАПУСК ПО СИСТЕМЕ 24-48 В ПРИМЕНЯТЬ В ИСКЛЮЧИТЕЛЬНЫХ СЛУЧАЯХ.

- ротор двигателя легко вращается, отсутствуют посторонние шумы в двигателе при проворачивании воздушного винта за лопасти по ходу вращения.

ВНИМАНИЕ! ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПРОВОРАЧИВАТЬ ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ ПРОТИВ ХОДА ЕГО ВРАЩЕНИЯ
ВО ИЗБЕЖАНИЕ ПОЛОМКИ ПРИВОДОВ СТАРТЕР-ГЕНЕРАТОРОВ;

- входные двери самолета и люк экипажа закрыты (люки грузовых отсеков закрыть после запуска двигателей);
- суммарные шкалы РТМС на имеющийся запас топлива выставлены;
- технический состав по выпуску самолета готов к запуску двигателей и занял свое место (в поле зрения запускающего двигатель). Связь по СПУ установлена.

До запуска двигателей необходимо:

- проверить напряжение аэродромного источника, которое должно быть 28,5 В;



- включить питание от аэродромного источника, установив переключатель "АЭРОДРОМ - БОРТ" в положение "АЭРОДРОМ";
- включить выключатель кольцевания шин генераторов.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ УСТАНОВКЕ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЯ "АЭРОДРОМ - БОРТ" В ПОЛОЖЕНИЕ "АЭРОДРОМ" ВКЛЮЧАТЬ ШИНУ АВАРИЙНОГО ПИТАНИЯ ЗАПРЕЩАЕТСЯ;

- установить переключатель вольтметра аккумуляторов и аэродромного питания в положение "AP-I";
- установить переключатель вольтметра генераторов в положение "ШИНА ПРАВЫХ ГЕНЕРАТОРОВ";
- включить переключатель ПО-1500 (ПО-750) в положение "ПРОВЕРКА АППАР." и переключатель ПТ-1000Ц (ПТ-1500Ц). Доложить КВС о готовности электросистемы к запуску двигателей;
- проверить и подготовить пожарное оборудование самолета;
- убедиться, что светосигнализатор "СТРУЖКА В ДВИГАТЕЛЕ" не горит. Если светосигнализатор горит, запуск двигателя ЗАПРЕЩАЕТСЯ;
- проверить работу АРТМ;
- убедиться, что количество масла в маслобаках соответствует нормальной их заправке;
- проверить аппаратуру ИВ-41 перед полетом после ее прогрева в течение 3 мин.

При исправной аппаратуре после нажатия на кнопку встроенного контроля должен загореться светосигнализатор "ОПАСНАЯ ВIBРАЦИЯ" и стрелка отклонится в зону закрашенного сектора или на упор.

При неисправной аппаратуре (светосигнализатор не горит, стрелка не отклонилась) вылет самолета ЗАПРЕЩАЕТСЯ;

- отключить систему кондиционирования, установив выключатель "ОБОГРЕВ КРЫЛА" в положение "ВЫКЛЮЧЕНО";
- открыть перекрывающие краны топлива;
- поставить переключатель снятия воздушных винтов с упора в положение "ВИНТ СНЯТ С УПОРА". Должны загореться красные светосигнализаторы;
- убедиться, что РУД всех двигателей установлены на 5МГ (0° по УПРТ);
- установить переключатель "ЗАПУСК - ХОЛОДНАЯ ПРОКРУТКА" в положение "ЗАПУСК";
- установить переключатель "ЗЕМЛЯ - ВОЗДУХ" в положение "ЗЕМЛЯ";
- включить насосы подкачки очередных групп баков, при этом должен загореться светосигнализатор соответствующих левых и правых групп на щитке управления топливной системой и должно появиться давление по манометру;
- дать команду "От двигателей", сообщить по СПУ порядковый номер запускаемого двигателя, получить ответный сигнал от выпускающего техника и приступить к запуску.

При запуске двигателя от вспомогательной силовой установки (ВСУ) дополнитель но к вышеизложенному произвести ее запуск (см. п. 6.1.2).



Запуск двигателей от аэродромных источников

Переключатель "ЗАПУСК ОТ ТГ-16М - ЗАПУСК ОТ АЭРОДРОМНЫХ ИСТОЧНИКОВ" поставить в положение "ЗАПУСК ОТ АЭРОДРОМНЫХ ИСТОЧНИКОВ".

Включить выключатель запуска, соответствующий запускаемому двигателю, и убедиться в готовности двигателя к запуску по загоранию светосигнализатора на щитке запуска.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ НА ЗЕМЛЕ ВКЛЮЧАТЬ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ "ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ".

Нажать и через 2-3 с отпустить кнопку запуска и одновременно включить секундомер.

После нажатия кнопки в работу вступает система автоматики запуска. Светосигнализатор "ГОТОВНОСТЬ ДВИГАТЕЛЯ К ЗАПУСКУ" гаснет и загорается светосигнализатор работы АПД. Двигатель автоматически выходит на режим ЭМГ (80,5-82,5% по ИТЭ) за время не более 2 мин.

В процессе запуска двигателя необходимо контролировать следующие параметры:

1. Частоту вращения ротора двигателя, которая должна непрерывно нарастать до 80,5-82,5%.
2. Напряжение бортсети, которое не должно падать ниже 16 В.
3. Воспламенение топлива по началу роста температуры газов за турбиной через 25 с с начала запуска.

В процессе запуска двигателя с помощью кнопки перепуска топлива ограничивать максимальную температуру газов за турбиной, придерживаясь ее рекомендуемых значений. Зависимость рекомендуемых температур газов за турбиной от температуры воздуха (АИ-20М) или частоты вращения ротора (АИ-20К) показана на рис. 6.1.1. Максимально допустимая температура газов за турбиной при запуске не должна превышать 750°C.

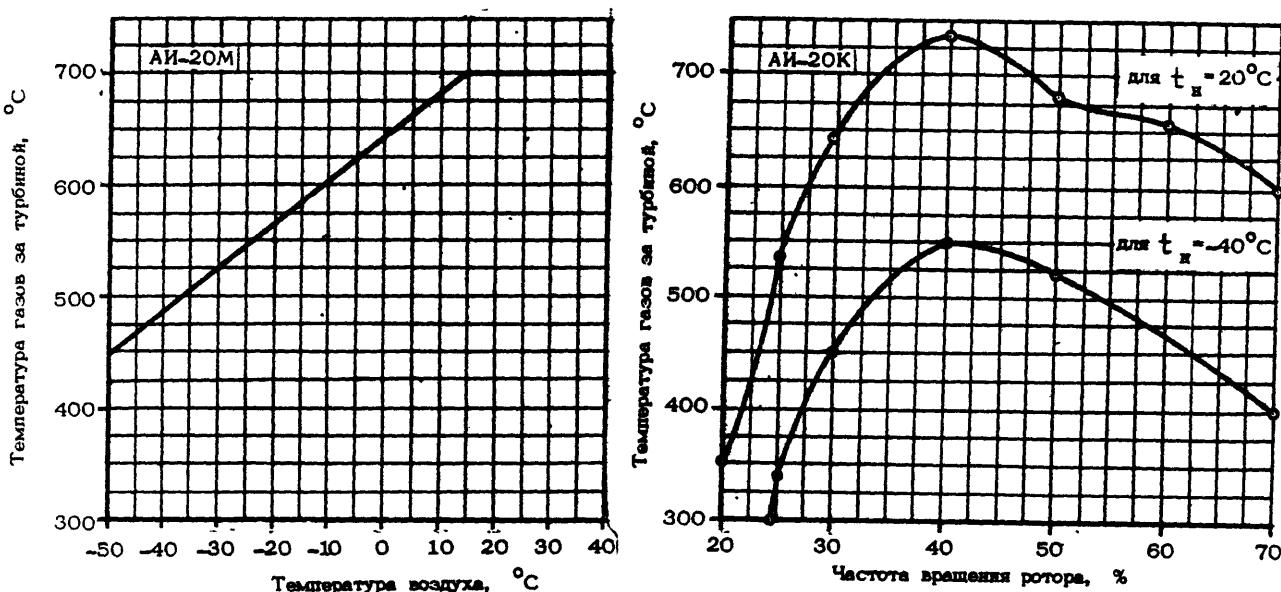


Рис. 6.1.1. Максимальная температура газов за турбиной при запуске. 6.1. Стр. 7



Отпускается кнопка перепуска топлива после прекращения роста температуры газов за турбиной. В дальнейшем кнопкой перепуска топлива пользуйтесь при необходимости, не допуская прекращения роста частоты вращения ротора двигателя.

4. Отключение СТГ от сети.

Если частота вращения ротора двигателя достигла 42-46% по ИГЭ менее чем за 70 с с начала запуска, то стартер-генераторы отключаются электрогидравлическим выключателем.

Если через 70 с с момента запуска двигатель не вышел на частоту вращения 42-46%, то стартер-генераторы будут отключены программным механизмом пусковой панели АПД.

Если на частоте вращения 46% стартер-генераторы не отключаются, то их необходимо отключить вручную, нажав кнопку "ОТКЛЮЧЕНИЕ СТГ" ("ПРЕКРАЩЕНИЕ ЗАПУСКА").

В случае отключения стартер-генераторов на частоте вращения более 46% они могут быть допущены к дальнейшей эксплуатации только после проверки их работоспособности.

5. Закрытие клапанов перепуска воздуха за 8-й ступенью компрессора при частоте вращения ротора двигателя 72,5-74% и за пятой ступенью при частоте вращения 88-89%.

6. Выход двигателя на режим ЗМГ не более чем через 2 мин с начала запуска.

Запуск двигателя прекратить, если:

- понижается напряжение бортовой сети ниже 16 В;
- до 30-й секунды с начала запуска не начался рост давления масла на входе в двигатель;
- температура газов за турбиной растет выше 750°C при нажатой кнопке перепуска топлива.

ВНИМАНИЕ! КНОПКУ ПЕРЕПУСКА ТОПЛИВА ПРИ ПРЕКРАЩЕНИИ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ ОТПУСКАТЬ ПОСЛЕ ЗАКРЫТИЯ КРАНА ОСТАНОВА И ПЕРЕКРЫВНОГО КРАНА;

- произошло преждевременное отключение стартер-генераторов;
- прекратился рост частоты вращения ротора двигателя в процессе разгона;
- двигатель не вышел на режим ЗМГ (80,5-82,5% по ИГЭ) за 2 мин;
- показания амперметров стартер-генераторов резко отличаются друг от друга (разница более 300 А);
- до 30-й секунды не произошло воспламенения рабочего топлива (нет роста температуры газов за турбиной);
- через 60 с после выхода двигателя на ЗМГ давление масла ниже 4 кгс/см².

После выхода запускаемого двигателя на режим ЗМГ:

- проверить напряжение каждого генератора постоянного тока запущенного двигателя (должно быть 28,5 В);
- включить генераторы постоянного тока, для чего выключатели соответствующих генераторов поставить в положение "ВКЛЮЧЕНО";
- отрегулировать напряжение СТО до 115 В при положении переключателя генератора "ПРОВЕРКА", а затем поставить переключатель в положение "НАГРУЗКА".

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

После запуска двигателя в маслобаке должно быть не менее 4 л масла, при заправке в бак перед запуском - 52 л (АИ-20М), 58 л (АИ-20К).

Разрешается пять запусков двигателя, следующих один за другим с перерывами не менее 3 мин при работе стартер-генераторов не более 60 с, или четыре запуска при работе стартер-генераторов не более 70 с, после чего следует охладить стартер-генераторы в течение 30 мин или до температуры не более 50°C с открытыми гондолами силовой установки на период охлаждения стартер-генераторов. Отсчет времени перерыва между запусками вести с момента отключения СТГ или нажатия кнопки "ОТКЛЮЧЕНИЕ СТГ".

Перед запуском следующего двигателя установить выключатель запуска запущенного двигателя в положение "ВЫКЛЮЧЕНО" и произвести запуск в указанном выше порядке.

Запуск следующего двигателя разрешается производить только после выхода предыдущего двигателя на ЗМГ.

ПРИМЕЧАНИЕ. При запуске двигателя от бортовых аккумуляторов следующий двигатель разрешается запускать после вывода работающего двигателя на равновесную частоту вращений. Между запусками двигателей делать перерыв (2-4 мин), во время которого контролировать зарядный ток аккумуляторов по амперметру и запуск следующего двигателя производить, когда зарядный ток уменьшится до 80-60 А.

По окончании запуска всех двигателей:

- переключатель "ЗЕМЛЯ - ВОЗДУХ" установить в положение "ВОЗДУХ".

ВНИМАНИЕ! ПРИ УСТАНОВКЕ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЯ "ЗЕМЛЯ - ВОЗДУХ" В ПОЛОЖЕНИЕ "ЗЕМЛЯ ВО ИЗБЕЖАНИЕ ЗУММИРОВАНИЯ КОНТАКТОРОВ ВКЛЮЧЕНИЯ АККУМУЛЯТОРОВ ЗАПРЕЩАЕТСЯ ОБЕСТОЧИВАТЬ БОРТОВУЮ СЕТЬ;

- выключатель "АККУМУЛЯТОРЫ НА ЗАПУСК" установить в положение "ВЫКЛЮЧЕНО";
- закрыть крышку щитка запуска;
- подключить сеть бортовых аккумуляторов, для чего переключатель "АЭРОДРОМ - БОРТ" поставить в положение "БОРТ";
- проверить параллельную работу генераторов постоянного тока и отключить выключатель колецования шин генераторов;
- дать указание отключить аэродромный источник питания;
- установить переключатели вольтметра переменного тока в положение "ШИНА I", вольтметра аккумуляторов - в положение "АККУМУЛЯТОРЫ", вольтметра бортсети - в положение "ШИНА ПРАВЫХ ГЕНЕРАТОРОВ";
- включить насосы 6-й группы баков.



Прекращение запуска двигателя

Для прекращения запуска:

- закрыть кран останова;
- закрыть перекрывающей кран топлива;

- отключить стартер-генераторы нажатием кнопки "ОТКЛЮЧЕНИЕ СТГ" ("ПРЕКРАЩЕНИЕ ЗАПУСКА").

Прекращение запуска контролировать по падению давления топлива перед форсунками до нуля и уменьшению температуры газов за турбиной.

Если напряжение в бортсети при запуске падает ниже 16 А, то одновременно с прекращением подачи топлива в двигатель отключить стартер-генераторы, для чего нажать кнопку "ОТКЛЮЧЕНИЕ СТГ" ("ПРЕКРАЩЕНИЕ ЗАПУСКА"). Если напряжение не повышается, переключить сеть на питание от бортовых аккумуляторов путем перевода переключателя "БОРТ - АЭРОДРОМ" из положения "АЭРОДРОМ" в положение "БОРТ" и выяснить причину падения напряжения.

Если температура газов за турбиной продолжает нарастать и есть давление топлива перед форсунками, то кран останова не сработал и подача топлива в двигатель не прекратилась. В этом случае немедленно выключить аварийную систему останова и флюгирования двигателя, для чего вытянуть ручку аварийного флюгирования.

После останова двигателя выяснить и установить причину неисправления крана останова, вывести винт из флюгера и произвести холодную прокрутку двигателя.

В исключительных случаях разрешается холодная прокрутка без вывода винта из флюгера (при этом ручка аварийного флюгирования должна оставаться вытянутой).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ДО ПОЛНОГО ОСТАНОВА ДВИГАТЕЛЯ ОБЕСТОЧИВАТЬ САМОЛЕТ, СТАВИТЬ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ КРАНА ОСТАНОВА В РАБОЧЕЕ ПОЛОЖЕНИЕ И, В СЛУЧАЕ ОСТАНОВА ОТ АВАРИЙНОЙ СИСТЕМЫ, ВОЗВРАЩАТЬ В ИСХОДНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ РУЧКУ АВАРИЙНОГО ФЛЮГИРОВАНИЯ.

ДО ВЫЯСНЕНИЯ ПРИЧИН НЕУДАВШЕГОСЯ ЗАПУСКА ПОВТОРНЫЙ ЗАПУСК НЕ ПРОИЗВОДИТЬ.

Холодная прокрутка двигателя

После неудавшегося запуска, когда в двигатель подавалось топливо и не произошло его воспламенение, очередной запуск производить только после холодной прокрутки двигателя.

Для выполнения холодной прокрутки необходимо:

- установить переключатель в положение "ХОЛОДНАЯ ПРОКРУТКА", главный выключатель запуска - в положение "ВКЛЮЧЕНО";
- установить выключатель крана останова в положение "ОСТАНОВ";
- установить РУД в положение ЗМГ;

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ



- включить переключатель выбора двигателя;
- дать сигнал, предупреждающий о прокрутке двигателя, и нажать кнопку "ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ".

После нажатия кнопки "ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ" стартер-генераторы раскручивают двигатель до 14-17% и отключаются автоматически через 30 ± 2 с. При необходимости преждевременно отключить стартер-генераторы следует нажать кнопки "ОТКЛЮЧЕНИЕ СГ".

Запуск двигателей от ВСУ

После запуска турбогенератора ВСУ, включения ГС-24А на питание бортсети самолета, установки переключателей "ВОРТ - АЭРОДРОМ" в положение "ВОРТ", а "ЗАПУСК ОТ ТГ-16М - ОТ АЭРОДРОМНОГО ИСТОЧНИКА" в положение "ЗАПУСК ОТ ТГ-16М" запустить двигатели в порядке, изложенном в параграфе "Запуск двигателей от аэродромных источников". При этом во время запуска двигателей необходимо контролировать параметры ВСУ (см. п. 6.1.2).

ВНИМАНИЕ! ПРИ ПРОСАДКЕ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ ТГ-16М НИЖЕ 83% ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ АВТОМАТИЧЕСКИ ПРЕКРАЩАЕТСЯ, ЗАГОРАЕТСЯ КРАСНЫЙ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОР "АОД-20 СРАБОТАЛ", ГАШНЕТ ЗЕЛЕНЫЙ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОР "ЗАПУСК ИДЕТ".

Прогрев и опробование двигателей

Опробование двигателей производится экипажем перед полетом, если перерыв в их работе составляет более 10 суток и эта работа не выполнялась наземным техническим составом.

График опробования двигателя приведен на рис. 6.1.2.

Перед опробованием двигателей необходимо расстопорить рули управления самолетом и РУД.

Порядок опробования любого из двигателей:

1. Прогревать двигатель на режиме ЗМГ (0° по УПРТ) до температуры масла на входе не ниже 20°C .

ПРИМЕЧАНИЕ. При перерыве в работе двигателя более 5 ч прогрев двигателя на режиме ЗМГ производить не менее 5 мин.

2. Прогреть масло в цилиндровой группе воздушного винта двукратным изменением режима работы двигателя от 0 до $(50 \pm 2)^\circ$ по УПРТ и обратно.

ПРИМЕЧАНИЕ. При температуре воздуха 5°C и выше разрешается однократное изменение режима от 0 до $(50 \pm 2)^\circ$ и обратно.

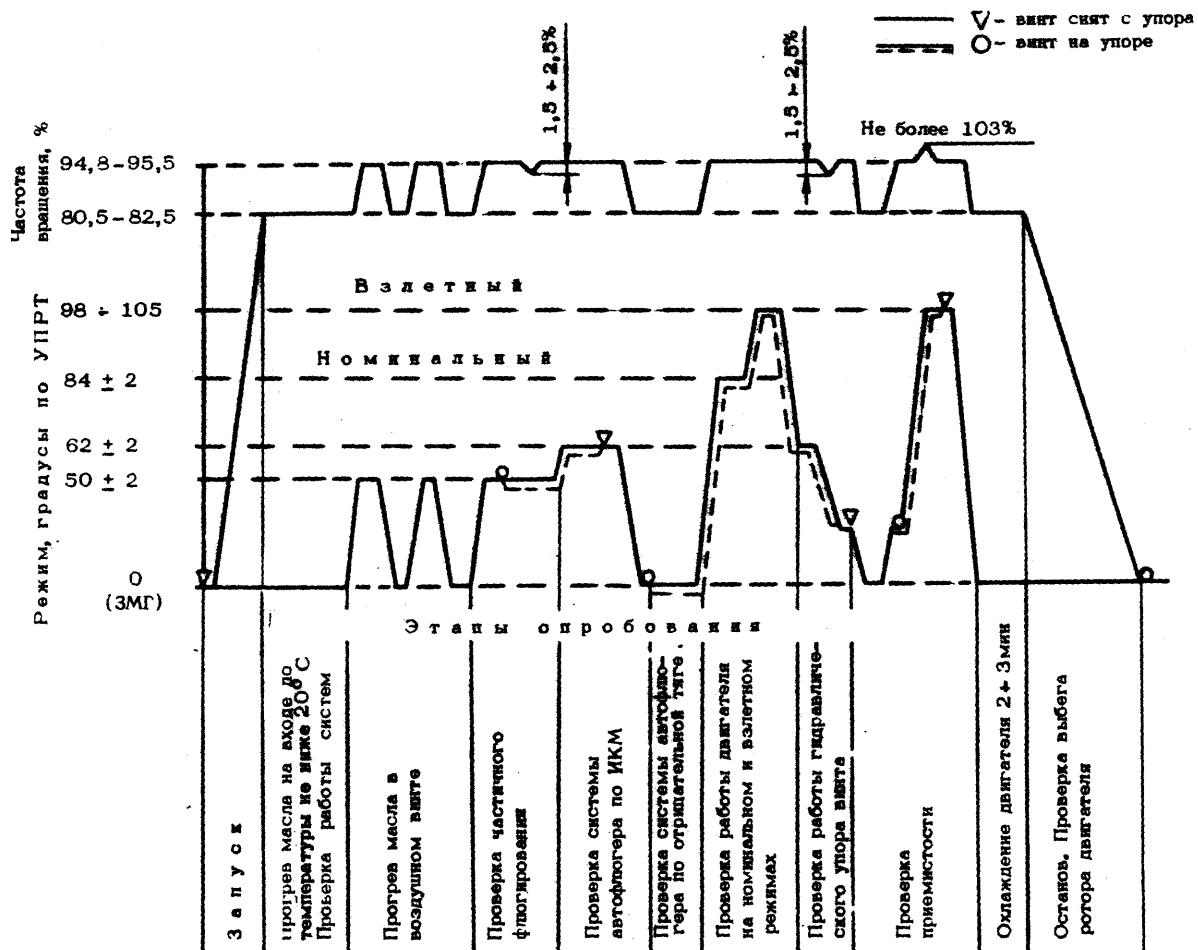


Рис. 6.1.2. График опробования двигателя.

3. Проверить аппаратуру флагирования лопастей винта кнопкой частичного флагирования следующим образом:

- установить РУД в положение $(50 \pm 2)^\circ$ по УПРТ;
- переключатель упора воздушного винта поставить в положение "ВИНТ НА УПОРЕ" (светосигнализаторы "ВИНТ СНЯТ С УПОРА" и "РАСФЛОГИРОВАНИЕ" должны погаснуть).
- кратковременно, на 0,5-1,0 с нажать кнопку частичного флагирования. Частота вращения ротора двигателя должна упасть на 1,5-2% и через 1,5-2 с восстановиться до равновесной. Во время нажатия кнопки частичного флагирования должен гореть светосигнализатор работы флагерного насоса.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЕСЛИ ПРИ ПРОВЕРКЕ ЧАСТИЧНОГО ФЛЮГИРОВАНИЯ ЧАСТОТА ВРАЩЕНИЯ РОТОРА ДВИГАТЕЛЯ УПАЛА НИЖЕ 93% С ТЕНДЕНЦИЕЙ ДАЛЬНЕЙШЕГО ИНТЕНСИВНОГО ПАДЕНИЯ, ДВИГАТЕЛЬ НЕМЕДЛЕННО ОСТАНОВИТЬ КРАНОМ ОСТАНОВА И ВЫЯСНИТЬ



ПРИЧИНУ ПАДЕНИЯ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ. К ДАЛЬНЕЙШЕЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ДВИГАТЕЛЬ ДОПУСКАЕТСЯ ПОСЛЕ ТЩАТЕЛЬНОГО ОСМОТРА (ОСОБЕННО ЛОПАТОК ТУРБИНЫ) И УСТРАНЕНИЯ ПРИЧИНЫ ПАДЕНИЯ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ.

4. Проверить работу аппаратуры автоматического флагирования по крутящему моменту следующим образом:

а) установить РУД в положение $(62 \pm 2)^\circ$ по УПРТ, при этом должен загореться светосигнализатор "ГТОВНОСТЬ К ФЛЮГИРОВАНИЮ";

б) выключатель снятия винта с упора поставить в положение "ВИНТ СНЯТ С УПОРА", при этом светосигнализаторы "ВИНТ СНЯТ С УПОРА" и "РАСФЛЮГИРОВАНИЕ" должны загореться;

в) включить выключатель проверки автофлагера по измерителю крутящего момента;

г) перевести РУД в положение 0° по УПРТ. После падения давления масла в ИКМ ниже $(10 \pm 0,5)$ кгс/см² загорится светосигнализатор "ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ" и включится в работу флагерный насос, а лопасти винта перейдут на угол минимального сопротивления вращению.

По окончании цикла работы флагерного насоса гаснут светосигнализатор "ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ" и светосигнализатор работы флагерного насоса - 20 с;

д) по окончании цикла работы флагерного насоса отключить выключатель проверки системы автоматического флагирования по ИКМ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЕСЛИ ПОСЛЕ УСТАНОВКИ ВЫКЛЮЧАТЕЛЯ ПРОВЕРКИ СИСТЕМЫ ФЛЮГИРОВАНИЯ ПО ИКМ В ИСХОДНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ НАЧНЕТСЯ ФЛЮГИРОВАНИЕ ЛОПАСТЕЙ ВИНТА БЕЗ ОТКЛЮЧЕНИЯ ПОДАЧИ ТОПЛИВА (ПАДАЕТ ЧАСТОТА ВРАЩЕНИЯ, РАСТЕТ ТЕМПЕРАТУРА ГАЗОВ), ТО НЕОБХОДИМО НЕМЕДЛЕННО ПРЕКРАТИТЬ ПОДАЧУ ТОПЛИВА В ДВИГАТЕЛЬ, ДЛЯ ЧЕГО ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ ОСТАНОВА ДВИГАТЕЛЯ ПОСТАВИТЬ В ПОЛОЖЕНИЕ "ОСТАНОВ";

е) по окончании проверки системы флагирования по ИКМ переключатель снятия винта с упора установить в положение "НА УПОРЕ" и убедиться, что светосигнализатор повышения давления масла в канале малого шага и светосигнализатор понижения давления масла в канале фиксатора шага погасли.

5. Проверить работу датчика автоматического флагирования по отрицательной тяге, для чего:

а) установить РУД в положение 0° по УПРТ;

б) выключатель снятия винта с упора должен стоять в положении "ВИНТ НА УПОРЕ"; при этом светосигнализаторы "ВИНТ СНЯТ С УПОРА" и "РАСФЛЮГИРОВАНИЕ" гореть не должны;

в) нажать выключатель проверки автофлагера по отрицательной тяге. При этом должен загореться светосигнализатор "ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ", что свидетельствует об исправности системы. Флагирования воздушного винта не происходит, так как режим работы двигателя ниже $40 \pm 2^\circ$ по УПРТ.



г) отключить выключатель проверки флагирования по отрицательной тяге, при этом светосигнализатор "ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ" должен погаснуть.

6. Проверить работу двигателя на режимах, для чего РУД плавно перевести на номинальный режим $(84\pm 2)^\circ$ по УПРТ, кратковременно, на 5-10 с, задержаться на этом режиме для проверки показаний приборов, а затем повысить режим до взлетного $(98-105)^\circ$ по УПРТ и также проверить показания приборов.

7. Проверить работу гидравлического упора воздушного винта, для чего:

а) установить РУД в положение $(62\pm 2)^\circ$ по УПРТ;

б) переключатель упора воздушного винта поставить в положение "ВИНТ НА УПОРЕ", при этом должны погаснуть светосигнализаторы "ВИНТ СНЯТ С УПОРА" и "РАСФЛЮГИРОВАНИЕ";

в) плавно убрать РУД до падения частоты вращения ротора двигателя с равновесной до 93%, после чего выключатель снятия винта с упора поставить в положение "ВИНТ СНЯТ С УПОРА" (загораются светосигнализаторы "ВИНТ СНЯТ С УПОРА" и "РАСФЛЮГИРОВАНИЕ"), при этом частота вращения должна восстановиться до первоначальной.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ДОПУСКАТЬ ПАДЕНИЕ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ НИЖЕ 93%, ТАК КАК ПРИ ПОЛОЖЕНИИ ВОЗДУШНОГО ВИНТА НА ГИДРАВЛИЧЕСКОМ УПОРЕ ЧРЕЗМЕРНОЕ ПАДЕНИЕ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ, ОСОБЕННО ПРИ ВЫСOKИХ ТЕМПЕРАТУРАХ ВОЗДУХА, МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К НЕУСТОЙЧИВОЙ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЯ (ПОМПАЖУ) И, КАК СЛЕДСТВИЕ, ВЫХОДУ ДВИГАТЕЛЯ ИЗ СТРОЯ. ДВИГАТЕЛЬ, НА КОТОРОМ БЫ ПОМПАЖ, К ДАЛЬНЕЙШЕЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ДОПУСКАЕТСЯ ТОЛЬКО ПОСЛЕ ПЛАТЕЛЬНОГО ОСМОТРА.

8. Проверить приемистость двигателя следующим образом:

а) плавно перевести РУД из положения ЗМГ до получения равновесной частоты вращения;

б) выключатель снятия лопастей воздушного винта с упора установить в положение "ВИНТ НА УПОРЕ";

в) включить секундомер и одновременно плавно за 3-4 с перевести РУД в положение $98-105)^\circ$ по УПРТ;

г) зафиксировать время выхода на взлетный режим (по установившемуся давлению топлива перед форсунками). Время приемистости не должно превышать 20 с. Заброс частоты вращения при проверке приемистости не должен превышать 103%;

д) поставить выключатель снятия лопастей воздушного винта в положение "ВИНТ СНЯТ С УПОРА";

е) проработав на взлетном режиме 10-15 с, перевести за 1,5-2,0 с РУД на ЗМГ. Двигатель должен плавно перейти на режим ЗМГ (0° по УПРТ; 80,5-82,5% по ИТЭ).

9. Контролировать значение выброоперегрузок на земле по индикатору ИВ-4I. Нормальными считаются выброоперегрузки, если они не превышают 4,5.

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Кроме того, одностороннее изменение текущих значений виброперегрузок не должно превышать:

- а) в период подготовки и выполнения каждого полета - 1,0;
- б) в период подготовки и выполнения трех последних полетов - 1,5;
- в) за период отработки межремонтного ресурса - 2,5 относительно значений, замеренных в начале эксплуатации двигателя.

Регистрацию виброперегрузок на земле производить на режимах ПМГ и крейсерском ($50+2^{\circ}$ по УПРТ) при опробовании двигателя (или при проверке системы автоФЛГИРОВАНИЯ по ИКМ, или при рулении на тех же режимах). Текущее значение виброперегрузок заносится в "Карту контроля", вклеенную в бортжурнал самолета.

При превышении уровней виброперегрузок, указанных выше, или загорании светосигнализатора "ОПАСНАЯ ВИБРАЦИЯ" остановить двигатель. До выяснения причины неисправности дальнейшая эксплуатация двигателя ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

В. Эксплуатация в полете

Перемещать РУД при изменении режима работы двигателя плавно, с темпом 10-20 градусов в секунду по УПРТ. При необходимости допускается перевод РУД за 1,5-2 с из одного положения в другое. При резком перемещении РУД на увеличение режима допускается заброс частоты вращения ротора до 103% с последующим уменьшением до 92% и восстановлением равновесной частоты.

Выключатели снятия винтов с упора в процессе руления должны быть в положении "СНЯТ С УПОРА". Руление производить на установленныхся режимах с частотой вращения на ЗМГ или равновесной.

Перед взлетом установить выключатели снятия винтов с упора в положение "ВИНТ НА УПОРЕ", которое сохраняется в течение полета, и убедиться в погасании светосигнализаторов "ВИНТ СНЯТ С УПОРА" и "РАСФЛГИРОВАНИЕ". Взлет выполняется на взлетном режиме работы двигателей до набора высоты круга.

В полете использовать режимы работы двигателей согласно рекомендациям разд. 4 "Выполнение полета".

При использовании взлетного режима на высоте более высоты круга, а также взлетного или номинального режимов на эшелоне необходимо в бортжурнал самолета и в справку о работе материальной части в полете произвести записи даты, причины использования этого режима высоты полета и продолжительности работы двигателя на указанных режимах.



ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В СЛУЧАЕ ПРИМЕНЕНИЯ ВЗЛЕТНОГО РЕЕМА ПРОДОЛЖЕЛЬНОСТЬЮ БОЛЕЕ 15 МИНУТ ДВИГАТЕЛИ ДОПУСКАЮТСЯ К ДАЛЬНЕЙШЕЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ТОЛЬКО ПОСЛЕ УДОВЛЕТВОРИТЕЛЬНЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ ОСМОТРА ДВИГАТЕЛЯ (ЛОПАТОК III СТУПЕНИ ТУРБИНЫ, КАМЕРЫ СТОРАНИЯ И МАСЛЯНЫХ ФИЛЬТРОВ ЛОВОВОГО КАРТЕРА).

Бортовая виброзимерительная аппаратура должна быть включена в течение всего полета. Регистрацию виброперегрузок в полете производить на максимальной высоте эшелона на крейсерском режиме работы двигателей. В "Карте контроля" виброперегрузки записывать дважды за каждый полет: через 5-10 мин после набора высоты эшелона и за 5-10 мин перед снижением для захода на посадку.

Значения виброперегрузок в полете считаются нормальными, если они не превышают 5,5. Кроме того, одностороннее изменение текущих значений виброперегрузок не должно превышать:

- а) в течение каждого полета - 1,0;
- б) в течение трех последних полетов - 1,5;
- в) за период отработки межремонтного ресурса - 2,5 относительно значений, замеренных в начале эксплуатации двигателя.

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. При превышении указанных уровней виброперегрузок, при загорании светосигнализатора "ОПАСНАЯ ВИБРАЦИЯ", при отклонении стрелки индикатора на величину более 5,5 единиц обязан действовать в соответствии с п. Г. До выяснения причины неисправности дальнейшая эксплуатация двигателя ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

2. Указанными ограничениями изменения виброперегрузок в полете не руководствоваться:
 - в процессе изменения режима работы двигателя;
 - при частоте вращения ротора двигателя, не соответствующей равновесной;
 - в процессе изменения высоты и скорости полета;
 - при выполнении самолетом маневров.
3. Допускается колебание стрелки указателя аппаратуры ИВ-41 в пределах $\pm 0,75$ без загорания светосигнализатора "ОПАСНАЯ ВИБРАЦИЯ" и превышения значения 5,5.



Охлаждение и останов двигателей

1. Перед остановом необходимо двигатель охладить, проработав на режиме ЗМГ в течение 2-3 мин. Проверить напряжение на каждом генераторе постоянного тока и убедиться в исправности предохранительной муфты СТГ.

2. Отключить генераторы постоянного и переменного тока останавливаемого двигателя и проверить напряжение постоянного тока бортсети самолета, которое должно быть не менее 24 В.

3. Остановить двигатель краном останова, поставив его выключатель в положение "ЗАКРЫТ".

В случае несрабатывания крана останова применить аварийное флагирование воздушного винта и останова двигателя, для чего:

- открыть крышку ручек кранов флагирования;
- повернуть ручку аварийного флагирования воздушного винта и останова двигателя против часовой стрелки, потянуть ручку вверх и, развернув ее еще раз против часовой стрелки, поставить на упор. Двигатель должен остановиться, воздушный винт входит во флагер.

После останова двигателя выяснить и устранить причину несрабатывания крана останова, а затем вывести винт из флагера и произвести холодную прокрутку.

В исключительных случаях двигатель может быть остановлен на любом режиме, без предварительного охлаждения. В этом случае после останова двигателя необходимо проверить легкость хода ротора проворачиванием воздушного винта по ходу. При затрудненном ходе ротора двигателя последующий его запуск производить только после охлаждения и свободного вращения ротора.

Останавливать двигатель закрытием перекрывающего крана топлива разрешается только в аварийных случаях.

4. Замерить время выбега ротора двигателя с 8% до полной его остановки (по визуальному наблюдению), которое должно быть не менее 60 с.

5. После полной остановки двигателей:

- отключить подкачивающие насосы;
- перевести выключатели кранов останова в рабочее положение;
- выключатели снятия винта с упора поставить в положение "ВИНТ НА УПОРЕ";





- закрыть перекрывающие краны топлива;
 - обесточить противопожарную систему;
 - застопорить рули управления самолетом и РУД;
 - обесточить самолет, установив переключатель "БОРТ - АЭРОДРОМ" в нейтральное положение;
 - открыть крышки капота и проверить, нет ли течи топлива и масла, а затем закрыть их.
- Если непосредственно после пробы двигателя не предстоит полет, закрыть заглушками входной канал и выхлопную трубу.

Г. Возможные неисправности и действия экипажа

Проявление неисправности	Действия экипажа
1. Загорание в полете светосигнализатора "ОПАСНАЯ ВИБРАЦИЯ" с одновременным отклонением стрелки индикатора на величину более 5,5, а также при одностороннем изменении текущих значений виброперегрузок в течение одного полета более 1,0, трех последних полетов - более 1,5	Остановить двигатель с флигированием воздушного винта (см. подразд. 5.2). Заход на посадку и посадку выполнить с одним неработающим двигателем (см. подразд. 5.8)
2. Стрелка индикатора аппаратуры ИВ-41 отклоняется на величину более 5,5; а светосигнализатор "ОПАСНАЯ ВИБРАЦИЯ" не загорается	Убедиться в исправности виброаппаратуры ИВ-41, нажав кнопку встроенного контроля: 1. Если светосигнализатор "ОПАСНАЯ ВИБРАЦИЯ" не загорается, а стрелка индикатора займет положение в зоне закрашенного сектора или на упоре, остановить двигатель с флигированием воздушного винта (см. подразд. 5.2). Заход на посадку и посадку выполнить с одним неработающим двигателем (см. подразд. 5.8) 2. При загорании светосигнализатора "ОПАСНАЯ ВИБРАЦИЯ" независимо от того, какое положение займет стрелка индикатора, полет продолжать, обращая особое внимание на остальные приборы контроля работы данного двигателя



РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ



Проявление неисправности	Действия экипажа
3. Загорается светосигнализатор "ОПАСНАЯ ВИБРАЦИЯ", а стрелка индикатора аппарата ИВ-41 находится в допустимых пределах	Убедиться в исправности виброаппаратуры ИВ-41, нажав кнопку встроенного контроля: 1. Если светосигнализатор "ОПАСНАЯ ВИБРАЦИЯ" продолжает гореть, а стрелка индикатора не отклоняется в зону закрашенного сектора или на упор, остановить двигатель с флигированием воздушного винта (см. подразд. 5.2). Заход на посадку и посадку выполнить с одним неработающим двигателем (см. подразд. 5.8).
4. На земле стрелка индикатора аппаратуры ИВ-41 отклоняется на величину более 4,5; или загорается светосигнализатор "ОПАСНАЯ ВИБРАЦИЯ", или одностороннее изменение текущих значений виброперегрузок превышает: 1,0 при опробовании двигателя или рулении; 1,5 - в период трех последних полетов; 2,5 - в период отработки межремонтного ресурса	Немедленно остановить двигатель.
5. В полете одностороннее изменение текущих значений виброперегрузок за период отработки межремонтного ресурса превышает величину 2,5 относительно значений, замеренных в начале эксплуатации двигателя	Полет продолжать без останова двигателя, обращая особое внимание на остальные приборы контроля данного двигателя
6. Загорание светосигнализатора в кнопке КМЛ	Если автоматического флигирования не произошло, принудительно зафлигировать воздушный винт кнопкой КМЛ, а при ее отказе - аварийной системой (см. подразд. 5.2). Заход на посадку и посадку выполнить с одним неработающим двигателем (см. подразд. 5.8)



Проявление неисправности	Действия экипажа
7. Загорание в полете светосигнализаторов "ВИНТ СНЯТ С УПОРА" и "РАССЛОИВАНИЕ"	Зафлигировать воздушный винт только от аварийной системы. Продублировать флагирование кнопкой КМ, обращая внимание на соответствие кнопки остановленному двигателю. Заход на посадку и посадку выполнить с одним неработающим двигателем (см. подразд. 5.8)
8. Загорание светосигнализатора "СТРУЖКА В ДВИГАТЕЛЕ"	I. На земле остановить двигатель. II. В полете проконтролировать параметры работы двигателя, обращая особое внимание на величину виброперегрузок, давление масла, температуру масла и количество масла в баке. При отклонении параметров от нормы остановить двигатель с флагированием воздушного винта (см. подразд. 5.2). Заход на посадку и посадку выполнить с одним неработающим двигателем (см. подразд. 5.8). Если параметры работы двигателя в норме, продолжать полет до ближайшего аэродрома без останова двигателя и усилить контроль за его работой
9. В полете температура газа за турбиной поднялась выше установленного предела	Снизить режим работы двигателя. Если при этом температура газа не понизилась, остановить двигатель с флагированием воздушного винта (см. подразд. 5.2). Заход на посадку и посадку выполнить с одним неработающим двигателем (см. подразд. 5.8)
10. На запуске двигателя стартер-генераторы не отключаются на частоте вращения ротора 46% II. Невозможно изменить режим работы двигателя, РУД не перемещается	Отключить стартер-генераторы кнопкой "ОТКЛЮЧЕНИЕ СГ" ("ПРЕКРАЩЕНИЕ ЗАПУСКА") Удерживать самолет от кренения, разворота и кабрирования. Контролировать параметры работы двигателя. Продолжать полет. При необходимости остановить двигатель. Заход на посадку и посадку выполнить с одним неработающим двигателем (см. подразд. 5.8)



Проявление неисправности	Действия экипажа
I2. Самопроизвольно уменьшился режим работы двигателя до ЗМГ. При перемещении РУД режим не увеличивается	Остановить двигатель. Заход на посадку и посадку выполнить с одним работающим двигателем (см. подразд. 5.8)
I3. Самопроизвольно увеличился режим работы двигателя до взлетного. При перемещении РУД режим не уменьшается	Удерживать самолет от кренения, разворота и кабрирования. Продолжать полет. При необходимости остановить двигатель, но не позже 5 мин работы на взлетном режиме. Выполнить полет с одним неработающим двигателем (см. подразд. 5.8)





6.1.2. Вспомогательная силовая установка

A. Общие сведения

В качестве вспомогательной силовой установки (ВСУ) используется турбогенераторная установка ТГ-16М^{x)}, включающая газотурбинный двигатель ГТД-16М, редуктор, стартер-генератор постоянного тока ГС-24А и системы, обеспечивающие запуск и работу ВСУ.

- ? ВСУ предназначена для:
- запуска на земле двигателя АИ-20М или АИ-20К (далее по тексту АИ-20);
 - питания электроэнергией бортсети самолета на земле при превышении аэродрома над уровнем моря до 3000 м (1000 м для ТГ-16);
 - питания электроэнергией бортсети самолета в полете до высоты 4200 м (аварийный источник).

Нормальная работа ВСУ обеспечивается при температуре воздуха на земле от минус 60 до 50°С. При температуре воздуха ниже минус 25°С перед запуском установки необходимо произвести ее подогрев.

Запуск (останов) ВСУ при скорости ветра 8-10 м/с, направленном сзади в выхлопную трубу, во избежание срабатывания первой очереди пожаротушения ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

Запуск и холодная прокрутка ВСУ производятся от стартер-генератора ГС-24А.

Параметры ВСУ при запуске двигателя АИ-20

1. Максимальное напряжение	51-60 В
2. Максимальная температура газов за турбиной:	
- в нормальных условиях	не более 750°С (для ТГ-16 720°С или 750°С, но не более 15% ресурса)
- кратковременный заброс в течение не более 2 с	не более 820°С (780°С для ТГ-16)
3. Рабочая частота вращения ротора:	
- на высотах 0-2000 м	90-96% (86,5-96% для ТГ-16)
- на высотах 2000-4200 м	91,5-97%
- минимально допустимая просадка частоты вращения ротора в течение 2 с	до 83%
- колебания частоты вращения ротора	±1,5% (±1,0% для ТГ-16)
4. Количество запусков с продолжительностью до 70 с	6
5. Интервалы между запусками:	
- первыми четырьмя	15 с
- пятым и шестым	2 мин

^{x)}На самолетах может быть установлена турбогенераторная установка ТГ-16 с двигателем ГТД-16. При расхождении параметров установок в скобках приводятся параметры с пометкой "для ТГ-16".



6. Время непрерывной работы ВСУ при выполнении одного цикла запуска	13,5 мин
7. Время охлаждения ВСУ на холостом ходу после выполнения одного цикла запуска	2 мин
8. Время охлаждения остановленной ВСУ после выполнения:	
- первого цикла запусков	12 мин
- второго цикла запусков	до полного охлаждения

Б. Подготовка к работе

Для запуска ВСУ необходимо:

- переключатель "ЗАПУСК ОТ ТГ-16М - ОТ АЭРОДРОМНОГО ИСТОЧНИКА" поставить в положение "ВЫКЛЮЧЕНО";
- переключатель "БОРТ - АЭРОДРОМ" поставить в положение "АЭРОДРОМ" или "БОРТ", если запуск ВСУ будет производиться от бортовых аккумуляторов;
- переключатель запуска ВСУ поставить в положение "ЗАПУСК";
- переключатель "ЗАСЛОНА ТУРБОГЕНЕРАТОРА" поставить в положение "ЗЕМЛЯ" ("ОТКРЫТО" для ТГ-16). Открытие заслонки контролировать по загоранию зеленого светосигнализатора;

ПРИМЕЧАНИЕ. При эксплуатации самолетов на аэродромах с бетонным покрытием разрешается производить запуск ТГ-16М на земле при открытых створках лючков в грузовой кабине между шпангоутами № 14-15 по правому и левому бортам. Для открытия указанных створок следует установить переключатель "ЗАСЛОНА ТУРБОГЕНЕРАТОРА" в положение "ВОЗДУХ";

- переключатель перекрывающего крана топлива поставить в положение "ОТКРЫТО". Должен загореться зеленый светосигнализатор, а красный - погаснуть;
- переключатель "ЗАПУСК - ХОЛОДНАЯ ПРОКРУТКА" поставить в положение "ЗАПУСК";
- нажать и через 1,5-2 с отпустить кнопку запуска и кнопку секундометра.

При этом загорится светосигнализатор "ЗАПУСК ИДЕТ". Через 15-17 с загорится желтый светосигнализатор "ДАВЛЕНИЕ МАСЛА В НОРМЕ". Через 30 с погаснет светосигнализатор "ЗАПУСК ИДЕТ" при достижении частоты вращения 93% (через 20 с для ТГ-16 при частоте 83%).

При запуске ВСУ контролируйте допустимые параметры:

- заброс температуры газов на аэродроме высотой до 2000 м ... не более 850°С (для ТГ-16 - 900°С с последующим снижением до нормальной за время не более 3 с)





- заброс частоты вращения ротора на высоте аэродрома до
2000 м не более 100%
(35000 об/мин)

ВНИМАНИЕ! УСТАНОВКА ПОДДЕЛЫТ СНЯТИЮ С САМОЛЕТА ПРИ ЗАБРОСЕ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ РОТОРА: ТГ-16М БОЛЕЕ $109 \pm 4\%$ (38000 ± 1400 об/мин) И ТГ-16 ДО 100% (35000 об/мин) НЕ БОЛЕЕ 5 РАЗ ЗА РЕСУРС.

- колебания частоты вращения $\pm 1,5\%$
- время выхода на установившуюся частоту вращения ротора не более 30 с
(для ТГ-16 28 с)

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЕСЛИ ПАРАМЕТРЫ УСТАНОВКИ ВЫХОДЯТ ЗА ДОПУСТИМЫЕ ПРЕДЕЛЫ, ТО СЛЕДУЮЩИЙ ЗАПУСК ПРОИЗВОДИТЬ ПОСЛЕ ПОЛНОЙ ОСТАНОВКИ РОТОРА.

В случае неудавшегося запуска установки и продолжающегося горения в камере сгорания (повышенная температура газа за турбиной) немедленно нажать кнопку "ОСТАНОВ" и после полной остановки ротора осуществить холодную прокрутку. Следующий запуск производить только после выявления и устранения дефектов.

B. Эксплуатация ВСУ

Контролируйте параметры ВСУ при работе в режиме на бортсеть или на запуск двигателя.

В случае отклонения хотя бы одного из параметров остановить двигатель ВСУ.

Останов ВСУ, работающей в режиме запуска двигателя, производить после прекращения его запуска.

Холодная прокрутка ВСУ

Холодная прокрутка ВСУ производится:

- в полете перед запуском ТГ-16М;
- после неудавшегося запуска ТГ-16М;
- для продувки ТГ-16М, если температура газов после останова ВСУ в течение 30–60 с не падает ниже 300°C ;
- для охлаждения ТГ-16М после запуска всех двигателей перед выруливанием на старт.

Для холодной прокрутки необходимо:

- переключатель рода работ установки поставить в положение "ХОЛОДНАЯ ПРОКРУТКА";
- нажать и через 1,5–2 с отпустить кнопку запуска, при этом загорается зеленый светосигнализатор "ЗАПУСК ИДЕТ".

Частота вращения ротора при холодной прокрутке должна быть не ниже 21,5%.

При необходимости холодная прокрутка прекращается нажатием кнопки "ОСТАНОВ".

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. НЕ РАЗРЕШАЕТСЯ ВЫПОЛНЯТЬ ПОРТОРНУЮ ХОЛОДНУЮ ПРОКРУТКУ
ДО ПОЛНОЙ ОСТАНОВКИ РОТОРА.



Работа ВСУ на бортсеть

После выхода на рабочую частоту вращения турбины ВСУ:

- отрегулировать напряжение генератора ГС-24А (должно быть 28,5 В);
- включить ГС-24А на питание бортсети самолета и выключатель "БОРТ - АЭРОДРОМ" поставить в положение "БОРТ".

Включить выключатель кольцевания шин генераторов.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВО ИЗБЕЖАНИЕ СЛУЧАЕВ ПОДКЛЮЧЕНИЯ ПЕРЕВОЗБУЖДЕННОГО ГЕНЕРАТОРА ГС-24А НА БОРТСЕТЬ (ПРИ ОТКАЗЕ ТГ-16А) ЗАПРЕЩАЕТСЯ ВКЛЮЧЕНИЕ ГС-24А НА БОРТСЕТЬ ДО ПОГАСАНИЯ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОРА "ЗАПУСК ТГ ИДЕТ" И БЕЗ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЙ ПРОВЕРКИ НАПРЯЖЕНИЯ ГС-24А.

Работа ВСУ на запуск двигателя

Во время работы установки светосигнализатор "ДАВЛЕНИЕ МАСЛА В НОРМЕ" должен гореть.

На ТГ-16М установлен центробежный выключатель ВЦ-40, который сигнализирует о выходе установки на рабочую частоту вращения 93%. При этом гаснет светосигнализатор "ЗАПУСК ИДЕТ". При просадке частоты вращения ниже $83\frac{3}{4}\%$ светосигнализатор "ЗАПУСК ИДЕТ" загорается. При частоте вращения $105,5\pm4\%$ центробежный выключатель аварийно отключает установку.

ПРИМЕЧАНИЕ. После срабатывания аварийной системы отключения установка подлежит снятию с эксплуатации.

Вместе с ВЦ-40 используются:

- ограничитель мощности ОМ-16Г для ограничения мощности, снимаемой с ГС-24А при запуске двигателя АИ-20;
- автомат останова двигателя АОД-20 для снятия нагрузки с ГС-24А и останова двигателя АИ-20 при снижении частоты вращения установки до $(83\frac{3}{4})\%$.

ПРИМЕЧАНИЕ. При запуске двигателя АИ-20 в случае просадки частоты вращения ТГ-16М ниже $(83\frac{3}{4})\%$ запускаемый двигатель автоматически останавливается автоматом АОД-20 по сигналу центробежного выключателя ВЦ-40. При этом загорается красный светосигнализатор "АОД-20 СРАБОТАЛ" просадки частоты вращения ТГ-16М, гаснет зеленый светосигнализатор "ЗАПУСК ИДЕТ", двигатель АИ-20 останавливается.

При загорании светосигнализатор "АОД-20 СРАБОТАЛ" необходимо продублировать останов двигателя вручную, для этого выключатель останова поставить в положение "ОСТАНОВ", закрыть перекрывающей кран топлива и отключить стартер-генераторы нажатием на кнопку "ОТКЛЮЧЕНИЕ СТАРТЕРОВ".

В случае пожара в двигателе при останове его автоматом АОД-20 необходимо произвести холодную прокрутку двигателя, которая обеспечивается через 60 с от момента загорания светосигнализатора "АОД-20 СРАБОТАЛ".

До выяснения причин срабатывания АОД-20 повторный запуск не производить.



- ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:
1. ЕСЛИ ПОСЛЕ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ НАПРЯЖЕНИЕ НА ВОЛЬМЕТРЕ ЩИТКА ЗАПУСКА ТГ-16М НЕ ИСЧЕЗАЕТ, ТО ДО УСТРАНЕНИЯ НЕИСПРАВНОСТИ ПРОИЗВОДИТЬ ЗАПУСК ОТ ЛЮБОГО ИСТОЧНИКА ПИТАНИЯ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.
 2. НЕ ДОПУСКАЕТСЯ ПРОСАДКА ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ НИЖЕ 83%, ПРИ БОЛЬШЕЙ ПРОСАДКЕ НЕОБХОДИМО ПРЕКРАТИТЬ ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ.
 3. ЕСЛИ НЕ РАСТЕТ НАПРЯЖЕНИЕ ПО ВОЛЬМЕТРУ НА ЩИТКЕ ЗАПУСКА ТГ-16М, ТО ЗАПУСК ПРЕКРАТИТЬ.

Останов ВСУ

После окончания запуска всех двигателей не менее чем через 30 с остановить ВСУ, для чего:

- переключатель "ЗАПУСК ОТ ТГ-16М - ОТ АЭРОДРОМНЫХ ИСТОЧНИКОВ" поставить в нейтральное положение;
- выключатель включения ГС-24А на щитке постоянного тока поставить в положение "ВЫКЛЮЧЕНО";
- переключатель вольтметра "АККУМУЛЯТОРЫ - АЭРОДРОМ" ГС-24А поставить в положение "АККУМУЛЯТОРЫ";
- проработать на холостом ходу в течение 2 мин;
- нажать на кнопку "ОСТАНОВ ТГ-16М", при этом погаснет светосигнализатор "ТГ-16М ЗАПУЩЕН";
- переключатель "ЗАПУСК - ХОЛОДНАЯ ПРОКРУТКА" поставить в положение "ХОЛОДНАЯ ПРОКРУТКА";
- переключатель управления входной заслонкой поставить в положение "ЗАКРЫТО";
- переключатель пожарного крана ТГ-16М поставить в положение "ЗАКРЫТО".

Если температура выходящих газов перед остановом превышала 300⁰С, то необходимо произвести холодную прокрутку ВСУ. После охлаждения установки закрыть жалюзи.

Аварийный останов ВСУ производится в случае:

- повышения температуры выходящих газов выше 900⁰С при запуске установки;
- увеличения частоты вращения более 101,5%;
- просадки частоты вращения установки ниже (83⁻³)%;
- погасания светосигнализатора давления масла;
- появления посторонних звуков.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПЕРЕД АВАРИЙНЫМ ОСТАНОВОМ ВСУ ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ АИ-20 НЕОБХОДИМО НЕМЕДЛЕННО ПРЕКРАТИТЬ ЗАПУСК И ОТКЛЮЧИТЬ УСТАНОВКУ.



6.2

6.2

**ТОПЛИВНАЯ
СИСТЕМА**

AH-12





A. Общие сведения

Топливная система самолета состоит из топливных баков, системы подачи топлива, системы измерения и управления выработкой топлива, дренажной системы и системы заправки.

Весь запас топлива размещается (в зависимости от модификации самолета) в мягких топливных баках, баках-кессонах и подпольных топливных баках.

Топливные баки объединены в I2 группы, которые расположены симметрично по 6 группам в правой и левой половинах крыла.

Количество баков на самолете: Ан-12 - 22; Ан-12А и Ан-12Б - 26; Ан-12БП - 29.

Баки-кессоны расположены в отъемных частях крыла (0 группы) на самолетах Ан-12Б и Ан-12БП.

Три дополнительных (подпольных) бака расположены в переднем (два бака) и заднем (один бак) багажниках на самолете Ан-12БП.

Количество заправляемого топлива на самолет приведено в табл. 6.2.1.

Таблица 6.2.1

Наименование групп баков	№ № групп	Количество топлива при заправке, л							
		Ц *		П *		Ц		П	
		Ц	П	Ц	П	Ц	П	Ц	П
Баки-кессоны	0	-	-	-	-	2800	2900	2800	2900
Основные (крыльевые)	I	4000	4450	4000	4450	4000	4450	4000	4450
	II	1800	1900	1800	1900	1800	1900	1800	1900
	III	2300	2500	2300	2450	2300	2450	2300	2450
	IV	1840	2100	2740	2900	2740	2900	2740	2900
	V	1680	1800	1680	1800	1680	1800	1680	1800
	VI	1660	1750	2920	3100	2920	3100	2920	3100
Всего в группах	0-VI	13280	14500	15440	16600	18240	19500	18240	19500
Дополнительные (подпольные)	перед- ние	-	-	-	-	-	-	4620	5500
	задний	-	-	-	-	-	-	4120	4350
Всего для самолета		13280	14500	15440	16600	18240	19500	26980	29350

Б. Подготовка к полету

Заправка топливом основных (крыльевых) групп баков

Заправка самолета топливом производится централизованно. Разрешается при необходимости производить заправку сверху через заливные горловины.

Заправка групп баков топливом производится в порядке, обратном порядку выработки.

На самолете Ан-12Б (БП) заправка I группы баков, которые отключены от централизованной заправки, производится путем перекачки топлива из дополнительных баков.

Перед заправкой необходимо:

- проверить наличие наземных средств тушения пожара;

* Ц - централизованная заправка

* П - полная заправка





- убедиться в исправности и готовности к действию системы пожарного оборудования топливных баков;
- обесточить все электропотребители, кроме СЭТС, и не допускать на самолете работ, связанных с их включением;
- заземлить самолет, топливозаправщик и заправочный пистолет.

В соответствии с полетным заданием определить количество необходимого для заправки топлива в килограммах и в литрах, а также группы баков, заправляемые полностью или частично.

Управление централизованной заправкой может быть ручное и автоматическое.

ПРИМЕЧАНИЯ. I. Заправочные краны могут быть закрыты также вручную от переключателей на щитке заправки.

2. Открытие заправочных кранов для подачи топлива в дополнительные баки осуществляется только вручную от переключателей со щитка заправки.

При ручном управлении выбирается любая последовательность заправки групп баков топливом, а при автоматическом управлении обеспечивается определенная последовательность заправки: VI, V, IV, III, II, I групп баков.

Заправка VI-V групп осуществляется одновременно. Отключение насоса V группы при окончании заправки VI группы производится автоматически.

Для предохранения баков от переполнения (на случай несрабатывания заправочного крана) за каждым краном в расходном баке установлены поплавковый клапан, который при заполнении баков топливом перекрывает отверстия заправки.

В трубопроводе централизованной заправки установлены вакуумные клапаны, сообщающие трубопровод с атмосферой при сливе топлива из трубопровода заправки.

В процессе заправки контроль за давлением в системе централизованной заправки осуществляется по загоранию зеленого светосигнализатора при нормальном давлении и красного светосигнализатора при давлении $3,5 \text{ кгс}/\text{см}^2$. После загорания красного светосигнализатора необходимо уменьшить давление топлива, снизив частоту вращения насоса топливозаправщика.

При загорании красного светосигнализатора давления в баках-кессонах заправку прекратить, выяснить и устранить неисправность.

Контроль за открытием (закрытием) заправочных кранов осуществляется по погасанию (горению) синих светосигнализаторов (на щитке заправки). При полной заправке групп баков загораются желтые светосигнализаторы. Количество заправленного топлива контролируется по указателям топливомеров.

При заправке топливом необходимо следить за наличием электроэнергии постоянного и переменного тока в самолетной сети.



Если питание сети будет нарушено, то при заполненных группах баков заправочные краны не отсекают топливо, подаваемое топливозаправщиком, что может привести к разрушению топливных баков и конструкции крыла.

ВНИМАНИЕ! ПРОИЗВОДИТЬ ЗАПРАВКУ С НАРУШЕНИЕМ УСТАНОВЛЕННОЙ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТИ И НЕПОЛНОЙ ЗАПРАВКОЙ ПРОМЕЖУТОЧНОЙ ГРУППЫ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

По окончании заправки необходимо:

- с помощью топливозаправщика откачать топливо из трубопровода заправки и слить топливо в тару;
- отключить все АЭР и переключатели на электрошитках централизованной заправки топливом;
- убедиться в отсутствии течи топлива из баков, сливных кранов и контрольных трубок подкачивающих насосов.

Заправка топливом дополнительных баков

1. Дополнительные подпольные топливные баки заправляются после полной заправки крыльевых баков.

2. Заправку баков топливом производить:

- передних - через заливную горловину нажимного типа, установленную на правом борту фюзеляжа между шпангоутами № 14-15;
- заднего - через заливную горловину, установленную в ложке хвостовой части правого обтекателя шасси.

Контроль заправки дополнительных топливных баков вести по указателю топливомера.

ВНИМАНИЕ! ПРИ ЦЕНТРАЛИЗОВАННОЙ ЗАПРАВКЕ ПОДПОЛЬНЫХ БАКОВ В СТОЯНОЧНОМ ПОЛОЖЕНИИ САМОЛЕТА ВОЗМОЖНО ЗАКРЫТИЕ ПРЕДОХРАНИТЕЛЬНОГО ТОПЛИВНОГО КЛАПАНА ПЕРЕДНЕЙ ГРУППЫ БАКОВ ПРИ ЗАПРАВКЕ В НЕЕ 4620 л ТОПЛИВА.

3. Для заправки необходимо:

- открыть заправочные краны дополнительных баков, удерживая нажимные переключатели заправочных кранов в положении "ОТКРЫТО" не менее 13 с. Открытие заправочных кранов контролировать по погасанию синих светосигнализаторов (на щитке заправки);
- подать топливо и следить за наполнением баков. Полную заправку баков контролировать по загоранию желтых светосигнализаторов. Закрытие заправочных кранов дополнительных баков происходит автоматически от сигналов датчиков топливомера, что контролируется по загоранию синего светосигнализатора соответствующего крана (на щитке заправки);
- после полной заправки баков подать водителю топливозаправщика команду о прекращении подачи топлива;
- с помощью топливозаправщика откачать топливо из магистрального трубопровода заправки.



равки, а в случае невозможности откачки отсоединить шланг от горловины и слить оставшееся в магистрали топливо в тару;

- слить топливо из трубопровода заправки заднего бака через сливной кран, установленный в трубопроводе у заправочного крана заднего бака в отсеке шасси;
- отключить все АЗР и выключатели на щитке централизованной заправки;
- после окончания заправки дополнительных баков убедиться в отсутствии течи топлива по нижней обшивке фюзеляжа и из сальников подкачивающих насосов;
- проверить по указателю топливомера количество заправленного топлива в передних и заднем баках.

4. Слив топлива из дополнительных баков может производиться через сливной кран и фильтр грубой очистки любого из двигателей самолета.

Для этого необходимо:

- открыть заборник дренажей;
- открыть перекрывной кран, через который производится слив топлива;
- открыть заправочный кран I группы той половины крыла, через двигатель которой ведется слив;
- включить подкачивающий насос трех дополнительных баков, из которых необходимо слить топливо, и подкачивающий насос соответствующей I крыльевой группы;
- оставшееся (невырабатываемое насосами) топливо слить через сливные краны дополнительных баков.

Если самолет обесточен, слив топлива производится через сливные краны дополнительных баков. При этом необходимо открыть заборник дренажа баков или их заливные горловины.

Слив и проверка отстоя топлива

Слив и проверка отстоя топлива производятся с целью выявления и удаления из топливной системы механических примесей, воды и кристаллов льда.

Отстой топлива проверяется:

- 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 производятся из семнадцати сливных кранов топливных баков не ранее чем через 15 мин после заправки самолета.

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

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



Проверка СЭТС-260Д

1. Для проверки измерительной части необходимо:

- включить АЭС топливной системы;
- включить преобразователи переменного тока ПО-750А, ПО-1500;
- выключатели топливомера и блоков автоматики расхода топлива поставить в положение "ВКЛЮЧЕНО";
- переключатель топливомера ШГ-8 поставить в положение проверяемой группы (0, I, II, III, IV, У, УI) или суммарного измерения ("СУММА");
- через 2 мин нажать кнопку на указателе, при этом стрелка будет двигаться к остановится у нулевой отметки шкалы. Отпустить кнопку - стрелка должна остановиться у отметки шкалы, соответствующей измеряемому количеству топлива;
- сличить показания топливомера с фактически залитым количеством топлива;
- установить по суммарной шкале каждого расходомера 1/4 общего количества топлива на самолете.

ПРИМЕЧАНИЕ. На самолетах Ан-12 и Ан-12А установлен СЭТС-260 В, проверка измерительной части которого аналогична.

При сличении показаний топливомера с фактическим количеством топлива на самолете Ан-12А учитывается поправка к показанию топливомера СЭТС-260 В по бортовой таблице для IV и УI групп баков.

2. Для проверки ручного управления порядком расхода топлива необходимо:

- переключатель "АВТОМАТ - РУЧНОЕ" поставить в положение "РУЧНОЕ";
- поочередно включать переключатели подкачивающих насосов групп баков, при этом должны загореться зеленые светосигнализаторы включенных групп. При включении подкачивающих насосов 0 группы должны гореть и желтые светосигнализаторы работы насосов дежурных групп наnominalном режиме;
- переключатели дежурных подкачивающих насосов УI группы поставить в положение "ВКЛЮЧЕНО", при этом должны загореться четыре зеленых светосигнализатора дежурных групп;
- открыть перекрывающие краны топлива, при этом давление по манометрам на центральной приборной доске должно быть в зависимости от режима работы подкачивающих насосов (на дежурном режиме 0,5-0,6 кгс/см², на основном режиме I, I-I, 2 кгс/см², на форсажном режиме I, 4-I, 5 кгс/см²);
- закрыть перекрывающие краны топлива.

3. Последовательность выработки топлива из групп баков самолета Ан-12Б:

- полностью вырабатывается из 0 группы баков через УI группу;
- частично вырабатывается топливо из УI группы баков (остаток по 1000 ± 50 л);
- последовательно вырабатывается топливо из I, II, III, IV, У, УI групп баков.

На самолетах Ан-12 и Ан-12А топливо вырабатывается последовательно из I-УI групп баков.

4. При проверке автоматики системы СЭТС:

- переключатели автоматов расхода топлива поставить в положение "ВКЛЮЧЕНО";
- переключатель "АВТОМАТ - РУЧНОЕ" поставить в положение "АВТОМАТ";
- включить переключатели дежурных (УI) групп.





При нормальной работе автоматики загораются синие светосигнализаторы, начиная с 0 группы и кончая очередной группой, из которой ведется выработка топлива, а также зеленые светосигнализаторы подкачивающих насосов групп, из которых ведется выработка, и насосов дежурных групп.

Если заправлены 0 группы баков или в 1I группах имеется более (1000 ± 50) л топлива, горят желтые светосигнализаторы работы насосов дежурных групп на номинальном режиме.

Для проверки работы автоматики одной половины крыла необходимо отключить блок автоматики другой половины крыла. При нормальной работе автоматики не должно быть изменений в сигнализации на щитке выработки топлива.

Аналогично проверить работу автоматики другой половины крыла.

Полная проверка работы автоматики топливной системы на земле возможна только при сливе топлива.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВО ВСЕХ СЛУЧАЯХ, НЕЗАВИСИМО ОТ ВАРИАНТОВ ЗАПРАВКИ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ, ПРИ ОБЕСТОЧЕННЫХ ПОДКАЧИВАЮЩИХ НАСОСАХ ВЗЛЕТ САМОЛЕТА КАТЕГОРИЧЕСКИ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

В. Эксплуатация в полете

Управление выработкой топлива

В полете возможно автоматическое и ручное управление выработкой топлива из топливной системы. Ручное управление рекомендуется применять только при неисправной автоматике топливной системы.

Для включения автоматического управления установите:

- выключатели автоматов расхода топлива, дежурных групп и топливомеров - в верхнее положение;
- переключатель "АВТОМАТ - РУЧНОЕ" - в положение "АВТОМАТ".

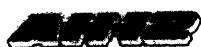
Перекрывающие краны топлива должны быть открыты (горят зеленые светосигнализаторы).

При нормальной работе автоматики горят зеленые светосигнализаторы вырабатываемых и дежурных (1I) групп, а также синие светосигнализаторы вырабатываемых групп и групп, из которых топливо выработано.

При отказе автоматики расхода топлива перейти на ручное управление, насосы дежурных групп при этом должны быть включены.

В отдельных случаях, при неблагоприятных сочетаниях допусков на срабатывание сигнализаторов топливомера СЭТС-260Д в 1I, У и 1I группах баков возможна неполная выработка топлива из 1I группы при автоматическом управлении. При необходимости довыработку топлива из 1I группы баков нужно производить, как правило, в горизонтальном полете при ручном управлении выработкой топлива с последующим переходом на автоматическое управление.

Выключателем аварийного перевода дежурных групп на номинальный режим в полете пользоваться только в случае погасания светосигнализаторов номинального режима насосов дежурных групп в момент выработки топлива из баков-кессонов и дежурных групп до остатка



(1000 ± 50) л. При включении насосов I группы выключатель аварийного перевода насосовдежурных групп обязательно отключать.

Для перехода на ручное управление:

- переключатель "АВТОМАТ - РУЧНОЕ" поставить в положение "РУЧНОЕ";
- переключатель ручного управления подкачивающими насосами групп баков, соответствующих последнему по порядку выработки горящему синему светосигнализатору, установить в верхнее положение.

При загорании синего светосигнализатора следующей группы включить переключатель ручного управления этой группы.

ПРИМЕЧАНИЕ. Сигнализация при ручном управлении будет такой же, как и при автоматическом управлении порядком выработки топлива, но при включенном хотя бы одном блоке автоматики.

При наличии топлива в баках-кессонах (0 группах) и заправленных остальных группах необходимо при переходе на ручную выработку включить насосы баков-кессонов. При этом насосы дежурных групп будут работать на номинальном режиме. После выработки топлива из 0 групп отключить подкачивающие насосы баков-кессонов. Насосы дежурных групп при этом перейдут на ослабленный режим. Дальнейшая ручная выработка остальных групп производится в обычном порядке.

Перед посадкой самолета топливо из баков-кессонов рекомендуется полностью выработать.

Сигнализация выработки топлива при автоматическом управлении

При полной заправке самолета топливом горят светосигнализаторы "ВКЛЮЧЕНЫ О ГРУППЫ" (правой и левой половине крыла).

После выработки топлива из 0 группы и последующей выработки топлива из I группы до остатка в одной из них (1000 ± 50) л загорается светосигнализатор "ВКЛЮЧЕНЫ I ГРУППЫ" (правой и левой половине крыла), светосигнализаторы номинального режима дежурных групп гаснут.

После выработки топлива из I группы баков до остатка (320 ± 100) л в левой группе и (340 ± 100) л в правой группе загорается синий светосигнализатор "ВКЛЮЧЕНЫ II ГРУППЫ".

После выработки топлива из II группы баков до остатка в одной из них (160 ± 50) л загорается синий светосигнализатор "ВКЛЮЧЕНЫ III ГРУППЫ".

После выработки топлива из баков III группы до остатка в одной из них (240 ± 50) л загорается синий светосигнализатор "ВКЛЮЧЕНЫ IV ГРУППЫ".

После выработки топлива из баков IV группы до остатка в одной из них (290 ± 50) л загорается синий светосигнализатор "ВКЛЮЧЕНЫ V ГРУППЫ".

После полной выработки топлива всех групп баков до остатка в одной из I групп (1000 ± 50) л загорается желтый светосигнализатор "ОСТАТОК ТОПЛИВА 1550 кг".

После выработки топлива из I группы баков до остатка топлива в одной из них (350 ± 50) л загорается красный светосигнализатор "ОСТАТОК ТОПЛИВА 450 кг".

Сигнализация автоматической выработки топлива на самолете Ан-12А (Ан-12)

При полной заправке самолета топливом горят светосигнализаторы "ВКЛЮЧЕНЫ I ГРУППЫ" (правой и левой половине крыла).

После выработки топлива из баков I группы до остатка (320 ± 100) л в левой группе или (340 ± 100) л в правой группе загорается светосигнализатор "ВКЛЮЧЕНЫ II ГРУППЫ".

После выработки топлива из баков II группы до остатка в одной из них (160 ± 50) л загорается синий светосигнализатор "ВКЛЮЧЕНЫ III ГРУППЫ".

После выработки топлива из баков III группы до остатка в одной из них (240 ± 50) л загорается синий светосигнализатор "ВКЛЮЧЕНЫ IV ГРУППЫ".

После выработки топлива из баков IV группы до остатка в одной из них 345 л (205 ± 50) л загорается синий светосигнализатор "ВКЛЮЧЕНЫ V ГРУППЫ".

После полной выработки топлива из баков I - IV группы и при остатке в одной из V групп баков (340 ± 50) л загорается желтый светосигнализатор "ОСТАТОК ТОПЛИВА 2700 кг" (или "ОСТАТОК ТОПЛИВА 1700 кг"). При этом необходимо включить насосы VI группы баков на номинальный режим работы.

После выработки топлива из баков VI группы до остатка в одной из них 530 л (280 ± 50) л загорается красный светосигнализатор "ОСТАТОК ТОПЛИВА 700 кг" ("ОСТАТОК ТОПЛИВА 350 кг").



Измерение количества топлива на самолете

Для измерения количества топлива на самолете переключатели "ТОПЛИВОМЕРЫ" и переключатели "АВТОМАТЫ РАСХОДА ТОПЛИВА" поставить в положение "ВКЛЮЧЕНО".

При установке ручки переключателя топливомера ШГ-8: в положение "0 ГРУППА" каждая стрелка указателя топливомера показывает количество топлива в 0 группе; в положение "I ГРУППА" - количество топлива в баках № 1, 2; в положение "II ГРУППА" - количество топлива в баке № 3; в положение "III ГРУППА" - количество топлива в баках № 5 и 6; в положение "IV ГРУППА" - количество топлива в баках № 7, 8 и 8а; в положение "V ГРУППА" - количество топлива в баках № 9, 10 и II; в положение "VI ГРУППА" - количество топлива в баках № 4 и 4а (левой и правой половине крыла).

При установке ручки переключателя топливомера в положение "СУММА" каждая стрелка указателя топливомера показывает суммарное количество топлива во всех баках соответственно правой и левой половине крыла.

ПРИМЕЧАНИЕ. При включенной системе обогрева винтов и их обтекателей может иметь место колебание стрелки топливомера в пределах ± 250 кгс (по суммарной шкале).

Очередность выработки топлива при заправке дополнительных подпольных баков

При автоматическом (или ручном) управлении топливной системой выработать полностью топливо из баков-кессонов (0 группы) и из I группы до включения насосов I группы на форсированный режим, а насосов II группы - на номинальный режим.

Продолжая выработку топлива из I группы, включить подкачивающие насосы передних дополнительных баков (при этом заправочные краны I группы должны быть открыты). При остатке топлива в передних баках, равном количеству топлива в заднем баке, включить подкачивающий насос заднего бака и вести перекачку одновременно из всех дополнительных баков.

Управление заправочными кранами и подкачивающими насосами осуществляется со щитка управления топливной системой дополнительных баков. Контроль за заполнением баков и расходом топлива из них ведется по указателям топливомеров.

ПРИМЕЧАНИЕ. При необходимости пополнения топливом одной I крыльевой группы баков открывается заправочный кран только этой группы.

При приближении уровня топлива в I группах баков к полной заправке выключить подкачивающие насосы дополнительных баков. Заправочные краны оставить открытыми.

Повторить операции до полной выработки топлива из дополнительных баков. После полной выработки топлива из дополнительных баков выключить их подкачивающие насосы и закрыть заправочные краны I группы баков.





Дальнейшая выработка топлива из II, III, IV, У групп баков производится в обычном порядке.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ПРИ ПОЛНОСТЬЮ ЗАПРАВЛЕННЫХ ТОПЛИВОМ ГРУППАХ БАКОВ КРЫЛА И ПРИ ВЫХОДЕ ИЗ СТРОЯ ПОДКАЧИВАЮЩЕГО НАСОСА ЗАДНЕГО ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО БАКА ТОПЛИВО ИЗ ПЕРЕДНИХ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ БАКОВ МОЖНО ПЕРЕКАЧИВАТЬ ПОЛНОСТЬЮ В I ГРУППУ (ЕСЛИ ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА НА ВЗЛЕТЕ НЕ ПРЕВЫШАЛА 23,5% САХ). В ЭТОМ СЛУЧАЕ ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА ОСТАЕТСЯ В ДОПУСТИМЫХ ПРЕДЕЛАХ.

ПРИ ВЫХОДЕ ИЗ СТРОЯ ОБОИХ ПОДКАЧИВАЮЩИХ НАСОСОВ ПЕРЕДНИХ БАКОВ ПЕРЕКАЧИВАТЬ ТОПЛИВО ИЗ ЗАДНЕГО БАКА НЕЛЬЗЯ, ТАК КАК ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА ВЫЙДЕТ ИЗ ДОПУСТИМЫХ ПРЕДЕЛОВ. В ЭТОМ СЛУЧАЕ ПОЛЕТ МОЖНО ПРОДОЛЖАТЬ ТОЛЬКО С ВЫРАБОТКОЙ ТОПЛИВА ИЗ КРЫЛЬЕВЫХ ГРУПП БАКОВ.

2. В СЛУЧАЕ ОТКАЗА ПОДКАЧИВАЮЩЕГО НАСОСА ОДНОЙ ИЗ I ГРУПП БАКОВ НЕОБХОДИМО ЗАКРЫТЬ ЗАПРАВОЧНЫЙ КРАН ЭТОЙ ГРУППЫ, А ПЕРЕКАЧКУ ТОПЛИВА ИЗ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ БАКОВ ПРОИЗВОДИТЬ В I ГРУППУ С ИСПРАВНЫМ ПОДКАЧИВАЮЩИМ НАСОСОМ. ПРИ ЭТОМ НЕОБХОДИМО ОТКРЫТЬ КРАН КОЛЬЦЕВАНИЯ И ПИТАНИЕ ТОПЛИВОМ ВСЕХ ЧЕТЫРЕХ ДВИГАТЕЛЕЙ ОСУЩЕСТВЛЯТЬ ОТ I ГРУППЫ С ИСПРАВНЫМ ПОДКАЧИВАЮЩИМ НАСОСОМ.

Отключение топливной системы

После полета необходимо:

- переключатели питания блоков автоматики и подкачивающих насосов дежурных групп поставить в положение "ВЫКЛЮЧЕНО";
- переключатель "АВТОМАТ - РУЧНОЕ" поставить в положение "РУЧНОЕ".

Г. Возможные неисправности и действия экипажа

При обнаружении в полете любой неисправности топливной системы экипаж обязан убедиться в том, что переключатели и АЗС топливной системы установлены в рабочее положение.

Проявление неисправности	Действия экипажа
I. Отказ одного из подкачивающих насосов 0, I, II, III, IV и У групп на одном полукрыле: <ul style="list-style-type: none"> - погаснет зеленый светосигнализатор отказавшего насоса - прекратится подача топлива из группы (по показаниям топливомера) при наличии в ней топлива 	Перейти на ручное управление выработкой топлива, для чего: <ul style="list-style-type: none"> - открыть кран кольцевания; - поставить переключатель "АВТОМАТ - РУЧНОЕ" в положение "РУЧНОЕ"; - включить переключатель подкачивающих насосов вырабатываемых групп баков и контролировать выработку топлива из группы, симметричной группе с отказавшим насосом;



Проявление неисправности	Действия экипажа
2. Отказ двух подкачивающих насосов одной из дежурных групп при наличии топлива в других группах	<ul style="list-style-type: none"> - включить переключатель подкачивающих насосов при выработке топлива из очередных групп. При этом работающий насос предыдущей группы будет вырабатывать оставшееся топливо на форсированном режиме. <p>После полной выработки топлива из групп баков, симметричной группе с отказавшим насосом:</p> <ul style="list-style-type: none"> - закрыть кран колыцевания; - перейти на автоматическое управление выработкой топлива; - продолжать полет.
3. Обесточились все подкачивающие насосы топливной системы или насосы одной половины крыла (не горят все четырнадцать зеленых светосигнализатора или семь – одной половины крыла)	<p>Отключить насосы отказавшей дежурной группы, открыть кран колыцевания и продолжать полет при автоматическом управлении подкачивающими насосами. При этом необходимо следить за равномерностью выработки топлива из групп баков.</p> <p>Во всех случаях при отказе подкачивающих насосов КБС обязан учесть количество топлива в группах баков с отказавшими насосами и исключить его при определении дальности полета.</p> <p>Продолжать полет, исходя из запаса топлива, определяемого по табл. 6.2.2 и сопровождая следующее:</p> <ol style="list-style-type: none"> a) самолет перевести в горизонтальный полет и продолжить полет на заданной высоте до ближайшего аэродрома посадки; b) переключатель топливомера установить в положение "СУММА" и при питании от аварийного ПО-750А, включив переключатели топливомера правой и левой групп баков, определить запас топлива сразу после обесточивания. Количество вырабатываемого топлива при обеспеченных насосах и остаток топлива в топ-



Проявление неисправности	Действия экипажа
4. Обесточились подкачивающие насосы одной половины крыла (не горят семь зеленых светосигнализаторов)	<p>ливной системе в момент отказа насосов приведено в табл. 6.2.2;</p> <p>в) полет выполнять на режиме максимальной дальности с минимальными зволициями и перегрузками;</p> <p>г) избегать резкого изменения режима работы двигателей и работы двигателей на режиме выше 74° по УПРТ (скорость перемещения РУД не более $10-12^{\circ}/\text{с}$);</p> <p>д) уход на второй круг допускается только в исключительных случаях;</p> <p>е) во время выполнения самолетом зволиций при заходе на посадку и при посадке разрешается включать подкачивающие насосы дежурных (У1) групп баков, подключенных к аварийной сети самолета.</p> <p>1. Перейти на ручное управление подкачивающими насосами, для чего:</p> <ul style="list-style-type: none"> - переключатель "АВТОМАТ - РУЧНОЕ" поставить в положение "РУЧНОЕ"; - включить переключатель насосов вырабатываемой группы; - переключателем "ВЫРАБОТКА ТОПЛИВА ИЗ БАКОВ" отключить неисправные подкачивающие насосы. <p>2. Вырабатываемое количество топлива и невырабатываемый остаток в группах баков половины крыла с отключенными насосами определяются по табл. 6.2.2 делением на два.</p> <p>3. В случае израсходования вырабатываемого количества топлива (согласно табл. 6.2.2) самолетом из групп баков половины крыла с отключенными насосами необходимо заранее включить кран колыцевания переключателем на приборной доске для питания топливом всех дви-</p>



РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ



Проявление неисправности	Действия экипажа
<p>5. Неравномерная выработка топлива из групп баков правой и левой половин крыла.</p> <p><u>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.</u> НЕРАВНОМЕРНОСТЬ ВЫРАБОТКИ ТОПЛИВА (РАЗНИЦА В КОЛИЧЕСТВЕ ТОПЛИВА В ЛЕВЫХ И ПРАВЫХ ГРУППАХ) НЕ ДОЛЖНА ПРЕВЫШАТЬ 500-600 кгс. ЕСЛИ РАЗНИЦА ДОСТИГЛА 500-600 кгс И ЕЕ НЕВОЗМОЖНО УМЕНЬШИТЬ ВЫКЛЮЧЕНИЕМ ПОДКАЧИВАЮЩИХ НАСОСОВ ТОЙ ПОЛОВИНЫ КРЫЛА, В ГРУППАХ БАКОВ КОТОРОЙ ОСТАЛОСЬ МЕНЬШЕ ТОПЛИВА, ТО НЕРАВНОМЕРНОСТЬ ВЫРАБОТКИ СЛЕДУЕТ УМЕНЬШАТЬ ИЗМЕНЕНИЕМ РЕЖИМА РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ (ДВИГАТЕЛИ СО СТОРОНЫ ПОЛОВИНЫ КРЫЛА, В ГРУППАХ БАКОВ КОТОРОЙ ОСТАЛОСЬ</p>	<p>гателей из групп баков с работающими подкачивающими насосами.</p> <p>4. При заходе на посадку подкачивающие насосы дальней группы баков включать наnominalный режим.</p> <p>5. До приземления пилотировать самолет также, как и при равных количествах топлива в группах баков левой и правой половин крыла.</p> <p>После приземления самолет стремится накрениться и развернуться в сторону половины крыла, в которой осталось больше топлива. Направление на пробеге выдерживать рулём направления, сблокированным с управлением передней опоры шасси, и в случае необходимости – тормозами. При необходимости отклонить злероны для уменьшения нагрузки на опору шасси половины крыла с большим количеством топлива. Стремление к развороту в сторону половины крыла с большим количеством топлива практически не затрудняет руление.</p> <p>Открыть кран колыцевания.</p> <ul style="list-style-type: none"> • После уравнивания количества топлива в группах баков левой и правой половин крыла включить подкачивающие насосы, поставив переключатель выработки топлива в нейтральное положение. <p>Закрыть краны колыцевания.</p>

6.2. Стр. I3

Окт 10/90.





Проявление неисправности	Действия экипажа
БОЛЬШЕ ТОПЛИВА, ДОЛЖНЫ РАБОТАТЬ НА ПОВЫШЕННОМ РЕЖИМЕ. А ДВИГАТЕЛИ С ПРОТИВОПОЛОЖНОЙ СТОРОНЫ - НА ПОНИЖЕННОМ РЕЖИМЕ).	
6. Резкое уменьшение количества топлива по указателям топливомера и несоответствие их показаний данным расходомера.	<p>I. Если топливомер неисправен, то в полете контролировать запас топлива по суммарным шкалам расходомеров.</p> <p>2. При наличии большой течи топлива из групп крыльевых баков:</p> <ul style="list-style-type: none"> - открыть кран колыцевания; - перейти на ручное управление выработкой топлива; - отключить подкачивающие насосы крыла, где нет течи топлива, переключателем "ВЫРАБОТКА ТОПЛИВА ИЗ БАКОВ"; - перевести на форсированный режим насос группы баков с резким уменьшением количества топлива, включив подкачивающий насос очередной группы баков; - выработать все топливо в неисправной группе, уравнять топливо в левой и правой половинах крыла; - продолжать полет до ближайшего аэродрома.
7. Загорание светосигнализатора "ТОПЛИВНЫЙ ФИЛЬТР ЗАСОРЕН"	Продолжать полет. Усилить контроль за работой двигателя с засоренным топливным фильтром тонкой очистки.
Загорание двух и более светосигнализаторов "ТОПЛИВНЫЙ ФИЛЬТР ЗАСОРЕН"	Произвести посадку на ближайшем аэродроме. После посадки установить причину засорения топливного фильтра и в соответствии с причиной принять необходимые меры, заменить все фильтроэлементы тонкой очистки, даже если в полете загорелся один светосигнализатор "ТОПЛИВНЫЙ ФИЛЬТР ЗАСОРЕН".



Таблица 6.2.2.

Запасы топлива при обесточивании всех подкачивавших топливных насосов

Группы с полными баками в момент отказа насосов	Количество топлива в группах баков, кгс	
	вырабатываемое самотеком	невырабатываемый остаток
<u>Самолет Ан-12Б</u>		
I, II, III, IV, V, VI	14130	4110
II, III, IV, V, VI	8860	2900
III, IV, V, VI	7460	2600
III, IV, V	5200	2500
V, VI	5600	2400
V, VI	3560	2000
<u>Самолет Ан-12</u>		
I, II, III, IV, V, VI	10290	2990
II, III, IV, V, VI	7190	2300
III, IV, V, VI	5790	2100
IV, V, VI	4010	1800
IV, V	2725	1400
V, VI	2585	1600

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. При определении количества вырабатываемого топлива:

- считать пустыми группы баков с запасом топлива менее 50% вместимости;
- подсчет количества топлива на одну половину крыла производить делением на два;

2. При отказе насосов в момент, когда все группы с полными баками, посадку производить на аэродроме вылета.



РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

AIRbus



6.3

6.3

**МАСЛЯНАЯ
СИСТЕМА**

AH-12





A. Общие сведения

Масляная система служит для смазки и охлаждения труящихся деталей двигателя, управления воздушным винтом и автоматикой двигателя.

Каждый двигатель имеет автономную масляную систему, выполненную по короткозамкнутой схеме.

Для смазки двигателей применяются:

- смесь масел СМ-4,5, состоящая по объему из 75% масла МК-8 (МК-8П), ГОСТ 6457-66 или МС-8П, ОСТ 3801163-78 (МС-8РК, ТУ 3801387-85) и 25% масла МС-20 (МК-22), ГОСТ 21743-76;
- масло МН-7,5У (ТУ 38101722-85).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. СМЕШИВАТЬ СМЕСЬ МАСЕЛ СМ-4,5 С МАСЛОМ МН-7,5У ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

2. ПРИ ЗАМЕНЕ СМЕСИ МАСЕЛ СМ-4,5 НА МАСЛО МН-7,5У И НАОБОРОТ ПРОМЫВКА СИСТЕМЫ НЕ ТРЕБУЕТСЯ.

Допускается применение масел в соответствии с действующим Перечнем зарубежных горюче-смазочных материалов, допущенных к применению на авиационной технике советского производства.

Перед заправкой маслом проверить паспорт на масло и соответствие его рекомендуемому, а также чистоту заправочного шланга и пистолета. Масло заправляется через заливную горловину на маслобаке, перед открытием которой удаляется из воронки горловины грязь и вода. Масло заправляется при наличии сетки в заливной горловине.

Основные данные

Количество масла:

- общее в маслосистеме	110 л
- максимальное в маслобаке	52 л (АИ-20М), 58 л (АИ-20К)
- минимальное в маслобаке перед запуском двигателя	39 л (АИ-20М), 47 л (АИ-20К)
- минимальное для полета заданной продолжительности (T, ч)	(39+0,8·T) л
- минимальное для работы двигателя в течение I ч	32 л (29 л по МЭС-1687Т)

Допустимый уход (возврат) масла из бака

(в бак) при запуске двигателя не более 5 л

Часовой расход масла не более 0,8 л/ч

Органы управления, контроля и индикации масляной системы установлены на средней приборной панели пилотов в кабине экипажа. К ним относятся:

УИЗ-3 - контроль температуры и давления масла на входе в двигатель;

УИП-100 - контроль давления масла в ИКМ;

УИЗ-4 - контроль положения заслонки маслорадиатора;

МЭС-1687В - контроль количества масла в баке.

ПРИМЕЧАНИЕ. Количество масла в баке может быть замерено мерной линейкой, отградуированной от 5 л до отметки "МАКСИМАЛЬНАЯ ЗАПРАВКА".





При минимальном количестве масла в баке (32 л по МЭС-1687В, 29 л по МЭС-1687Т) загорается красный светосигнализатор.

Управление заслонками маслорадиатора производится переключателем "АВТОМАТ - ОТКЛ. - ОТКР. - ЗАКР.".

Б. Подготовка к полету

После осмотра силовых установок при низкой температуре воздуха убедитесь, что они подогреты в зависимости от температуры и эксплуатируемого масла (см. подразд. 6.1.1, п. Б).

Перед включением электропитания проверить исходное положение органов управления маслосистемой. После подключения электропитания проверить показания приборов измерения температуры, давления, уровня масла и сигнализацию. Убедиться, что количество масла соответствует продолжительности полета. При необходимости выполнить дозаправку масла через 5-10 мин после опробования и останова двигателя.

После дозаправки масла необходимо повторно осмотреть силовую установку и убедиться, что заливная горловина закрыта, крышка закончена, мерная линейка установлена и закончена.

Проверить работоспособность электромеханизмов створок маслорадиаторов в режимах автоматического и ручного управления и соответствие указателей положению заслонок, для чего заслонки маслорадиаторов полностью открыть вручную и поставить переключатель управления заслонками в положение "АВТОМАТ", при этом заслонки должны закрыться.

В. Эксплуатация в полете

При запуске двигателей, рулении и в полете переключатели управления заслонкой маслорадиатора должны стоять в положении "АВТОМАТ".

При высоких температурах воздуха запуск, руление и взлет производить при полностью открытых заслонках маслорадиаторов с отключением автоматики (переключатели управления заслонками поставить в нейтральное положение). После взлета, когда температура масла начнет снижаться, переключить заслонки на автоматическое управление.

В полете вести постоянный контроль за работой маслосистемы двигателей по приборам в кабине экипажа. В случае выхода контролируемых параметров за допустимые пределы привернуть меры по устранению возникших отклонений.

В горизонтальном полете, в процессе набора высоты или снижения уровень масла в баках не должен изменяться более чем на 2-3 л. Если при наборе высоты или снижении имеет место интенсивный уход масла в двигатель или в бак, необходимо перевести самолет в горизонтальный полет и, после того как установится постоянный уровень масла, продолжать набор или снижение.



Систему автоматического регулирования температуры масла рекомендуется отключать установкой переключателей системы в нейтральное положение сразу же после останова двигателя и включать ее в режим "АВТОМАТ" перед запуском двигателя во избежание перегрева элементов коробки управления.

Г. Возможные неисправности и действия экипажа

Проявление неисправности	Действия экипажа
I. Колебание заслонки маслорадиатора от полностью открытого до полностью закрытого положения по указателю УОЗ-4 или при визуальном наблюдении	Вручную открыть заслонку маслорадиатора на величину, соответствующую закрытию заслонки симметричного двигателя, если на нем автомат АРМ работает нормально, и оставить выключатель управления заслонкой в нейтральном положении. В дальнейшем управлять заслонкой маслорадиатора вручную, сохраняя температуру масла на входе в двигатель в пределах 70-80°C
2. Минимальное количество масла, падение давления ниже 4 кгс/см ²	Зафлюгировать винт кнопкой КФЛ и выполнить все операции в подразд. 5.2. "Останов двигателя в полете"
3. Кратковременное (в течение 6-8 с) снижение давления масла на входе в двигатель ниже 4 кгс/см ² при полетах с окончательными и отрицательными перегрузками	Продолжать полет с минимальными эволюциями



РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

ACR12



6.4

**ПОЖАРНОЕ
ОБОРУДОВАНИЕ**

AH-12



6.4



A. Общие сведения

Пожарное оборудование предназначено для сигнализации о возникновении пожара и его ликвидации и включает стационарное оборудование и ручные переносные огнетушители.

К стационарному оборудованию относятся:

- пять огнетушителей типа ОС-8М (шесть на Ан-12, Ан-12А);
- восемь огнетушителей типа Т6610-10;
- шесть огнетушителей (резерв системы НГ) типа ОСУ-5 (девять на Ан-12БП);
- два блока электромагнитных распределительных кранов (три на Ан-12БП);
- системы сигнализации о пожаре ССП-2А и ССП-7;
- обратные клапаны, системы управления, трубопроводы и распылительные коллекторы.

Стационарная противопожарная система служит для тушения пожара внутри двигателей, в отсеках гондол двигателей, ТГ-16М, крыла в зонах топливных баков, носка крыла и его хвостовой части и в отделениях переднего и заднего багажников, если там установлены дополнительные топливные баки.

Ручные переносные огнетушители служат для тушения пожара в кабинах экипажа, кабине сопровождающих, в грузовой кабине в полете и на земле. Они также могут использоваться для тушения пожара снаружи самолета во время его стоянки.

B. Подготовка к полету

Проверка исправности систем пожаротушения и сигнализации о пожаре производится перед каждым опробованием двигателей при подготовке самолета к полету в такой последовательности:

1. Поставить главный переключатель системы пожаротушения в положение "ПРОВЕРКА".

При исправной системе горят все желтые светосигнализаторы исправности электроцепи пиропатронов и готовности огнетушителей ОС-8М и Т6610-10. Красные светосигнализаторы и лампы-кнопки при исправной системе пожаротушения загораться не должны.

2. Поставить галетный переключатель системы сигнализации о пожаре на проверяемую группу и нажать кнопку "ПРОВЕРКА".

При этом должны:

- загореться красные лампы-кнопки;
- открыться электромагнитные краны.

После отпускания кнопки "ПРОВЕРКА" краны остаются открытыми, о чем свидетельствуют горящие лампы-кнопки.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ НАЖИМАТЬ КНОПКИ РАЗРЯДКИ ОГНЕТУШИТЕЛЕЙ, РАСПОЛОЖЕННЫЕ ПОД ПРЕДОХРАНИТЕЛЬНЫМИ ПЛАНКАМИ, ДЛЯ ИСКЛЮЧЕНИЯ РАЗРЯДКИ ОГНЕТУШИТЕЛЕЙ ОС-8М И Т6610-10.





3. Поставить главный переключатель в положение "ВЫКЛЮЧЕНО". При этом все светосигнализаторы пожаротушения и сигнализации о пожаре должны погаснуть.

Снова поставить главный переключатель в положение "ПРОВЕРКА", при этом желтые светосигнализаторы контроля пироголовок всех огнетушителей должны загореться, а красные сигнальные лампы-кнопки загораться не должны.

Включить выключатель "ОТКЛЮЧЕНИЕ ПОЖАРНЫХ КРАНОВ ПРИ ПРОВЕРКЕ", расположенный на щитке управления и сигнализации системы пожаротушения.

4. В дальнейшем при проверке каждой группы датчиков достаточно установить галетный переключатель системы в положение, соответствующее проверяемым группам датчиков, и кратковременно нажать на кнопку "ПРОВЕРКА". Загорание светосигнализаторов при разных положениях галетного переключателя должно быть следующим (табл. 6.4.1):

Таблица 6.4.1

Положение галетного переключателя	Горят светосигнализаторы пожара
I-2-3	I-2 двигатели, левое - правое полукрыло, 3-4 двигатели, турбогенератор
4-5-6	II-II-16, передний и задний багажники
7-8-9	То же
10-II-12	То же
I3-I4-I5	Левое - правое полукрыло
I6-I7-I8	То же
I, 3 (внешние двигатели)	Пожар в двигателях I, 2, 3, 4
2, 4 (внутренние двигатели)	То же

5. Установить галетный переключатель в нейтральное положение, после чего продолжить проверку переключателями на дополнительном щитке. При этом после установки каждого переключателя в одно из положений (10-II-12 или I3-I4-I5) необходимо нажать кнопку "ПРОВЕРКА". При этом должен загореться светосигнализатор пожара соответствующего двигателю и после отпускания кнопки - погаснуть.

ПРИМЕЧАНИЕ. Загорание светосигнализаторов, контролирующих исправности групп датчиков, должно происходить только на время нажатия кнопки "ПРОВЕРКА".

6. Последовательным нажатием на все лампы-кнопки (главный переключатель - в положении "ПРОВЕРКА") убедиться в работоспособности системы от ручного управления по загоранию ламп-кнопок. Затем повторить операции п. 3, отключить выключатель "ОТКЛЮЧЕНИЕ ПОЖАРНЫХ КРАНОВ ПРИ ПРОВЕРКЕ".

7. Поставить главный переключатель в положение "ПОЖАРОТУШЕНИЕ". Система готова к действию (горят желтые светосигнализаторы исправности пиропатронов огнетушителей ОС-8М и Т6610-10).



ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ НАЖИМАТЬ КНОПКУ "ПРОВЕРКА" ПРИ НАХОЖДЕНИИ ГЛАВНОГО ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЯ В ПОЛОЖЕНИИ "ПОЖАРОТУШНЕНИЕ", ТАК КАК ПРИ ЭТОМ МОЖЕТ ПРОИЗОЙТИ РАЗРЯДКА ОГНЕТУШИТЕЛЕЙ ОС-8М ПЕРВОЙ ОЧЕРЕДИ И ОГНЕТУШИТЕЛЕЙ Т6610-10.

3. Эксплуатация в полете

Действия экипажа при возникновении пожара в полете описаны в подразд. 5.20.

После зарулевания на стоянку и останова двигателей установить главный переключатель в положение "ВЫКЛЮЧЕНО". Все светосигнализаторы системы пожаротушения и сигнализации о пожаре должны погаснуть.





РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Ан-12



6.5

**СИСТЕМА
НЕЙТРАЛЬНОГО
ГАЗА**

AH-12





А. Общие сведения

Система нейтрального газа (НГ) предназначена для заполнения надтолливного пространства топливных баков нейтральным газом для создания в баках взрывобезопасной среды. В качестве НГ применяется углекислый газ, который содержится в баллонах НГ.

Баллоны НГ подключены также к системе пожаротушения и могут использоваться при тушении пожара.

Для повышения надежности и эффективности системы НГ при минусовых температурах предусмотрен подогрев баллонов НГ и трубопровода электроподогревателем. Время подогрева системы НГ до нулевой температуры на земле зависит от температуры воздуха и составляет (табл. 6.5.1):

Таблица 6.5.1

Температура, °C	0 и выше	-10	-20	-30	-40	-50
Время, ч	Без подогрева	0,5	1,0	1,5	2,0	2,5

Б. Подготовка к полету

Система НГ при необходимости включается и на земле, и в полете. Управление системой НГ состоит из управления разрядкой баллонов и управления кранами подачи НГ.

Проверка исправности систем НГ осуществляется посредством системы сигнализации раздельно по каждому баллону со щитка систем НГ.

При проверке необходимо:

- переключатель ТВ1-4 установить в положение "ПРОВЕРКА", что исключает одновременную проверку двух баллонов;
- переключатель 2ШПН последовательно устанавливать для проверки цепей каждого баллона в отдельности. При исправности цепей включения пироголовки горит светосигнализатор на щитке проверки;
- после окончания проверки переключатель 2ШПН установить в исходное положение "ОТКЛЮЧЕНО", а выключатель ТВ1-4 "РАБОТА - ПРОВЕРКА" установить в положение "РАБОТА".

При минусовых температурах воздуха во время предполетной подготовки первая очередь баллонов должна быть подогрета в течение 0,5-2,5 ч в зависимости от температуры воздуха. При положительных температурах воздуха подогрев включать непосредственно перед включением баллонов на разрядку.



В. Эксплуатация в полете

Управление разрядкой баллонов. После запуска двигателей перед выруливанием включить систему НГ в следующем порядке:

1) при минусовых температурах воздуха выключателем на средней панели приборной доски включить подогрев первого и второго баллонов за 10 мин до включения их на разрядку;

2) на старте выключателем на средней панели приборной доски включить на разрядку первый и второй баллоны;

3) через 1 ч после начала разрядки первого и второго баллонов включить подогрев третьего и четвертого баллонов (вторая очередь);

4) через 2 ч после начала разрядки первого и второго баллонов включить на разрядку третий и четвертый баллоны (второй очереди);

5) через 3 ч после начала разрядки первого и второго баллонов отключить их подогрев;

6) включение третьей очереди баллонов производится в таком же порядке, как и включение второй очереди после первой;

7) после посадки и зарулевания на стоянку отключить подогрев последней очереди баллонов НГ и предыдущих очередей, если они не отключались в полете.

Управление кранами подачи НГ. Непосредственно после включения первой очереди баллонов системы НГ на разрядку выключателями на средней панели приборной доски открыть кран подачи нейтрального газа в 0 группы топливных баков. Открытие кранов системы НГ контролируется по загоранию соответствующих зеленых светосигнализаторов.

По окончании выработки топлива из 0 группы топливных баков кран подачи в них нейтрального газа закрыть и открыть кран подачи нейтрального газа в дополнительные баки.

По окончании выработки топлива из дополнительных баков закрыть кран подачи в них нейтрального газа и выключателем на средней панели приборной доски открыть кран подачи нейтрального газа в основную систему.

В полете за 10 мин до начала снижения на заданную высоту необходимо открыть краны подачи нейтрального газа:

- "ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ БАКИ" (выключатель и светосигнализатор на дополнительном щитке);
- "НУЛЕВЫЕ ГРУППЫ" (выключатель и светосигнализатор на средней панели приборной доски);
- "СНИЖЕНИЕ" (выключатель и светосигнализатор на средней панели приборной доски).

Затем включить на разрядку следующую очередь баллонов НГ.

По окончании снижения оставить открытыми краны подачи нейтрального газа и те группы баков, из которых производится выработка топлива, а остальные краны закрыть через 7-8 мин после окончания снижения.

Кран подачи нейтрального газа в основную систему закрыть после посадки и зарулевания самолета на стоянку.

После посадки подогрев всех баллонов НГ отключить.



6.6

**ПРОТИВО-
ОБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ
СИСТЕМА**

An-12



A. Общие сведения

Противообледенительная система (ПОС) обеспечивает защиту самолета от обледенения до температуры воздуха минус 20°С. Для ПОС используется горячий воздух от компрессоров двигателей и электрообогрев.

Горячим воздухом обогреваются носки крыла, лопатки входного направляющего аппарата (ВНА) компрессора, воздухозаборники двигателей и маслорадиаторов, воздухозаборники обдува генераторов, воздухозаборник продува ВВР, стекла фонарей кабины экипажа и ниши основных опор шасси.

Электрический обогрев применяется для защиты от обледенения лопастей воздушных винтов и обтекателей, передних стекол кабины пилотов и штурмана, носков стабилизатора и киля, ПВД, ШД и ДУА.

Б. Подготовка к полету

1. Проверка ПОС крыла, ПОС воздухозаборников двигателей и ВНА производится при работающих двигателях на режимах 20–84° по УПРТ.

2. Проверка ПОС воздухозаборников и ВНА:

– включить четыре выключателя "ОБОГРЕВ ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ И ВНА" на пульте правого пилота. Через 20–30 с после включения системы убедиться в загорании четырех светосигнализаторов "ОБОГРЕВ ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ И ВНА";

– после загорания светосигнализаторов отключить обогрев.

ПРИМЕЧАНИЕ. Если светосигнализатор не горит, отключить ПОС двигателей и проверить исправность соответствующего крана и его сигнализацию.

3. Проверка ПОС крыла (на доработанных по бюллетеню 931-ДК самолетах):

а) отключить АЗР кранов отбора воздуха от 3 и 4 двигателей.

б) установить переключатели № 1 и 2 "ОТБОР ВОЗДУХА ОТ ДВИГАТЕЛЕЙ" в положение "ОТКРЫТО". Через 20–30 с после включения убедиться в том, что красные светосигнализаторы "ОТБОР ВОЗДУХА ЗАКРЫТ" 1 и 2-го двигателей погасли;

в) установить краном подачи расход воздуха 4–5 ед по УРВК в переднюю гермокабину;

г) установить переключатели "ОБОГРЕВ КРЫЛА (ЛЕВ. ПРАВ.)" в положение "ОТКРЫТО".

Через 20–30 с после включения убедиться в загорании зеленых светосигнализаторов "ПРОТИВООБЛЕДЕНИЕ КРЫЛА", в увеличении температуры воздуха в трубопроводах ПОС по указателям, а также в уменьшении показаний УРВК примерно на 1 ед;

д) установить переключатели обогрева крыла и отбора воздуха от 1 и 2-го двигателей в положение "ЗАКРЫТО". Зеленые светосигнализаторы "ПРОТИВООБЛЕДЕНИЕ КРЫЛА" должны погаснуть, а красные светосигнализаторы закрытого положения кранов отбора воздуха от 1 и 2-го двигателей – загореться;

- е) включить АЗР кранов отбора воздуха от 3 и 4 двигателей и отключить АЗР кранов отбора воздуха от 1 и 2 двигателей;
- ж) аналогично проверить исправность противообледенительной системы крыла при отборе воздуха от 3 и 4-го двигателей;
- з) по окончании проверки отключить обогрев крыла, отбор воздуха от 3 и 4-го двигателей и наддув передней гермокабинны;
- и) включить АЗР кранов отбора воздуха от 1 и 2 двигателей;
- к) проверить автоматическое дублирование открытия заслонок отбора воздуха на ПОС крыла, для чего:
 - установить переключатели обогрева крыла в положение "ОТКРЫТО";
 - убедиться в погасании четырех красных светосигнализаторов "ОТБОР ВОЗДУХА ЗАКРЫТ" и загорании четырех зеленых светосигнализаторов "ПРОТИВООБЛЕДЕНИЕ КРЫЛА" и отключить обогрев крыла.

ВНИМАНИЕ! 1. НА НЕДОРАБОТАННЫХ ПО БОЛЛЕТЕНЮ 931-ДК САМОЛЕТАХ пп.а),е),и),к) НЕ ВЫПОЛНЯТЬ.
2. ВО ИЗБЕЖАНИЕ ПЕРЕПРЕВА НОСКОВ КРЫЛА ПОДАЧА ГОРЯЧЕГО ВОЗДУХА В КРЫЛО НА ЗЕМЛЮ НЕ ДОЛЖНА ПРЕВЫШАТЬ 1 мин. ОБОГРЕВ КРЫЛА ОТКЛЮЧАТЬ СРАЗУ ЖЕ ПОСЛЕ ЗАГОРОНИЯ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОРОВ И УМЕНЬШЕНИЯ ПОКАЗАНИЙ ПО УРВК.

4. Проверка сигнализатора обледенения РИО:

- выключатель "РИО-3" перевести в положение "ПРОВЕРКА" на время до 2 с;
- при исправном обогреве штыря сигнализатора должен загореться светосигнализатор;
- после проверки выключатель поставить в положение "ОТКЛ".

Для самолетов, оборудованных вторым РИО-3:

- установите спаренные переключатели "СИГНАЛИЗ ОБЛЕД РИО" в положение "КОНТРОЛЬ ОБОГРЕВА";
- проконтролируйте загорание ламп "КОНТРОЛЬ ОБОГРЕВА" и "ОБЛЕД САМОЛЕТА" на левой панели приборной доски летчиков;
- после проверки установите спаренные переключатели "СИГНАЛИЗ ОБЛЕД РИО" в положение "ОТКЛ".

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ВКЛЮЧЕНИИ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ РИО ИЛИ ПРИ ПЕРЕКЛЮЧЕНИЯХ ИСТОЧНИКОВ НАПРЯЖЕНИЯ ПЕРЕМЕННОГО ТОКА 115 В 400 Гц возможна выдача ложного сигнала "ОБЛЕДЕН. САМОЛЕТА".

5. Проверка сигнализаторов обледенения ВНА:

- до запуска двигателей при подключенном аэродромном источнике электроэнергии кратковременно, на 5-10 с, включить выключатель "СИГН. ОБЛЕДЕНИЯ ВНА", расположенный на правой приборной доске;
- убедиться в загорании светосигнализатора для каждого двигателя на табло "СИГН. ОБЛЕДЕНИЯ ВНА".

6. Проверка исправности элемента обогрева штыря и подсвета указателя ВУ0-1:

- переключатель "ВУ0-1" под пультом правого пилота установить в положение "КОНТРОЛЬ", при этом загорится встроенный светосигнализатор подсвета.

При исправном элементе обогрева штыря одновременно загорится светосигнализатор "ОБОГРЕВ";



- нажать кнопку "СБРОС ЛЬДА" на I-2 с. Светосигнализатор "ОБОГРЕВ" на время нажатия должен погаснуть;

- после проверки переключатель "ВУО-1" установить в положение "ОТКЛ.".

7. Проверка ПОС винтов и обтекателей производится при работающих двигателях и включенных генераторах постоянного и переменного токов.

Для проверки:

- установить на время до 1 мин переключатель обогрева винтов и обтекателей в положение "ОБОГРЕВ ВИНТОВ И КОКОВ";

- при четырех работающих двигателях и всех включенных генераторах переменного тока показания амперметров генераторов переменного тока на электрощитке радиостанции должны увеличиться на 55-60 А.

8. Проверка противобледенительных систем оперения с проволочными или ленточными элементами на земле (выполняется экипажем в аэропортах, где отсутствует подготовленный для обслуживания самолета технический состав) производится как от бортовых генераторов постоянного тока (при работающих двигателях), так и от аэродромного источника питания. В последнем случае отключить основной выключатель обогрева оперения на приборной доске правого пилота и выключатель "КОЛЬЦЕВАНИЕ ШИН" у радиостанции.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ВКЛЮЧАТЬ НА ЗЕМЛЕ ОСНОВНОЙ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ ОБОГРЕВА ОПЕРЕНИЯ (НА ПРАВОЙ ПРИБОРНОЙ ДОСКЕ) ВО ИЗБЕЖАНИЕ ПЕРЕГРЕВА НОСКОВ ОПЕРЕНИЯ.

Проверка ПОС производится следующим образом:

а) для элементов циклического обогрева поочередно нажать (по одному) соответствующие выключатели на щитке контроля обогрева оперения не более чем на 5 с с интервалами между включениями 5-10 с.

Токи в импульсах при напряжении в бортсети 28,5 В по амперметрам на щитке радиостанции должны примерно составлять (без элементов постоянного обогрева):

- для наружных секций левого стабилизатора и средних секций правого стабилизатора - 650-710 А;

- для средней и верхней секций киля - 570-620 А;

- для внутренних секций левой и правой половин стабилизатора и нижней секции киля - 610-670 А;

- для наружных секций правого стабилизатора и средних секций левого стабилизатора - 650-710 А;

б) при проверке элементов постоянного обогрева ("ножей") необходимо:

- отключить все автоматы защиты сети элементов постоянного обогрева, расположенные на щитке АСС;



- включить поочередно (по одному) автоматы защиты элементов постоянного обогрева, расположенные в РК противообледенителей оперения. При включении каждого автомата концевой выключатель проверки элементов постоянного обогрева оперения, расположенный на щитке контроля, нажать на время до 5 с и по отклонению стрелки амперметра на щитке радиостанции убедиться в исправности каждого элемента;

- включить все АЗР элементов постоянного обогрева и, нажав кнопку проверки на РК противообледенителей оперения на время до 5 с, определить по амперметру на щитке радиостанции суммарный ток, потребляемый всеми нагревательными элементами постоянного обогрева, который должен быть в пределах 270-320 А при напряжении в бортовой сети 28,5 В.

На самолетах более поздних серий, имеющих на щитке проверки противообледенителей оперения две кнопки и амперметр над щитком, проверка нагревательных элементов осуществляется аналогично. На этих же самолетах производится также проверка работы программного механизма ПМК-21, для чего необходимо:

- включить питание аварийной шины;
- включить выключатель "ОБОГРЕВ ОПЕРЕНИЯ" на правой панели приборной доски.

Контроль за работой ПМК-21 осуществляется по загоранию светосигнализатора "СИГН. ОБОГРЕВА ОПЕРЕНИЯ" на приборной доске правого пилота, который периодически должен загораться на 40 с и гаснуть на 120 с.

На самолетах, оборудованных двухрежимным обогревом оперения, проверка работы программных механизмов производится последовательно на обоих режимах в следующем порядке:

- включить питание аварийной шины;
- установить переключатель изменения цикличности обогрева в положение "ДО -10°";
- установить переключатель "ОБОГРЕВ ОПЕРЕНИЯ" в положение "РУЧНОЕ"; при этом должен загореться светосигнализатор "ОБОГРЕВ ОПЕРЕН. ДО -10°", а светосигнализатор "РАБОТА ПРОГРАМ. МЕХАН." должен периодически загораться на 25 с через каждые 125 с;
- установить переключатель изменения цикличности обогрева в положение "ОТ - 10 - ДО -20°"; при этом должен погаснуть светосигнализатор "ОБОГРЕВ ОПЕРЕН. ДО -10°" и загореться светосигнализатор "ОБОГРЕВ ОПЕРЕН. - ОТ -10 ДО -20°", а светосигнализатор "РАБОТА ПРОГРАМ. МЕХАН." должен периодически загораться на 40 с через каждые 120 с;
- установить переключатель обогрева оперения в нейтральное положение, а переключатель изменения цикличности обогрева - в положение "ДО -10°", при этом светосигнализаторы должны погаснуть.



9. На самолетах, на которых установлены носки с оперениями с электронагревательными элементами ленточного типа (нанесены три маркировочные полосы синего цвета на носках у киля сверху и снизу для стабилизатора, слева и справа – для киля), проверку ПОС оперения производить при электропитании от аэродромного источника, генератора ВСУ или трех бортовых генераторов СТГ.

Проверку производить одновременным замером напряжения на одной из шин генераторов и потребляемого элементами тока. Замер тока производить по амперметру, установленному на РК противообледенителя оперения. На самолетах, где этот амперметр отсутствует, замер тока производить по амперметру генератора ГС-24А (при питании от ВСУ и аэродромного источника) или по амперметрам включенных основных генераторов (при питании от СТГ). В этом случае из показаний амперметров необходимо вычесть потребляемые другими потребителями токи. Замер напряжения производить по вольтметру, установленному на электрощитке радиостанции.

Если показания амперметра превышают 1000 А, то величину тока следует уточнить одним из следующих способов:

- проверкой от аэродромного источника;
- проверкой от трех генераторов СТГ;
- проверкой с учетом масштаба шкалы амперметра в диапазоне 900–1000 А (ориентировочно).

Допустимый диапазон изменения токов, потребляемых циклическими элементами ПОС оперения, приведен в табл. 6.6.1. Значения токов приведены для напряжения на шинах генераторов 28,5 В. Если при измерении напряжение отличается более чем на $\pm 0,5$ В, то контрольную величину тока необходимо определить по графику на рис. 6.6.1.

Например, если при измерении ток составит 800 А при напряжении 24 В, то контрольная величина тока будет 950 А.

Порядок проверки следующий:

- подключить к бортсети источник электроэнергии;
- включить колыцевание шин, если проверка производится от бортовых источников электроэнергии;
- отключить потребители электроэнергии;
- отключить на правой приборной доске выключатель "ОБОГРЕВ ОПЕРЕНИЯ";
- включить поочередно на 5 с выключатели циклического обогрева, при этом необходимо для каждого замера записать величину тока и напряжения;
- определить для каждого замера по графику контрольную величину тока;
- проверить по таблице соответствие контрольной величины тока его допустимому диапазону изменения.



10. Включение обогрева стекол кабины пилотов производится выключателями на приборных досках левого и правого пилотов, а у штурмана - на пульте штурмана.

Проверку работы ПОС смотровых стекол можно производить как от аэродромного источника электроэнергии, так и от генераторов при работающих двигателях.

При проверке системы от аэродромных источников электроэнергии в бортовую электросеть самолета необходимо подключить постоянное напряжение 28,5 В и переменное 115 В, после чего:

- включить АЗС-2 "ОБОГРЕВ ЛОВОВЫХ СТЕКОЛ" ("ПРАВ. ЛЕТЧИК" и "ЛЕВ. ЛЕТЧИК") и обогрев боковых стекол ("ПРАВ. ЛЕТЧИК" и "ЛЕВ. ЛЕТЧИК") на щитке АЗС на штангоуте № 9 и на щитке АЗС в кабине штурмана;

- переключатели "ОБОГРЕВ СТЕКЛА - ИНТЕНСИВНО - ОСЛАБЛЕНО" на приборных досках левого и правого пилотов и пульте штурмана установить в положение "ОСЛАБЛЕНО";
- переключатели "ПОСТОЯННО - ЦИКЛИЧНО" на приборной доске правого пилота установить в положение "ПОСТОЯННО";
- через 1 мин проверить на ощупь нагрев наружной поверхности смотровых стекол;
- отключить обогрев стекол.

Таблица 6.6.1

Токи, потребляемые циклическими элементами ПОС
(при напряжении 28,5 В на шинах РК двигателей)

Вариант исполнения ПОС	Ток секций оперения, А			
	Наружная левого и средняя правого стабилизатора	Средняя и верхняя киля	Внутренние стабилизаторы и нижняя киля	Наружная правого и средняя левого стабилизатора
Система с проволочными элементами	650-710	570-620	610-670	650-710
Система с ленточно-проводочными элементами:				
- заменен носок левого стабилизатора	730-840	570-620	650-740	770-900
- заменен носок правого стабилизатора	770-900	570-620	650-740	730-840
- заменен носок киля	650-710	710-860	640-720	650-710
- заменены носки киля и левого стабилизатора	730-850	710-860	670-790	770-900
- заменены носки киля и правого стабилизатора	770-900	710-860	670-790	730-850
- заменены носки левого и правого стабилизатора	850-I030	570-620	680-810	850-I030
- заменены все носки	850-I030	710-860	710-860	850-I030

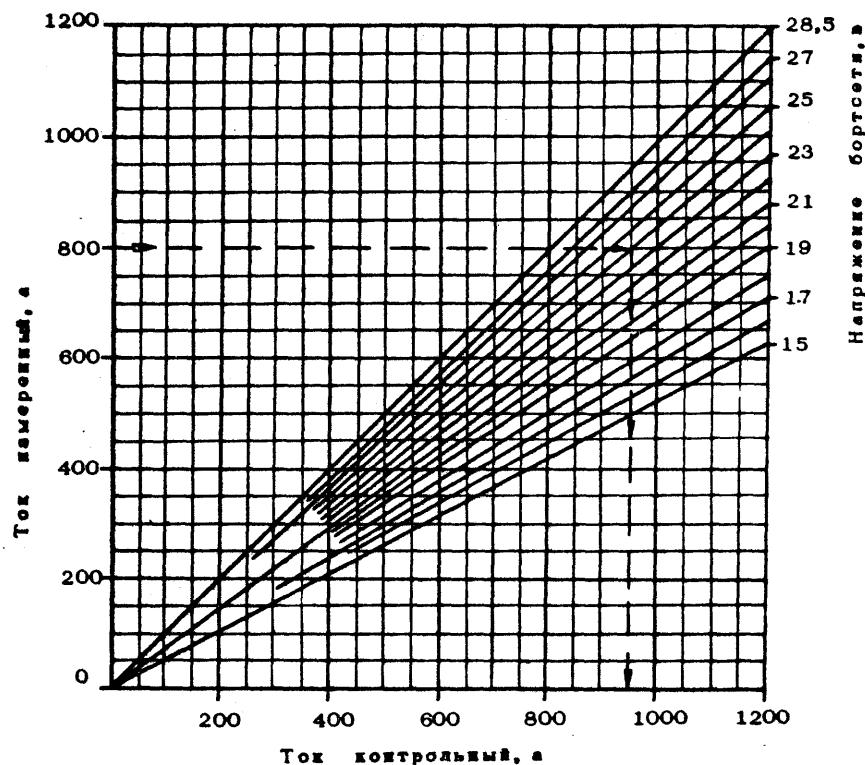


Рис. 6.6.1. График зависимости контрольного тока от тока, замеренного при различном напряжении на шинах генераторов.

В. Эксплуатация в полете

Рекомендации по эксплуатации ПОС в полете изложены в подразд. 4.14.





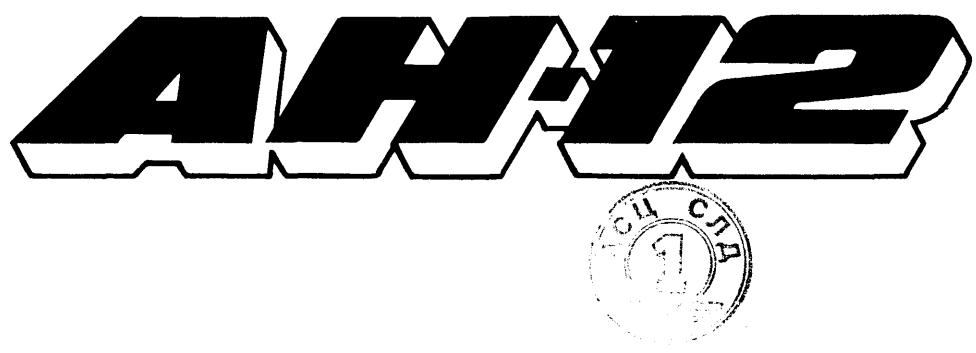
РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

ARJ2



6.7

**СИСТЕМА
КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ
ВОЗДУХА**





А. Общие сведения

Система кондиционирования воздуха (СКВ) предназначена для создания в гермокабине самолета необходимых условий жизнедеятельности экипажа и сопровождающих, обогрева и вентиляции грузовой кабины.

Воздух для наддува гермокабин отбирается от 10-й ступени компрессоров всех четырех двигателей через запорные заслонки, управляемые с пульта правого пилота. Подача воздуха в кабину осуществляется выключателем, который установлен на пульте правого пилота.

Для охлаждения отбираемого от компрессоров двигателей воздуха предусмотрены воздухо-воздушный радиатор (ВВР) и турбохолодильник. Регулирование температуры воздуха в гермо-кабине осуществляется переключателем на приборной доске правого пилота с положениями "ТЕПЛО", "ХОЛОД" и "АВТОМАТ".

Обогрев и вентиляция грузовой кабины осуществляются атмосферным воздухом с добавлением горячего воздуха от компрессоров двигателей. Регулирование обогрева грузовой кабины производится с помощью специального крана, управление которым осуществляется с центральной приборной доски пилотов.

Основные параметры атмосферы герметической кабины:

- барометрическая высота в кабине;
- перепад между давлениями в кабине и атмосфере;
- подача воздуха в кабину;
- температура подаваемого воздуха;
- температура в кабинах.

Эти параметры требуют систематического контроля со стороны экипажа в процессе выполнения полета.

Управление СКВ осуществляется с рабочего места правого пилота.

Б. Подготовка к полету

После запуска двигателей:

- убедиться, что все АЗС установлены в положение "ВКЛЮЧЕНО";
- закрыть кран подачи воздуха в гермокабину, установив переключатель "НАДДУВ ПЕРЕДН. ГЕРМОКАБИНЫ" на 20-25 с в положение "ЗАКРЫТО";
- убедиться, что выключатели "ОТБОР ВОЗДУХА ОТ ДВИГАТ. № 1, 2, 3, 4" установлены в положение "ЗАКРЫТО". При этом красные светосигнализаторы "ОТБОР ВОЗДУХА ЗАКРЫТ" на пульте правого пилота должны гореть;



- закрыть заслонку распределения воздуха, для чего переключатель "РЕГУЛЯТ. t° ВОЗДУХА КАБИНЫ" установить на 20-25 с в положение "ХОЛОД";
- выключатель "АВАР. СБРОС ДАВЛ." установить в положение "ВКЛ.>";
- выключатель "ТУРБОХОЛОД." установить в положение "ОТКЛ.".

В. Эксплуатация в полете

I. После взлета и перевода РУД на номинальный режим установить переключатели "ОТБОР ВОЗДУХА ОТ ДВИГАТ. № 1, 2, 3, 4" в положение "ОТКРЫТО". Светосигнализаторы "ОТБОР ВОЗДУХА ЗАКРЫТ" должны погаснуть. В положении "ОТКРЫТО" переключатели должны оставаться в течение всего полета, за исключением случаев отказа двигателя или пожара.

При необходимости можно регулировать температуру воздуха в кабине вручную установленной переключателя "РЕГУЛЯТ. t° ВОЗДУХА КАБИНЫ" в положение "ТЕПЛО" или "ХОЛОД", а при достижении заданной температуры - в положение "АВТОМАТ".

В полете периодически контролировать температуру и расход воздуха, которые не должны превышать 110°C и 9 ед. соответственно. При расходе воздуха более 6 ед по УРВК, а также при работе турбохолодильника в кабине возможно повышение шумов, которые можно снизить уменьшением расхода воздуха переключателем "НАДЛУВ НЕРЕДН. ГЕРМОКАБИНЫ".

2. При эксплуатации самолета в жаркое время года рекомендуется:

а) после включения отбора воздуха от двигателей установить "ТУРБОХОЛОД." в положение "ВКЛ.". Короткими импульсами с помощью переключателя "НАДЛУВ НЕРЕДН. ГЕРМОКАБИНЫ" установить по УРВК максимальный расход воздуха, но не более 6 ед.;

б) для охлаждения гермокабины включить вентиляцию кабины атмосферным воздухом, установив заслонку в положение "ВКЛЧЕНО" на рабочих местах членов экипажа. Вентиляция кабины атмосферным воздухом разрешается на высотах полета не более 2000 м;

в) довести температуру воздуха в кабине до 20°C по кабинному термометру;

г) для повышения температуры воздуха в кабине необходимо:

- отключить турбохолодильник, не допуская увеличения расхода воздуха более 9 ед. по УРВК;

- повысить температуру подаваемого воздуха до $40-70^{\circ}\text{C}$, установив переключатель регулятора температуры воздуха в кабине в положение "ТЕПЛО";

д) в процессе снижения уменьшить температуру и расход подаваемого воздуха до 4-5 ед. по УРВК, для чего:

- переключатель регулятора температуры воздуха в кабине установить в положение "ХОЛОД" на $25-30^{\circ}\text{C}$;



- включить турбохолодильник (при необходимости);
- на высоте полета ниже 2000 м включить вентиляцию атмосферным воздухом (при необходимости);
- на высоте круга отключить подачу воздуха в кабину самолета;
- после приземления самолета установить переключатели "ОТБОР ВОЗДУХА ОТ ДВИГАТ. № 1, 2, 3, 4" в положение "ЗАКРЫТО". Светосигнализаторы "ОТБОР ВОЗДУХА ЗАКРЫТ" должны гореть.

3. При эксплуатации самолета в холодное время года необходимо:

- перед взлетом убедиться, что заслонка вентиляции гермокабины находится в закрытом положении;
- после включения отбора воздуха от двигателей с помощью гереключателя "НАДЛУВ НЕРЕДН. ГЕРМОКАБИНЫ" короткими импульсами установить расход подаваемого воздуха в кабину 9 ед. по УРВК;
- установить переключатель регулятора температуры воздуха в кабине в положение "ТЕПЛО" и довести температуру подаваемого воздуха до 90-100°, контролируя ее по термометру. После достижения в кабинах температуры 20°С уменьшить температуру подаваемого воздуха до 70-80°С;
- при повышении температуры более 20°С в случае необходимости переключатель регулятора температуры воздуха в кабине установить на 10 с в положение "ХОЛОД".

4. На самолетах, оборудованных регулятором АРД-54, до высоты полета 2300^{+300}_{-200} м в кабине поддерживается давление, превышающее атмосферное не более чем на $0,035 \text{ кгс}/\text{см}^2$. После достижения высоты 7100^{+800}_{-700} м в кабине обеспечивается постоянное абсолютное давление $596 \pm 15 \text{ мм рт. ст.}$, что соответствует высоте 1800-2200 м. После высоты 7100^{+800}_{-700} м между кабиной и атмосферой поддерживается постоянный перепад давлений, равный $0,4 \pm 0,02 \text{ кгс}/\text{см}^2$.

На самолетах, оборудованных регулятором 469К, в кабине обеспечивается постоянное абсолютное давление $760 \pm 30 \text{ мм рт. ст.}$ до высоты 3950^{+250}_{-700} м, а на высотах более 3250-4200 м избыточное давление $0,41 \pm 0,02 \text{ кгс}/\text{см}^2$.

5. Контроль давления в гермокабине производится по УВД-15 на приборной доске правого пилота. Для предохранения гермокабины от переналдува на самолете предусмотрен предохранительный клапан 438Д, ограничивающий избыточное давление $0,44 \pm 0,01 \text{ кгс}/\text{см}^2$. При посадке самолета, оборудованного регуляторами 496К, на аэродромы, где атмосферное давление менее 760 мм рт.ст., для разгерметизации гермокабинны выключатель "АВАР. СБРОС ДАВЛЕН." установить в положение "ВКЛ".

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ В ПОЛЕТЕ УСТАНАВЛИВАТЬ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ "АВАР. СБРОС ДАВЛЕН." В ПОЛОЖЕНИЕ "ВКЛ.".



При необходимости быстро выравнять давление между кабиной и атмосферой после приземления самолета разрешается включить выключатель "АВАР. СБРОС ДАВЛЕН.". При выходе из герметической кабины в грузовую для выравнивания давления необходимо открыть лючок на двери гермошпангоута.

6. Вентиляция грузовой кабины производится атмосферным воздухом. Включение подачи вентилиционного воздуха производится с помощью рукоятки, расположенной в грузовой кабине по левому борту.

Обогрев грузовой кабины производится горячим воздухом (смешанным с атмосферным воздухом), подаваемым от двигателей. Управление обогревом осуществляется с помощью переключателя "ОБОГРЕВ ГРУЗОВОЙ КАБИНЫ", установленного на средней приборной доске. Температура подаваемого воздуха и температура в грузовой кабине контролируются по указателю 2ТУЭ-III. При включении обогрева грузовой кабины не допускается повышение температуры подаваемого воздуха более 100°С.

Г. Возможные неисправности и действия экипажа

Проявление неисправности	Действия экипажа
I. Избыточное давление в кабине превысило $0,44 \pm 0,01$ кгс/см ² . Проявились признаки разрушения герметической кабини.	Немедленно отключить наддув передней гермокабины, установив переключатель "НАДДУВ ПЕРЕДН. ГЕРМОКАБИНЫ" в положение "ЗАКРЫТО", и снизиться до высоты 4000 м. На высоте 4000 м: <ul style="list-style-type: none">- разгерметизировать кабину, установив выключатель "АВАРИЙНЫЙ СБРОС ДАВЛЕН." в положение "ВКЛ.>";- включить наддув передней гермокабины для обеспечения ее вентиляции на время полета на безопасной высоте.
2. Занижено кабинное давление после взлета в наборе высоты или в горизонтальном полете.	Проверить наличие подачи воздуха в кабину, закрытие двери, нижнего люка, лючка на двери и форточек. Осмотреть регулятор давления АРД-54 (469К) и предохранитель-



Проявление неисправности	Действия экипажа
	<p>ный клапан 438Д. Если отказал один из указанных агрегатов и невозможно устранить утечку воздуха, произвести посадку на аэродроме вылета.</p> <p>При падении кабинного давления во время горизонтального полета членам экипажа и сопровождающим лицам надеть кислородные маски и снизиться до высоты 4000 м. Подачу воздуха от двигателей не открывать.</p> <p>Перейти на ручное регулирование температуры, удерживая переключатель "РЕГУЛЯТ. t° ВОЗДУХА КАБИНЫ" в положении "ХОЛОД" в течение 60 с.</p>
3. Повышение температуры подаваемого в кабину экипажа воздуха выше 120°C .	



РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ





6.8

6.8

**НИСЛОРОДНОЕ
ОБОРУДОВАНИЕ**





А. Общие сведения

На самолете для членов экипажа установлены кислородные приборы КП-24М, а для лиц, находящихся в кабине сопровождения, – прибор КП-32.

Кислородный прибор КП-32 предназначен для кислородного питания лиц, находящихся в кабине сопровождения. С прибором КП-32 применяются маски открытого типа КМ-19 или КМ-15М, не требующие тщательной подгонки к лицу. Мaska подключается к присоску (индикатору) через штуцер резиновой трубы только во время пользования кислородом.

Для кислородного питания членов экипажа или лиц сопровождения в случае необходимости перемещения по самолету в кабине сопровождения установлены два переносных прибора КП-21 с баллонами КБ-3. Пользование кислородом от прибора КП-21 осуществляется после подключения кислородной маски к штуцеру на приборе.

Расчет запаса кислорода и времени пользования для полета на высоте 10000 м производится по формулам:

$$Q = 144 \cdot P,$$

где Q – общий запас кислорода в литрах;

P – давление в баллонах (150 кгс/см²);

$$T = \frac{0,8 \cdot Q}{q \cdot n + q_I \cdot n_I},$$

где T – время пользования кислородом;

q – расход кислорода одним членом экипажа (5 л/ч);

n – количество членов экипажа (5 чел.);

q_I – расход кислорода одним сопровождающим (3,5 л/ч);

n_I – количество сопровождающих (4 чел.).

В результате расчета получаем:

$$Q = 21600 \text{ л}; \quad T = 7,4 \text{ ч.}$$

Б. Подготовка к полету

Перед полетом открыть приборный вентиль кислородного прибора КП-24М. Манометр МК-12М (на щитке контрольных приборов) должен показать фактическое давление кислорода в бортовых баллонах в зависимости от температуры согласно таблице, имеющейся на борту. Гофрированный шланг маски соединить с дыхательным шлангом прибора КП-24М.

В. Эксплуатация в полете

После набора высоты 4000 м КВС и второй пилот должны держать свои кислородные маски готовыми к немедленному их применению. В профилактических целях все члены экипажа должны дышать кислородом по 5-10 мин в течение каждого часа полета.

В нормальном полете в загерметизированной кабине, а также при удовлетворительном состоянии организма кран подсоса воздуха на приборе КП-24М должен быть установлен в положение "СЛЕСЬ". В случае затруднения дыхания или при плохом самочувствии следует пользоваться аварийной подачей кислорода, для чего повернуть рукоятку крана "АВАРИЙНАЯ ПОДАЧА" в положение "ОТКРЫТО". При этом прибор начинает подавать кислород в маску непрерывным потоком и расход кислорода значительно увеличивается.

В случае внезапной разгерметизации кабины все члены экипажа и лица, находящиеся в кабине сопровождения, должны быстро надеть кислородные маски и перейти на режим питания кислородом.

В полете необходимо периодически контролировать работу прибора по индикатору "ИК" и давление кислорода по манометру МК-12М, т.е. его запас в бортовых баллонах. После пользования кислородом снять маску с лица, уложить ее на место и закрыть вентиль прибора КП-24М.



6.9

6.9

**АВАРИЙНО-
СПАСАТЕЛЬНОЕ
ОБОРУДОВАНИЕ**

AH-12





Состав и размещение аварийно-спасательного оборудования

Спасательный канат предназначен для спуска на землю членов экипажа при эвакуации из самолета через верхний аварийный люк кабины экипажа. Спасательный канат находится под аварийным люком в кабине экипажа с левой стороны и закреплен за ушко, установленное на окантовке аварийного люка.

Для использования спасательного каната необходимо:

- открыть верхний аварийный люк;
- открыть крышку футляра и вынуть канат;
- развернуть канат и выбросить наружу в аварийный люк.

Спасательный жилет АСЖ-63П предназначен для поддержания на плечу члена экипажа или сопровождающего после эвакуации из самолета, совершившего вынужденную посадку на воду.

Пять спасательных жилетов АСЖ-63П размещены на крючках двери (шпангоут № 9), шесть - на крючках гардероба (шпангоут № 13).

Для приведения жилета в рабочее положение необходимо дернуть пусковую головку газового баллончика и наполнить жилет газом, а в случае отказа баллончика надуть жилет ртом через трубы поддува.

Спасательный плот СП-12 предназначен для спасения членов экипажа и сопровождающих после вынужденной посадки на воду.

Плот размещен на полу в кабине сопровождающих.

Плот рассчитан на 12 человек, приводится в рабочее состояние (надувается) на воде. Сопровождающие и члены экипажа эвакуируются на плот непосредственно из самолета через дверь (аварийный люк) или из воды по ленточному трапу с помощью матерчатых поручней, укрепленных по бортам плота. Снаружи к борту плота прикреплена веревка, за которую сопровождающие и члены экипажа держатся на воде.

Аварийные топоры предназначены для расчистки проходов к аварийным люкам, для вскрытия перегородок между кабиной экипажа и грузовой кабиной, остановления и обшивки самолета. Вскрытие производится в случае появления дыма и огня при заклинивании аварийных люков и дверей.

Аварийные топоры размещены: один в кабине сопровождающих закреплен на перегородке туалета под буфетным столиком, два - в грузовой кабине (один - по правому борту на шпангоуте № 18, второй - по левому борту на шпангоуте № 20).

Предохранительный ремень предназначен для предупреждения выпадения людей из самолета при открытой двери фюзеляжа и отсутствии стремянки или трапа. Один предохранительный ремень крепится слева, второй - справа от проема двери фюзеляжа и могут быть быстро приведены в рабочее положение на стоянке.



Предохранительный ремень устанавливается на высоте 1100 мм от пола и представляет собой разъемное ограждение типа привязного ремня кресла с регулировкой по длине и быстро-разъемным замком.

Над каждым из аварийных люков и над дверью (кроме верхнего аварийного люка в кабине экипажа) установлены световые табло "ВЫХОД". Табло выключаются выключателем на пульте КВС при электропитании от бортсети или выключателем, установленным на табло при питании от аккумуляторов, размещенных около табло.

Сведения о применении аварийно-спасательного оборудования при вынужденной посадке приведены в подразд. 5.25 и 5.26.



6.10

**ШАССИ
И ГИДРОСИСТЕМА**

AН-12





6.10.1. Управление уборкой и выпуском шасси

A. Уборка шасси от правой (основной) гидросистемы

1. Расстопорить защелку и перевести ручку переключателя управления краном в положение "УБОРКА" (вверх в крайнее положение). При этом погаснет табло закрытого положения створок, загорится красный светосигнализатор "СТВОРКИ ОТКРЫТЫ" и погаснут светосигнализаторы выпущенного положения шасси.

2. После того как загорятся светосигнализаторы убранного положения шасси, погаснет светосигнализатор "СТВОРКИ ОТКРЫТЫ" и загорится табло закрытого положения створок, выдержать ручку переключателя в течение 5 с, перевести ее в нейтральное положение и законтрить. Время уборки шасси 14–17 с.

Б. Выпуск шасси от правой гидросистемы

1. Расстопорить защелку и перевести ручку переключателя управления краном в положение "ВЫПУСК" (вниз в крайнее положение). При этом погаснет табло закрытого положения створок, загорится красный светосигнализатор "СТВОРКИ ОТКРЫТЫ" и погаснут светосигнализаторы убранного положения шасси.

2. После того как загорятся светосигнализаторы выпущенного положения шасси, погаснет светосигнализатор "СТВОРКИ ОТКРЫТЫ" и загорится табло закрытого положения створок. Через 5 с перевести ручку управления в нейтральное положение и законтрить. Время выпуска шасси 14–16 с.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ВЫПУСКЕ (УБОРКЕ) ШАССИ С ЛЕВОГО (ПРАВОГО) ПУЛЬТА РУЧКА УПРАВЛЕНИЯ НА ПРАВОМ (ЛЕВОМ) ДОЛЖНА БЫТЬ УСТАНОВЛЕНА В НЕЙТРАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ.

В. Выпуск шасси от левой (аварийной) гидросистемы

1. Открыть крышку "АВАРИЙНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ШАССИ".
2. Расконтрить ручку крана "ВЫПУСК ШАССИ И ЗАКРЫТИЕ СТВОРОК".
3. Перевести ручки переключателя аварийного управления шасси в положение "СТВОРКИ ОТКРЫТЫ", при этом:
 - погаснет табло закрытого положения створок;
 - через 2–3 с откроются створки и загорится светосигнализатор открытого положения створок.
4. Выдержать открытое положение створок не менее 5 с, после чего ручку управления краном перевести в положение "ВЫПУСК ШАССИ", при этом:
 - погаснут красные светосигнализаторы;
 - через 12–14 с выпустится шасси;
 - загорятся зеленые светосигнализаторы выпущенного положения шасси.
5. Перевести ручку переключателя управления створками в нейтральное положение, а затем в положение "ЗАКРЫТИЕ СТВОРОК ШАССИ".



6. После того как погаснет светосигнализатор открытого положения створок и загорится табло закрытого положения створок, выдержать ручку крана в течение 5 с и перевести ее в нейтральное положение.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ВЫПУСКЕ ШАССИ ОТ ЛЕВОЙ СИСТЕМЫ РУЧКИ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЕЙ КРАНОВ ШАССИ ПРАВОЙ СИСТЕМЫ ДОЛЖНЫ НАХОДИТЬСЯ В НЕЙТРАЛЬНОМ ПОЛОЖЕНИИ.

Г. Выпуск шасси от правой гидросистемы в случае обесточивания самолета или отказа электрического привода крана шасси ГА142/1 и крана створок ГА140

На обесточенном самолете или в случае отказа электрического привода крана шасси и крана створок выпуск шасси возможен только в случае вариантов загрузки самолета, обеспечивающих подход к люку пола грузовой кабины между шпангоутами № 25-27.

В случае выхода из строя электрического привода крана шасси ГА142/1 необходимо:

- 1) открыть люк и опуститься в нишу, расположенную между шпангоутами № 25-27;
- 2) снять защитные колпачки с кнопки крана ГА142/1 "НА ВЫПУСК" и с крана ГА140 створок "НА ЗАКРЫТИЕ";
- 3) нажать кнопку крана шасси ГА142/1 "НА ВЫПУСК" и удерживать ее в таком положении;
- 4) убедившись, что створки открыты и шасси выпущено после 5 с задержки кнопки, нажать кнопку крана ГА140 створок "НА ЗАКРЫТИЕ";
- 5) после полного закрытия створок вначале отпустить кнопку крана шасси ГА142/1, а затем кнопку крана створок, после чего надеть на кнопки защитные колпачки.

ПРИМЕЧАНИЕ. Выпуск шасси и закрытие створок в случае обесточивания самолета или при отказе электрических приводов кранов осуществляется одним из членов экипажа по команде КВС. За выпуском шасси и закрытием створок наблюдает другой член экипажа.

Д. Уборка и выпуск шасси от правой гидросистемы при отказе выключателя блокировки включения и выключения крана створок ГА140

В случае отказа в работе выключателя блокировки включения и выключения крана створок убрать или выпустить шасси можно после отключения крана створок ГА140.

Для этого необходимо:

- 1) расконтрить выключатель "ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОМАТИКИ ЗАКРЫТИЯ СТВОРОК ШАССИ" (выключатель находится на пульте правого пилота);
- 2) перевести этот выключатель в положение "ВЫКЛЮЧЕНО";
- 3) перевести ручку переключателя управления краном шасси на уборку или выпуск;
- 4) после того как откроются створки, уберется или выпустится шасси, оставить ручку переключателя в заданном положении;
- 5) перевести выключатель створок в положение "ВКЛЮЧЕНО", при этом створки закроются;



- 6) после закрытия створок выдержать в течение 5 с ручку переключателя крана шасси и перевести в нейтральное положение;
- 7) законтрить ручку переключателя крана шасси и выключатель "ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОМАТИКИ ЗАКРЫТИЯ СТВОРОК ШАССИ".

Е. Открытие створок и выпуск шасси от левой гидросистемы при отказе электрического привода крана створок ГА163/16

При отказе электропривода кран створки можно открыть вручную нажатием на кнопку золотника крана ГА163/16, расположенного на полу у сиденья радиста.

Порядок открытия створок и выпуска шасси следующий:

- 1) открыть крышку "АВАРИЙНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ШАССИ" и расконтрить ручку крана "ВЫПУСК ШАССИ И ЗАКРЫТИЕ СТВОРОК";
- 2) открыть крышку "АВАРИЙНАЯ УБОРКА ШАССИ" и снять защитный колпачок с кнопки "ОТКРЫТИЕ СТВОРОК ШАССИ" (передняя кнопка);
- 3) нажать до упора на кнопку "ОТКРЫТИЕ СТВОРОК ШАССИ" и удерживать ее для выпуска шасси;
- 4) после того как загорится светосигнализатор открытого положения створок, выдержать 5 с и перевести ручку крана "ВЫПУСК ШАССИ И ЗАКРЫТИЕ СТВОРОК" в положение "ВЫПУСК ШАССИ";
- 5) после выпуска шасси и загорания светосигнализаторов отпустить кнопку "ОТКРЫТИЕ СТВОРОК ШАССИ";
- 6) перевести ручку крана шасси в нейтральное положение, выдержать ее 5 с и перевести в положение "ЗАКРЫТИЕ СТВОРОК ШАССИ";
- 7) выдержать в течение 5 с ручку крана в рабочем положении после загорания светосигнализаторов закрытого положения створок и перевести ее в нейтральное положение;
- 8) застопорить ручку крана, закрыть крышку "АВАРИЙНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ШАССИ", надеть защитный колпачок на кнопку и закрыть крышку "АВАРИЙНАЯ УБОРКА ШАССИ".

ПРИМЕЧАНИЕ. Управление краном ГА163/16 при отказе электрического привода осуществляется бортрадистом по команде второго пилота.

Ж. Выпуск шасси от системы ручного насоса

Пульт управления выпуском шасси от системы ручного насоса размещен сзади мостика КВС, ручной насос - на полу кабины пилотов под пультом управления.

Для выпуска шасси необходимо:

- 1) вынуть ручку насоса из держателей и установить ее в рабочее положение на ручном насосе;
- 2) установить флагок трехходового крана в положение "ИЗ ПРАВОГО ГИДРОБАКА";



- 3) установить флагок многоходового крана в положение "ОТКРЫТИЕ СТВОРОК ШАССИ";
- 4) произвести равномерное качание ручкой с расчетом 60 двойных ходов в минуту, при этом:
 - погаснет табло закрытого положения створок;
 - через 1-1,5 мин откроются створки;
 - загорится светосигнализатор открытого положения створок;
- 5) переставить флагок многоходового крана в положение "ВЫПУСК ОСНОВНОГО ШАССИ" и продолжать качать ручку, при этом:
 - в начальный период давление по манометру (на пульте управления) возрастет до 45-50 кгс/см², а после срыва основной опоры шасси с замков убранного положения упадет до 5-10 кгс/см²;
 - погаснут два красных светосигнализатора;
 - через 3-4 мин выпустится основная опора шасси;
 - загорятся зеленые светосигнализаторы выпущенного положения шасси;
- 6) переставить флагок многоходового крана в положение "ВЫПУСК ПЕРЕДНЕЙ НОГИ" и продолжать качать ручку, при этом:
 - давление в начальный период возрастет до 45-50 кгс/см², а потом упадет до 5-10 кгс/см²;
 - погаснет красный светосигнализатор передней опоры;
 - через 1-2 мин выпустится передняя опора;
 - загорится зеленый светосигнализатор выпущенного положения;
- 7) убедиться по светосигнализаторам, что все опоры шасси стоят на замках выпущенного положения;
- 8) переставить флагок многоходового крана в положение "ЗАКРЫТИЕ СТВОРОК ШАССИ" и продолжать качать ручку, при этом:
 - погаснет светосигнализатор открытого положения створок;
 - через 1-1,5 мин закроются створки;
 - загорится табло закрытого положения створок;
- 9) флагок многоходового и трехходового кранов поставить в нейтральное положение, а ручку насоса вынуть и закрепить на месте постоянного хранения.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ПРИ ВСЕХ ОПЕРАЦИЯХ ПО ВЫПУСКУ ШАССИ ФЛАГОК НА ВТОРОМ МНОГОХОДОВОМ КРАНЕ ДОЛЖЕН СТОЯТЬ В НЕЙТРАЛЬНОМ ПОЛОЖЕНИИ.

2. ВСЛЕДСТВИЕ ПЕРЕКАЧКИ ЖИДКОСТИ ИЗ ОДНОГО ГИДРОБАКА В ДРУГОЙ НЕОБХОДИМО В ПРОЦЕССЕ ВЫПУСКА СЛЕДИТЬ ЗА КОЛИЧЕСТВОМ ЖИДКОСТИ В ГИДРОБАКАХ, НЕ ДОПУСКАЯ ПОНИЖЕНИЯ ЕЕ КОЛИЧЕСТВА МЕНЕЕ 12-14 л. ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ ПРОИЗВОДИТЬ ЕЕ ПЕРЕКАЧКУ.



3. Подключение топлива в систему питания ручного насоса

В случае утечки жидкости из правой и левой гидросистем возможно произвести отдельные операции по управлению потребителями от системы ручного насоса, подключив в систему топливо. Переключатель подачи топлива в систему ручного насоса размещен на средней приборной доске кабины пилотов.

Для подачи топлива в систему необходимо:

- 1) расконтрить переключатель крана включения;
- 2) установить флагок трехходового крана на пульте системы ручного насоса в положение "ИЗ ЛЕВОГО ГИДРОБАКА";
- 3) перевести переключатель крана включения топлива вверх;
- 4) произвести необходимые операции в последовательности, описанной выше при открытии или закрытии створок, выпуске шасси и закрылков, зарядке гидроаккумулятора.

И. Выпуск шасси от механической системы

На самолетах, оборудованных системой механического аварийного выпуска основных опор шасси, при возникновении неисправности в системе выпуска шасси, когда основные опоры не снимаются с замков убранного положения или не становятся на замки выпущенного положения ни от основной, ни от аварийной гидросистем, выпустить их от аварийной механической системы на скорости полета 320–350 км/ч.

Порядок выпуска основных опор шасси от механической системы следующий:

- визуально определить, в каком положении неисправная опора и открыты ли створки основных опор шасси;
- краны управления шасси от основной и аварийной систем установить в положение "НА ВЫПУСК";
- снять обе опоры с замков убранного положения (открыть замки), для чего потянуть за ручки "ЗАМОК ШАССИ", расположенные в полу за шлангоутом № 30 (у правого борта – для правой опоры, у левого борта – для левой опоры). Усилие открытия замка достигает 100 кгс (эта операция выполняется в том случае, если от гидросистемы опоры с замков не сняты);
- поочередно с помощью тросов "МЕХАНИЧЕСКИЙ ВЫПУСК ГЛАВНЫХ НОГ ШАССИ", выведенных на шлангоут № 30, дожать опоры на замки выпущенного положения. Неисправная опора шасси может быть дожата на замок выпущенного положения вручную усилием 3–4 человек путем раскачивания опоры тросом (5–6 качаний лебедкой или с помощью кран-балки в зависимости от расположения грузов и имеющихся на борту средств подтягивания грузов). Усилие для установки опоры шасси на замок выпущенного положения не превышает 500 кгс;
- после проведения операций по дожатию обоих опор шасси убедиться по световой сигна-



лизации в установке опор шасси на замки выпущенного положения; с помощью ручного насоса закрыть створки основных опор шасси.

При неисправности световой сигнализации контроль установки опор на замки осуществляется визуально, через лючок, находящийся в полу грузовой кабины (слева от оси симметрии самолета перед шпангоутом № 30), или через боковые лючки в полу с помощью специального зеркала. В последнем случае положение замка правой опоры проверяется через левый лючок, а левой - через правый.

Если видна красная полоса, нанесенная на защелке замка, - замок выпущенного положения закрыт. Для визуального контроля в ночное время пользоваться подсветом.

Плафоны, освещающие детали замка, включаются переключателем, расположенным на левом борту над входной дверью в грузовую кабину.

На самолетах, оборудованных системой механического аварийного выпуска передней опоры шасси, при возникновении неисправностей в системе выпуска шасси, когда передняя опора не снимается с замка убранного положения или не ставится на замок выпущенного положения ни от основной, ни от аварийной гидросистем, переднюю опору выпустить от аварийной механической системы.

Выпуск передней опоры шасси от механической системы производить в следующем порядке:

- открыть крышку люка наземного кондиционера и визуально определить, в каком положении находятся передняя опора и ее створки; если створки закрыты, то открыть их с помощью ручного насоса;
- установить скорость полета 320-330 км/ч (в зависимости от полетного веса);
- снять переднюю опору с замка убранного положения с помощью рукоятки механического открытия, расположенной на кронштейне крепления замка; усилие открытия замка 20 кгс (эта операция выполняется в том случае, если передняя опора от гидросистемы не снята с замка);
- выпустить закрылки на 25° и установить скорость полета 270-290 км/ч (в зависимости от полетного веса).

Освободить из лирок трос механизма дожатия опоры, заложить в кольцо троса бортовой лом и дожать опору на замок выпущенного положения.

Усилий одного человека для выпуска передней опоры шасси и установки ее на замок выпущенного положения достаточно.



К. Уборка шасси от левой (аварийной) гидросистемы через
кран колыцевания и краны управления правой гидросистемы

1. Уборку шасси от левой гидросистемы производить на самолетах, доработанных по бюллетеню 700-ДМ и только при крайней необходимости. Для уборки шасси необходимо:

- a) открыть крышку "АВАРИЙНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ШАССИ" на пульте второго пилота;
- б) открыть крышку крана "АВАРИЙНАЯ УБОРКА ШАССИ" на полу у кресла радиста и снять защитный колпачок с кнопки "УБОРКА ШАССИ";
- в) расконтрить ручку управления краном выпуска шасси и закрытия створок шасси (сблокированный переключатель открытия створок шасси переводится в положение "СТВОРОК ОТКРЫТЫ"), при этом:
 - погаснет табло "СТВОРОК ЗАКРЫТЫ";
 - через 2-3 с створки открываются;
 - загорится светосигнализатор "СТВОРОК ОТКРЫТЫ";
- г) выдержать открытое положение створок не менее 5 с, нажать кнопку "УБОРКА ШАССИ", удерживая ее нажатой до конца цикла уборки шасси, при этом:
 - погаснут зеленые светосигнализаторы;
 - через 14-17 с уберется шасси;
 - загорятся красные светосигнализаторы;
- д) выдержать кнопку в нажатом положении после загорания красных светосигнализаторов в течение не менее 5 с и отпустить ее;
- е) законтрить ручку управления краном выпуска шасси и закрытия створок, при этом переключатель открытия створок шасси переводится в нейтральное положение;
- ж) нажать на головку ручки управления краном выпуска шасси и перевести ее в положение "ЗАКРЫТИЕ СТВОРОК", при этом:
 - погаснет светосигнализатор "СТВОРОК ОТКРЫТЫ";
 - через 2-3 с створки закроются;
 - загорится табло "СТВОРОК ЗАКРЫТЫ";
- з) выдержать ручку управления краном в положении "ЗАКРЫТИЕ СТВОРОК" не менее 5 с и перевести ее в нейтральное положение;
- и) закрыть крышку переключателя открытия створок шасси, надеть защитный колпачок на кнопку "УБОРКА ШАССИ" и закрыть крышку "АВАРИЙНАЯ УБОРКА ШАССИ".

2. Уборку шасси в полете при неработающих третьей и четвертой силовых установках также можно производить от левой (аварийной) гидросистемы через кран колыцевания и кран управления правой гидросистемы на самолетах, доработанных по бюллетеню 925-ДМ.

Для уборки шасси необходимо:

- а) открыть крышку "АВАРИЙНАЯ УБОРКА ШАССИ" и расконтрить маховичок крана колыцевания;



- 6) установить на пульте ручного насоса флагок трехходового крана в положение "ИЗ ПРАВОГО БАКА", а флагок многоходового крана - в положение "ЗАПОЛНЕНИЕ ЛЕВОГО БАКА";
- в) установить рукоятку ручного насоса в рабочее положение и переключать из правого бака в левый 9-10 л жидкости;
- г) полностью открыть кран колыцевания, вращая маховик против часовой стрелки;
- д) расстопорить защелку и перевести ручку переключателя управления краном шасси от правой гидросистемы в положение "УБРАНО";
- е) после того как погаснут зеленые светосигнализаторы выпущенного положения шасси и загорятся красные светосигнализаторы убранных положений и табло "СТВОРКИ ЗАКРЫТЫ", выдержать ручку переключателя в течение 5 с, затем перевести в нейтральное положение и застопорить защелкой;
- ж) полностью закрыть кран колыцевания.

Время уборки шасси с открытием и закрытием створок составляет 25-30 с.

- ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:
1. ОТКРЫВАТЬ И ЗАКРЫВАТЬ КРАН КОЛЫЦЕВАНИЯ В ПОЛЕТЕ РАЗРЕШАЕТСЯ БОРТРАДИСТУ ТОЛЬКО ПО КОМАНДЕ КВС.
 2. ПОСЛЕ ЗАКРЫТИЯ КРАНА ВЫРОВНИТЬ УРОВЕНЬ ЖИДКОСТИ В ГИДРОБАКАХ РУЧНЫМ НАСОСОМ.

6.10.2. Управление поворотом колес передней опоры шасси

Управление поворотом колес передней опоры шасси осуществляется штурвальчиком при рулении и педалями ножного управления при взлете и посадке. Разворот колес передней опоры осуществляется от правой гидравлической системы.

Предельные углы поворота колес при управлении штурвальчиком составляют $\pm 35^{\circ}$, при управлении педалями $\pm 6^{\circ}$.

Для включения системы в рулежное положение необходимо штурвальчик вытянуть на себя до отказа, при этом загорится желтый светосигнализатор готовности системы. Для включения системы во взлетно-посадочное положение необходимо включить тумблер, установленный рядом со штурвальчиком, при этом загорятся зеленые светосигнализаторы "ПОДГОТОВЛЕНО" и "ВКЛЮЧЕНО" (при обжатом положении передней опоры шасси).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПЕРЕД ВКЛЮЧЕНИЕМ СИСТЕМЫ ВО ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ ШТУРВАЛЬЧИК ДОЛЖЕН БЫТЬ УСПЛЕН В ГНЕЗДО ДО ОТКАЗА.

При переходе от взлетно-посадочного управления к рулежному штурвальчик необходимо вытянуть, взлетно-посадочное управление при этом отключается автоматически.

При отсутствии давления в правой системе управление поворотом колес передней опоры осуществляется от левой системы.



Для включения управления необходимо:

- 1) установить на щитке ручного насоса флагок трехходового крана в положение "ИЗ ПРАВОГО БАКА", а флагок многоходового крана - "ЗАПОЛНЕНИЕ ЛЕВОГО БАКА";
- 2) установить рукоятку ручного насоса в рабочее положение и перекачать из правого бака в левый 5-6 л жидкости;
- 3) открыть крышку "АВАРИЙНАЯ УБОРКА ШАССИ" и расконтрить кран кольцевания;
- 4) при заходе на посадку после выпуска закрылков на 15° полностью открыть кран кольцевания;
- 5) в процессе пробега и руления следить за уровнем жидкости в баках систем, при необходимости уравнивать его перекачкой ручным насосом.

6.10.3. Управление тормозами колес

Основное торможение колес осуществляется нажатием педалей ножного управления. Для получения наименьшей длины пробега самолета торможение колес с включенной системой автоматического растормаживания можно производить путем нажатия тормозных педалей до отказа и удерживания их в таком положении до полной остановки самолета. Контроль за работой основной тормозной системы производится по манометрам тормозов, установленным на центральной приборной доске, и по светосигнализаторам работы автоматов торможения. При исправной работе автоматов во время энергичного торможения колес оба светосигнализатора должны мигать.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПОЛЬЗОВАТЬСЯ ТОРМОЗАМИ КОЛЕС ПЕРЕД ПОСАДКОЙ.

2. В СЛУЧАЕ ВЫХОДА ИЗ СТРОЯ АВТОМАТОВ ТОРМОЗОВ (ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОЕ ГОРЕНИЕ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОРОВ) НЕОБХОДИМО НЕМЕДЛЕННО ОПУСТИТЬ ТОРМОЗНЫЕ ПЕДАЛИ, ВЫКЛЮЧИТЬ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ "АВТОМАТ ТОРМОЗОВ" И ТОЛЬКО ПОСЛЕ ЭТОГО ПРОДОЛЖАТЬ ТОРМОЗИТЬ, ШАВНО НАЖИМАЯ ПЕДАЛИ (ИМПУЛЬСАМИ).





Аварийное торможение осуществляется двумя ручками, расположенными в правой части левой приборной доски, и применяется в случае отказа или неисправности основной системы. Контроль за работой системы производится по манометрам тормозов.

ПРИМЕЧАНИЕ. При использовании аварийной системы торможения автоматы тормозов в работе не участвуют.

Стояночное торможение осуществляется от основной системы торможения.

Для установки самолета на стояночный тормоз необходимо:

- нажать равномерно педали тормозов КБС до отказа;
- вытянуть кнопку стояночного тормоза до установки ее на упор и отпустить педали тормозов (гидроаккумулятор тормозов должен быть заряжен).

Для снятия самолета со стояночного тормоза необходимо нажать педали тормозов до щелчка кнопки и отпустить их.

6.10.4. Управление закрылками

Уборка и выпуск закрылков производятся с помощью правой и левой гидросистем одновременно. Управление закрылками осуществляется как от КБС (перекидной выключатель), так и от второго пилота (выключатель нажимного действия).

Контроль за давлением осуществляется по показаниям манометров правой и левой гидросистем, а за положением закрылков – по указателю, размещенному на средней приборной доске.

Для предупреждения взлета с невыпущенными закрылками на самолете предусмотрена звуковая сигнализация и световая, которая включается при переводе РУД во взлетное положение при убранных закрылках.

Для выпуска закрылков необходимо:

- 1) расконтрить один из выключателей управления закрылками;
- 2) перевести или нажать выключатель в положение "ВЫПУСК", при этом:
 - стрелка указателя положения закрылков начнет отклоняться по часовой стрелке;
 - через 16-18 с закрылки выпустятся на 35° и автоматически отключат систему управления;
- 3) выключатель поставить нейтрально и законтрить.

Для уборки закрылков необходимо:

- 1) расконтрить один из выключателей управления закрылками;
- 2) перевести или нажать выключатель в положение "УБОРКА", при этом:
 - стрелка указателя положения закрылков начнет отклоняться против часовой стрелки;
 - через 16-18 с закрылки уберутся и автоматически выключат систему управления;
- 3) выключатель поставить нейтрально и законтрити.



При выпуске или уборке закрылков на промежуточные углы отклонения прекращение их движения осуществляется перестановкой выключателя в нейтральное положение.

При необходимости закрылки можно выпустить от системы ручного насоса.

Для этого необходимо:

- установить флагок трехходового крана в положение "ИЗ ЛЕВОГО БАКА";
- установить флагок многоходового крана в положение "ВЫПУСК ЗАКРЫЛКОВ";
- установить ручку насоса в рабочее положение;
- произвести равномерное качание ручкой насоса с расчетом 60 двойных ходов в минуту и наблюдать за отклонением стрелки указателя положения закрылков;
- при достижении необходимого угла отклонения закрылков качание прекратить, флагки трехходового и многоходового кранов установить в нейтральное положение, ручку насоса закрепить на постоянном месте хранения.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВЫПУСКАТЬ ЗАКРЫЛКИ С ПОМОЩЬЮ РУЧНОГО НАСОСА НА УГОЛ БОЛЕЕ 35° ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

6.10.5. Управление люками и створками

A. Управление нижним аварийным люком^{x)}

Краны управления нижним аварийным люком кабины экипажа находятся на пульте второго пилота (управление от правой гидросистемы) и на пульте КБС (управление от левой системы). Контроль за давлением осуществляется по манометру правой системы.

Для открытия люка необходимо:

- 1) разгерметизировать кабину;
- 2) нажать головку ручки управления краном и перевести ее в положение "ОТКРЫТО" (от себя) до крайнего положения, при этом:
 - загорится красный светосигнализатор;
 - верхние створки люка откроются и станут на замки;
 - через 3-4 с люк откроется;
- 3) оставить люк в открытом положении, при этом ручку крана в нейтральное положение не переводить.

Для закрытия люка необходимо:

- 1) нажать головку ручки управления краном и перевести ее в положение "ЗАКРЫТО" (на себя) через нейтральное положение до конца, при этом:
 - через 3-4 с люк закроется;
 - погаснет красный светосигнализатор открытого положения люка;
- 2) нажать головку ручки управления краном и перевести ее в нейтральное положение;
- 3) снять с замков верхние створки люка, закрыть и застопорить их.

^{x)} На самолетах, эксплуатирующихся в гражданской авиации, люк используется только на земле.



ПРИМЕЧАНИЯ: 1. Закрытие аварийного люка на земле производится постепенно, импульсами.

При этом необходимо следить, чтобы в проеме люка никого не было.

2. Правильность закрытия и установки люка на замки проверяется с помощью механической и электрической сигнализации.

3. При открытии или закрытии люка от гидросистем на земле ручка внутреннего открытия должна быть зафиксирована в положении "ЗАКРЫТО" и в таком положении находиться все время полета.

Открытие люка от системы ручного насоса производится следующим образом:

1) флагок трехходового крана поставить в положение "ИЗ ЛЕВОГО ГИДРОБАКА";

2) флагок многоходового крана поставить в положение "ЗАРЯДКА ГИДРОАККУМУЛЯТОРА ТОРМОЗОВ";

3) перевести ручку управления краном на пульте КВС в положение "ОТКРЫТО";

4) установить ручку насоса в рабочее положение и начать качать, при этом:

- открываются верхние створки и встанут на защелки открытого положения;

- откроется люк и загорится светосигнализатор открытого положения люка.

Для закрытия люка необходимо:

1) перевести ручку управления краном в положение "ЗАКРЫТО" и качать ручным насосом, при этом:

- погаснет светосигнализатор открытого положения люка;

- закроется люк;

2) снять с защелок верхние створки люка и закрыть их;

3) установить ручку управления краном в нейтральное положение и законтрить ее;

4) установить флагки трехходового и многоходового кранов в нейтральное положение и закрепить ручку насоса на постоянном месте хранения.

Б. Управление створками спецлюков^{*})

Пульты управления створками спецлюков находятся в кабине штурмана (на правом борту).

Контроль осуществляется по светосигнализаторам, при этом автоматы защиты сети в системе управления створками должны быть включены.

Для открытия створок от правой или левой гидросистемы необходимо:

1) открыть крышку пульта управления и сигнализации открытия и закрытия створок люков;

2) перевести соответствующий переключатель управления краном створок в положение "ОТКРЫТО" и удерживать его, при этом:

- погаснет красный светосигнализатор закрытого положения створок и через 1,5-2 с открываются створки люков;

- загорится зеленый светосигнализатор открытого положения створок;

3) выдержать переключатель в течение 2-3 с, после чего отпустить его.

6.10. Стр. I2

^{*}) На самолетах, эксплуатирующихся в гражданской авиации, люки не используются.



ПРИМЕЧАНИЕ. Держать створки люков в открытом положении следует только по мере необходимости.

Для закрытия створок необходимо:

1) перевести переключатель управления краном створок в положение "ЗАКРЫТО" и удерживать его, при этом:

- погаснет зеленый светосигнализатор открытого положения створок и через 1,5-2 с створки закроются;
- загорится красный светосигнализатор закрытого положения створок;
- 2) выдержать переключатель в течение 2-3 с, после чего отпустить его;
- 3) закрыть защитный колпачок и крышку пульта управления.

Открыть и закрыть створки люков можно и от системы ручного насоса.

Для открытия створок необходимо:

1) установить флагок трехходового крана в положение "ИЗ ЛЕВОГО ГИДРОБАКА";
 2) установить флагок многоходового крана в положение "В ЛЕВУЮ ГИДРОСИСТЕМУ";
 3) установить ручку насоса в рабочее положение;
 4) открыть крышку пульта аварийного управления створками люков;
 5) поднять защитный колпачок, перевести переключатель в положение "ОТКРЫТО" и удерживать его, одновременно производить качание насосом, при этом:

- погаснет красный светосигнализатор закрытого положения створок, через 1,5-2 мин откроются створки;

- загорятся зеленые светосигнализаторы открытого положения створок;
- 6) выдержать переключатель в течение 2-3 с, после чего отпустить его.

Для закрытия створок необходимо:

1) нажать переключатель в положение "ЗАКРЫТО" и удерживать его, одновременно производить качание насосом, при этом:

- погаснут зеленые светосигнализаторы открытого положения створок и через 2-3 с закроются створки;

- загорится красный светосигнализатор закрытого положения створок;
- 2) выдержать переключатель в течение 2-3 с, после чего отпустить его;
- 3) установить флагки трехходового и многоходового кранов в нейтральное положение;
- 4) снять ручку насоса и закрепить ее на месте постоянного хранения;
- 5) отпустить защитный колпачок и закрыть крышку пульта управления.

В. Управление створками грузового люка

Переключатели управления кранами створок грузового люка от правой и левой гидросистем и сигнализация находятся на левом пульте в кабине штурмана. В рабочем положении АЗС-5



управления створками грузового люка должен быть включен, при этом должен гореть светосигнализатор закрытого положения створок.

Для открытия створок от правой или левой гидросистемы необходимо:

- 1) расконтрить рычаг переключателя управления краном створок;
- 2) поставить переключатель в положение "ОТКРЫТО", при этом:
 - погаснет красный светосигнализатор закрытого положения люка;
 - через 12-14 с откроются створки от правой системы или через 15-17 с от левой системы;
 - загорится зеленый светосигнализатор открытого положения створок люка.

3) выдержать переключатель в течение 3-5 с, после чего перевести его в нейтральное положение.

Для закрытия створок от правой или левой гидросистемы необходимо:

- 1) поставить переключатель в положение "ЗАКРЫТО", при этом:
 - погаснет зеленый светосигнализатор открытого положения створок люка;
 - через 12-14 с закроются створки от правой системы или через 15-17 с от левой системы;
 - загорится красный светосигнализатор закрытого положения люка;
- 2) выдержать переключатель в течение 3-5 с, после чего перевести его в нейтральное положение;
- 3) законтрить рычаг переключателя управления краном створок.

ПРИМЕЧАНИЕ. Створки грузового люка можно открыть и закрыть с пульта, расположенного на штангоуте № 30. Порядок открытия и закрытия тот же. Контроль визуальный.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЕСЛИ ПРИ УСТАНОВКЕ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЯ В НЕЙТРАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ ОН БУДЕТ ОШИБОЧНО ПЕРЕВЕДЕН ИЗ ОДНОГО КРАЙНЕГО ПОЛОЖЕНИЯ В ДРУТОЕ И СТВОРКИ ПРИОТКРОЮТСЯ, НЕОБХОДИМО ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ ВЕРНУТЬ В НЕЙТРАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ, ВЫДЕРЖАТЬ 3-5 с, ПЕРЕВЕСТИ В ПОЛОЖЕНИЕ, СООТВЕТСТВУЮЩЕЕ ОПЕРАЦИИ, КОТОРАЯ ВЫПОЛНЯЛАСЬ, И ПОСЛЕ ЕЕ ЗАВЕРШЕНИЯ ПОСТАВИТЬ В НЕЙТРАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ.

При необходимости створки грузового люка можно открыть и закрыть от системы ручного насоса. Управление створками грузового люка осуществляется с отдельного пульта.

Для открытия створок необходимо:

- 1) установить флагок трехходового крана в положение "ИЗ ЛЕВОГО ГИДРОБАКА";
- 2) установить флагок трехходового крана в положение "ОТКРЫТИЕ ГРУЗОВОГО ЛЮКА";
- 3) установить ручку насоса в рабочее положение;
- 4) произвести равномерное качание насосом, при этом:
 - погаснет красный светосигнализатор закрытого положения створок;
 - через 3-4 мин откроются створки и загорится зеленый светосигнализатор открытого положения створок.



Для закрытия створок необходимо:

- 1) перевести флагок многоходового крана в положение "ЗАКРЫТИЕ ГРУЗОВОГО ДОКА";
- 2) произвести равномерное качание насосом, при этом:
 - погаснет зеленый светосигнализатор открытого положения створок;
 - через 3-4 мин закроются створки и загорится красный светосигнализатор закрытого положения створок;
- 3) прекратить работу ручным насосом, снять ручку и закрепить ее на постоянное место хранения;
- 4) поставить флагки трехходового и многоходового кранов в нейтральное положение.

6.10. Стр. 15/16

Окт 10/90



РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

АН-12



6.11

ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ

6.11

AН-12



6.11



A. Общие сведения

В электрооборудование входят источники электроэнергии постоянного и переменного токов, бортовая электросеть постоянного и переменного токов, пускорегулирующая и коммутационная аппаратура, аппаратура защиты сети постоянного и переменного токов от коротких замыканий и перенапряжений, электролебедки, электромеханизмы, электронасосы, вентиляторы, системы внутрикабинного освещения, световой и звуковой сигнализаций, внешней световой сигнализации, посадочного освещения, электрический обогрев винтов и их обтекателей передних стекол кабины пилотов и штурмана, носков стабилизатора и киля, ПВД, ППД, ДУА и статических приемников давления.

Электрооборудование обеспечивает:

- электрический запуск двигателей от бортовых и аэродромных источников электроэнергии;
- питание и управление всеми электрифицированными системами самолета, гидравлической, топливной и масляной, системами двигателей, ПОС, пожаротушения и высотного оборудования, системами выпуска и уборки массы, торможения колес, флагирования винтов двигателей, а также открытия и закрытия створок грузоподъемника;
- питание пилотажно-навигационного, радионавигационного, радиосвязного, радиотехнического и радиолокационного оборудования.

Питание потребителей электроэнергии осуществляется постоянным током 28,5 В, переменным однофазным током 115 В 400 Гц и трехфазным током 36 В 400 Гц.

В качестве источников электроэнергии постоянного тока на самолете используются восемь стартер-генераторов СТГ-12ТМ0-1000, попарно установленные на каждом двигателе, четыре аккумулятора А2САМ-28, установленные в правом обтекателе массы, а также генератор ГС-24А ВСУ, установленный в левом обтекателе массы.

В качестве источников переменного тока 115 В 400 Гц на самолете используются четыре генератора СГО-12, установленные по одному на каждый двигатель, и преобразователь ПО-750 (ПО-1500).

Для питания самолетных потребителей переменным трехфазным током 36 В 400 Гц на самолете установлены два преобразователя ПТ-1000Ц (ПТ-1500Ц) централизованной системы питания (один - рабочий, второй - резервный).

Для системы раздельного питания трех авиагоризонтов и БКК-18 наряду с централизованной системой питания (ПТ-1000Ц основной и резервный) установлены два преобразователя ПТ-200Ц: для питания резервного авиагоризонта и авиагоризонта КВС (авиагоризонт второго пилота получает питание от централизованной сети). При отказе любого из преобразователей ПТ-200Ц питание соответствующего авиагоризонта (резервного или КВС) автоматически переключается на централизованную сеть.



**Б. Эксплуатация электрооборудования****Эксплуатация электросистемы постоянного тока**

На самолете применена система двойного питания потребителей электроэнергии постоянного тока, для чего имеются главные распределительные шины левых и правых генераторов.

В нормальном полете шины левых и правых генераторов не должны быть связаны между собой (выключатель кольцевания левых и правых генераторов должен быть выключен).

При отказе всех левых генераторов распределительные устройства, подключенные к ним, переключаются автоматически на шину правых генераторов.

В случае отказа всех правых генераторов, автоматического переключения распределительных устройств, питавшихся от шин правых генераторов, на шину левых генераторов не произойдет, так как шина правых генераторов продолжает питаться от аккумуляторов. В этом случае для предупреждения разрядки аккумуляторов необходимо произвести кольцевание шин левых и правых генераторов (включить выключатель кольцевания шин правых и левых генераторов и строго следить за нагрузкой левых генераторов, чтобы не допускать их перегрузки). Длительный ток нагрузки на каждый генератор не должен превышать 400 А.

В полете необходимо периодически контролировать работу генераторов, которые должны быть всегда включены. Выключать генераторы разрешается только в случае ненормальной их работы.

ПРИМЕЧАНИЕ. При параллельной работе генераторов в случае малых нагрузок в бортсети возможны временные отключения отдельных генераторов от сети. При этом выключатели отключенных генераторов должны оставаться в положении "ВКЛЮЧЕНО", так как эти генераторы автоматически подключаются к сети в случае возрастания нагрузки.

Через 25–30 миц после взлета проверить распределение нагрузки между параллельно работающими генераторами постоянного тока, отдельно левыми (1, 3, 5, 7) и правыми (2, 4, 6, 8). При проверке включать обогрев оперения.

При нагрузке на каждый генератор, близкой к номинальной (400 А), разность показаний амперметров не должна превышать 40 А. Если разность в нагрузках превышает эту величину, необходимо произвести подрегулировку распределения нагрузок с помощью выносного сопротивления ВС-25В. При выравнивании нагрузок напряжение в бортсети не должно выходить за пределы 28,5 В.

ПРИМЕЧАНИЕ. При нагрузке на каждый генератор значительно меньше его номинальной мощности допускается большая разница токов, так как это не опасно для генераторов ввиду их недогруженности.



В случае аварийного питания только от аккумуляторов время полета в зависимости от нагрузки должно составлять (табл. 6.II.I):

Таблица 6.II.I

Нагрузка, А	150	175	250	275
Время, мин	15-20	12-17	9	8

ПРИМЕЧАНИЕ. Величина нагрузки зависит от количества потребителей аварийной шины.
Нагрузка 175 А и 275 А возможна на самолетах с ШДДМ и НВД-7Г.

Этого времени экипажу практически достаточно для того, чтобы после перевода питания потребителей на аварийную шину разобраться в сложившейся обстановке, принять решение о подключении к аварийной шине генераторов № 4 и 5.

В случае неисправности генераторов № 4 и 5 необходимо снизиться до высоты 3000 м, установить скорость полета 370-430 км/ч, произвести холодную прокрутку и запуск ВСУ от аккумуляторных батарей.

Использовать ВСУ в качестве аварийного источника электропитания разрешается до высоты не выше 4200 м в эксплуатационном диапазоне скоростей. Проверить напряжение генератора ГС-24А и включить его на аварийную шину.

- ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:
1. В СЛУЧАЕ ПОЖАРА ВКЛЮЧАТЬ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ "АВАРИЙНОЕ ПИТАНИЕ" РАЗРЕШАЕТСЯ НЕ РАНЕЕ ЧЕМ ЧЕРЕЗ 15 с ПОСЛЕ ПРИМЕНЕНИЯ СИСТЕМЫ ПОЖАРОТУШЕНИЯ И НЕ РАНЕЕ ЧЕМ ЧЕРЕЗ 12 с ПОСЛЕ НАЧАЛА ФЛОГИРОВАНИЯ ВИНТА.
 2. ПРИ ЭЛЕКТРОПИТАНИИ ОТ АВАРИЙНОЙ ЭЛЕКТРОСЕТИ ПОС СИСТЕМЫ ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ, А ТАКЖЕ ВИНТОВ И ОБТЕКАТЕЛЕЙ НЕ РАБОТАЮТ, ПОЭТОМУ ПЕРЕХОДИТЬ НА АВАРИЙНОЕ ЭЛЕКТРОПИТАНИЕ В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ СЛЕДУЕТ ТОЛЬКО В КРАЙНИХ СЛУЧАЯХ, КОГДА ЭТО ОБЕСПЕЧИТ БОЛЬШУЮ БЕЗОПАСНОСТЬ ЭКИПАЖУ И СОХРАННОСТЬ САМОЛЕТА.





Эксплуатация электросистемы переменного тока II5 В 400 Гц

Все потребители электроэнергии переменного тока разделены на четыре группы, каждую из которых питает свой генератор СГО-12:

а) в первую группу входит ПОС винтов и обтекателей двигателей № 1 и 4, которая нормально питается от генератора № 1; в случае выхода из строя этого генератора ПОС двигателей № 1 и 4 автоматически начинает питать генератор № 4;

б) во вторую группу входит ПОС винтов и обтекателей двигателей № 2 и 3, которая нормально питается от генератора № 2; в случае выхода из строя этого генератора ПОС двигателей № 2 и 3 начинает питать генератор № 3;

в) в третью группу входят второстепенные потребители переменного тока. Все эти потребителиются от шины № 2, расположенной в РК II5 В, которая нормально питается от генератора № 3. При выходе из строя этого генератора шину № 2 начинает питать генератор № 2;

г) в четвертую группу входят наиболее важные потребители переменного тока. Все эти потребители подключены к шине № 1 в РК II5 В, которая нормально питается от генератора № 4. При выходе из строя этого генератора шину № 1 начинает автоматически питать генератор № 1; в случае одновременного выхода из строя генераторов № 1 и 4 шину № 1 начинает автоматически питать генератор № 3.

Потребители шины № 2 в этом случае оказываются обесточенными. Шина № 1 (в РК II5 В) конструктивно разбита на две шины: собственно шину № 1 и аварийную шину переменного тока (II5 В 400 Гц). Обе шины в нормальных условиях объединены между собой и разделяются только в аварийных случаях (при выходе из строя всех генераторов СГО-12). В этом случае имеющийся преобразователь ПО-1500 (ПО-750А) подключается для питания аварийной шины. Кроме того, в определенных условиях (при проверке аппаратуры на землю, когда нет аэродромного источника переменного тока II5 В 400 Гц) схемой предусмотрена возможность подключения преобразователя ПО-1500 (ПО-750А) к шинам № 1 и 2, включая аварийную шину. При включении розетки аэродромного питания напряжение переменного тока поступает только на шины № 1 и 2, включая аварийную шину.

Для регулирования напряжения генератора на земле необходимо:

- в режиме малого газа двигателей включить генераторы СГО-12;
- перевести двигатели на режим не ниже 20° по УПРТ и при холостом ходе генераторов установить переключатель в положение "ПРОВЕРКА". С помощью выносного сопротивления ВС-33 установить напряжение сети II5 В.

Для включения каждого генератора в работу необходимо:

- замерить напряжение генератора без нагрузки: переключатель "ВКЛЮЧЕНО - ПРОВЕРКА" установить в положение "ПРОВЕРКА", подключить вольтметр на соответствующий генератор и убедиться, что напряжение генератора II5 В;



- переключатель "ВКЛЮЧЕНО - ПРОВЕРКА" поставить в положение "ВКЛЮЧЕНО". При этом красный светосигнализатор отказа генератора загорится на 0,5 с., а затем погаснет;
- после включения нагрузки убедиться по амперметру данного генератора, что в сеть поступает ток.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ПРИ ВСЕХ ЧАСТОТАХ ВРАЩЕНИЯ ГЕНЕРАТОРА СГО-12 И НАГРУЗКЕ НА НЕГО НЕ БОЛЕЕ 30 А (30% НОМИНАЛЬНОЙ МОЩНОСТИ) ДОПУСКАЕТСЯ НЕПРЕРЫВНАЯ РАБОТА ГЕНЕРАТОРА НА ЗЕМЛЮ НЕ БОЛЕЕ 30 МИН.

2. ПРИ ВКЛЮЧЕНИИ ПОС ВИНТОВ И ОБТЕКАТЕЛЕЙ ВРЕМЯ НЕПРЕРЫВНОЙ РАБОТЫ ГЕНЕРАТОРОВ СГО-12 НА ЗЕМЛЮ НЕ ДОЛЖНО ПРЕВЫШАТЬ 5 МИН.

Через 25-30 мин после взлета проверить напряжение генераторов СГО-12 по бортовому вольтметру, которое должно быть 115 В. При необходимости напряжение подрегулировать с помощью выносного сопротивления ВС-33.





РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

АН-12

1



6.12

**ПИЛОТАЖНО-
—НАВИГАЦИОННОЕ
ОБОРУДОВАНИЕ**

AH-12



6.12



6.12.1. Общие сведения

Установленное на самолете пилотажно-навигационное оборудование обеспечивает пилотирование самолета в простых и сложных метеоусловиях, определение местоположения и курса, вождение самолета по заданному курсу.

Все указатели приборов размещены на приборных досках левого и правого пилотов и штурмана.

Пилотажно-навигационная группа приборов состоит из:

- указателей скорости КУС-730/II00 (КУС-1200);
- высотомеров ВД-10 и УВИД-15Ф;
- указателя числа М МС-1;
- вариометров ВАР-ЗОМ;
- авиагоризонтов АГД-1;
- системы сравнения сигналов двух гиродатчиков или блока контроля крена БКК-18;
- сигнализации предельных кренов;
- указателей поворота ЭУП-53;
- указателя перегрузок АМ-10 (АДП-3);
- курсовой системы КС-6Г;
- магнитного компаса КИ-13;
- авиасекстанта СП-1М;
- астрокомпаса ДАК-ДБ-5В;
- навигационного индикатора НИ-50БМ-1 (АНУ-1);
- системы директорного управления "Привод-ВГ" или "Привод-АНГ";
- автопилота АП-28Д-1;
- автомата углов атаки и перегрузок АУАСП-6Р.

6.12.2. Система питания анероидно-мембранных приборов

Система полного и статического давлений состоит из приемников воздушных давлений (ПВД). На самолете могут быть установлены один ПД-1М и два ПВД-7Г (ПВД-7) или два ПД-1 и шесть приемников статических давлений.

Исправность встроенного электрообогрева ПВД проверяется включением переключателей "ПД-1М", "ПВД-7Г (ПВД-7) ЛЕВ" и "ПВД-7Г (ПВД-7) ПРАВ" на приборной доске второго пилота в положение "ВКЛЮЧЕНО". При исправном обогреве загораются светосигнализаторы "ПД-1М", "ПВД-7Г (ПВД-7) ЛЕВ" и "ПВД-7Г (ПВД-7) ПРАВ" на приборных досках пилотов. При неисправном обогреве светосигнализаторы работают в мигающем режиме.

При установке переключателей "РЕЗЕРВ СТАТИЧ ЛЕВ БОРТ" и "РЕЗЕРВ СТАТИЧ ПРАВ БОРТ" в положение "КОНТРОЛЬ" (или "ПРОВЕРКА" для ПВД-7) загораются светосигнальные табло проверки электрообогрева резервных приемников статического давления "ЛЕВ БОРТ" и "ПРАВ БОРТ" на приборной доске второго пилота.



В случае отказа барометрических приборов КВС необходимо установить, в какой системе питания приборов произошел отказ - в системе полного или статического давления.

При отказе в системе полного давления показания указателя скорости и указателя числа M будут искажены, а показания высотомера и вариометра будут соответствовать заданному режиму полета.

При отказе в системе статического давления в случаях снижения или набора высоты будут искажены показания всех барометрических приборов. Отказ системы статического давления может произойти по причине замерзания заборника или трубопровода статического давления, а также при нарушении герметичности системы. При замерзании заборника или трубопровода статического давления на снижении показания указателя скорости будут завышены по сравнению с фактической скоростью для данного режима полета, а при наборе высоты - занижены. Высотомер и вариометр не будет реагировать на изменение высоты. Их показания будут постоянными (вариометр - около нуля, а высотомер будет показывать высоту, на которой произошел отказ системы).

В горизонтальном полете отказ статической системы может быть не замечен, так как показания указателя скорости будут близки к фактической скорости, высота по высотомеру будет постоянной, а стрелка вариометра будет находиться на нуле. Определить, из-за какой системы произошел отказ приборов. Убедиться, что приборы второго пилота работают нормально. Переключить краном статического или динамического давления (в зависимости от того, какая система отказала) систему питания приборов КВС на систему питания приборов НП. При отказе в работе приборов и второго пилота (замерзание заборника статического давления или трубопровода) необходимо переключить питание приборов КВС на резервный заборник статического давления.

6.12.3. Астрокомпас ДАК-ДБ-5В

Астрокомпас может использоваться в диапазоне широт от 10 до 90°. Астрокомпас может работать в автономном режиме, а также в режиме астрокоррекции курсовой системы КС-6Г.

При работе астрокомпаса в автономном режиме истинный курс выдается на указатели УК-1 левого и правого пилотов (при установке переключателя указателя пилотов на левой панели приборной доски в положение "ДАК-ДБ-5В") и на стрелку "A" указателя УГА-1У штурмана.

При работе в режиме астрокоррекции курсовой системы КС-6Г значения истинного курса определяются гироагрегатом курсовой системы (выдаются на указатели УК-1 и КШМ правового и левого пилотов и указатель УШ-1 штурмана).

При видимости солнца и наличии облачности не более 5 баллов астрокомпас обеспечивает выполнение полетов по участкам ортодромии длиной до 1100 км. После пролета отрезок пути 1100 км необходимо стрелку путевого корректора установить в нулевое положение.



- ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:**
1. ПРИ ОТКЛЮЧЕННОМ ПИТАНИИ АСТРОКОМПАСА, А ТАКЖЕ ПРИ ВКЛЮЧЕННОМ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОРЕ "ПРОГРЕВ" ВРАЩАТЬ РУЧКИ УПРАВЛЕНИЯ АСТРОКОМПАСОМ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.
 2. В ДНЕВНЫХ ПОЛЕТАХ ПРИ ВИДИМОСТИ СОЛНЦА АСТРОКОМПАС ДОЛЖЕН БЫТЬ ВСЕГДА ВКЛЮЧЕН. ОТКЛЮЧЕНИЕ ЕГО ПРИВОДИТ К НЕСИММЕТРИЧНОЙ ВЫРАБОТКЕ ФОТОЭЛЕМЕНТОВ И ПОЯВЛЕНИЮ ЗНАЧИТЕЛЬНЫХ ОШИБОК В ИЗМЕРЕНИИ ИСТИННОГО КУРСА САМОЛЕТА.

6.12.4. Курсовая система КС-6Г

Курсовая система объединяет показания основных курсовых приборов - гирополукомпаса, магнитного компаса, астрокомпаса и радиокомпаса - на комбинированном указателе штурмана.

Учитывая, что курсовая система является основой навигационного оборудования самолета, штурман должен особое внимание обратить на тщательное выполнение девиационных работ по системе КС-6Г и предполетную проверку ее работоспособности по всем указателям, во всех режимах при работе системы от всех датчиков курса с использованием как основного, так и резервного гироагрегатов.

Курсовая система служит для определения и указания курса самолета, углов разворота самолета, выдачи магнитных или истинных пеленгов и курсовых углов радиостанций.

В зависимости от решаемых задач и условий полета в курсовой системе предусмотрены три режима работы:

- магнитной коррекции "МК";
- гирополукомпаса "ГПК";
- астрономической коррекции "АК".

Основным режимом работы курсовой системы является режим "ГПК".

Два гироагрегата (основной и запасной), входящие в комплект курсовой системы, служат для выдачи сигнала курса в режиме "ГПК", осреднения и стабилизации сигнала курса, снимаемого с индукционного или астрономического датчика курса, и для передачи его на указатели и к потребителям (автопилоту, навигационному индикатору и указателям КППМ).

Оба гироагрегата работают одновременно. Основной гироагрегат работает в режиме "ГПК", запасной - в режиме "МК". При переходе в режим "МК ОСН" - основной гироагрегат работает в режиме магнитной коррекции, а запасной - в режиме "ГПК".

Для сокращения времени коррекции гироагрегата в режимах "МК" и "АК" может быть применен режим быстрого согласования. При этом переключатель режимов работы на пульте управления устанавливается в положение "МК" или "АК" и нажимается кнопка согласования.

Быстрое согласование при выполнении длительных разворотов с креном меньше $5-8^{\circ}$ производить через 20-30 с после выполнения разворота, а снятие с указателя штурмана точно го значения нового курса выполнять через 1-2 мин с момента отпускания кнопки согласования.



При необходимости согласования курсовой системы при полете с включенным автопилотом необходимо:

- отключить автопилот;
- согласовать курсовую систему;
- включить автопилот в соответствии с рекомендациями подразд. 6.12.7.

Возможные неисправности и действия экипажа

Проявление неисправности	Действия экипажа
1. Отказ основного (запасного) гироагрегата. При изменении курса показания коррекционного механизма изменяются, а показания курсовых приборов, индицирующих гирокомпассный курс, не изменяются	Переключить потребители на запасной (основной) гироагрегат
2. Отказ коррекционного механизма КМ-4 или индукционного датчика ИД-2М. При изменении курса показания коррекционного механизма самолета не изменяются	Производить отсчет курса по указателям гирокомпассного курса
3. Отказ курсовой системы. Обнаруживается по следующим признакам: - стрелки указателей движутся рывками; - при изменении курса самолета показания указателей и коррекционного механизма КМ-4 не изменяются	Производить отсчет курса по КИ-13

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВО ИЗБЕЖАНИЕ ВЫХОДА ИЗ СТРОЯ ГИРОАГРЕГАТА ГА-III НЕОБХОДИМО:

а) НЕ ДОПУСКАТЬ СЛУЧАЕВ РАБОТЫ КУРСОВОЙ СИСТЕМЫ ПРИ ОТКЛЮЧЕННОЙ КОРРЕКЦИИ РАМ ГИРОАГРЕГАТА. Для этого переключатель "АРРЕТИРОВАНИЕ" на щитке штурмана необходимо устанавливать в положение "АГД-1" только после включения и арретирования гировертикалей АГД-1;

б) ВКЛЮЧАТЬ КУРСОВУЮ СИСТЕМУ ПОСЛЕ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЕЙ;
в) ОТКЛЮЧАТЬ КУРСОВУЮ СИСТЕМУ ТОЛЬКО ПОСЛЕ ЗАРУЛИВАНИЯ САМОЛЕТА НА СТОЯНКУ.



6.12.5. Автопилот АП-28Д-1

A. Общие сведения

Автопилот АП-28Д-1 предназначен для автоматической стабилизации и управления полетом на заданной траектории.

Б. Подготовка к полету

Для проверки автопилота необходимо:

- 1) убедиться, что выключатели "ПИТАНИЕ" и "ВЕРТИКАЛЬ" установлены в положение "ОТКЛЮЧЕНО", а переключатель "УПРАВЛЕНИЕ" установлен в положение "ЛЕТЧИК";
- 2) включить АЗС и выключатели, необходимые для работы автопилота, курсовой системы, системы индикации и контроля пространственного положения и гидросистемы;
- 3) расстопорить органы управления, при этом необходимо придерживать штурвал во избежание его резкого отклонения на себя, и проверить их свободный ход;
- 4) убедиться, что рукоятка управления автопилотом у штурмана установлена в нейтральное положение;
- 5) выключатель "ВЕРТИКАЛЬ" установить в положение "ВКЛЮЧЕНО". Перед включением выключателя "ПИТАНИЕ" согласовать курсовую систему. Спустя 2 мин включить выключатель "ПИТАНИЕ".

Через 10–100 с должен загореться светосигнализатор "ГОТОВ";

- 6) проверить правильность восстановления ЦГВ по крену и тангажу. При нажатой и отпущенном кнопке "ТАНГАЖ" стрелка указателя должна находиться около нулевого индекса;

7) поочередно резко отклонить органы управления на половину их хода. В этом случае светосигнализатор "ГОТОВ" должен погаснуть, а после прекращения движения органов управления – загореться. Установить органы управления в нейтральное положение; убедиться, что курсовая система согласована.

- 8) нажать кнопку включения АП-28Д-1, при этом светосигнализатор "ГОТОВ" должен погаснуть, светосигнализатор "ВКЛЮЧЕН" – загореться. Прикладывая усилия к органам управления, убедиться, что рулевые агрегаты включены (рулевые агрегаты препятствуют свободному ходу органов управления), убедиться в возможности их пересиливания, а также в возвращении рулей и элеронов в исходное положение после прекращения пересиливания;

9) отклонить поочередно рукоятку управления автопилотом на правый и левый крен, подъем и спуск. При этом в соответствующем направлении должны отклоняться органы управления. Оставить органы управления в отклоненном положении.

- 10) нажать кнопку "ПРИВЕДЕНИЕ К ГОРИЗОНТУ", при этом органы управления должны вернуться в нейтральное положение. После окончания приведения самолета к горизонту и загорания светосигнализатора "КВ" необходимо выполнить следующее: нажать кнопку включения



автопилота, рукояткой управления автопилотом отклонить штурвал на правый крен до упора, колонку - на пикирование, нажать кнопку "ВЫВОД ИЗ КРЕНА" и затем отпустить ее при прохождении штурвalom по крену 1/3 - 1/2 расстояния до нейтрального положения. Штурвал должен остановиться. Вновь нажать кнопку "ВЫВОД ИЗ КРЕНА" и держать ее нажатой до момента возвращения штурвала по крену в нейтральное положение. Штурвальная колонка по тангажу должна оставаться отклоненной. Отпустить кнопку "ВЫВОД ИЗ КРЕНА" и рукояткой управления автопилотом отклонить штурвал на правый или левый крен;

II) проверить автопилот от рукоятки управления автопилотом у штурмана, для чего:

- установить переключатель "УПРАВЛЕНИЕ" в положение "ШТУРМАН", при этом должен загореться желтый светосигнализатор "УПРАВЛЕНИЕ";
 - рукоятку управления автопилотом поочередно отклонить на правый и левый крен, при этом штурвал должен отклониться в соответствующем направлении. Оставить штурвал в отклоненном положении;
 - нажать кнопку "ПРИВЕДЕНИЕ К ГОРИЗОНТУ", при этом штурвал должен возвратиться в нейтральное положение; установить рукоятку управления автопилотом в нулевое положение;
- 12) после опробования управления автопилота с места штурмана необходимо:
- а) установить переключатель "УПРАВЛЕНИЕ" в положение "ЛЕТЧИК", при этом должен погаснуть зеленый светосигнализатор "УПРАВЛЕНИЕ";
 - б) нажать кнопку отключения автопилота, в этом случае загорится желтый светосигнализатор "ГОТОВ";
 - в) проверить свободный ход органов управления самолетом, отклоняя их от одного крайнего положения до другого, после чего поставить их в нейтральное положение;
 - г) отключить рулевые агрегаты, для чего отключить выключатель "ПИТАНИЕ" и "РУЛЕВЫЕ МАШИНЫ", при этом желтый светосигнализатор "ГОТОВ" должен погаснуть.

В. Эксплуатация в полете

I. Пользование автопилотом допускается на скоростях не менее 320 км/ч и высотах от 300 до 9000 м.

Автопилот позволяет пилотировать самолет без его перебалансировки триммерами при изменении скорости полета до 60 км/ч с включенным или отключенным корректором высоты, а также с открытым грузовым люком.



2. Для включения автопилота в полете при достижении заданной высоты полета, но не менее 300 м, включить выключатель "ПИТАНИЕ". Установить режим горизонтального полета, тщательно сбалансировать самолет триммерами, после чего:
- согласовать курсовую систему;
 - нажать кнопку "ВКЛЮЧЕНИЕ АП", при этом желтый светосигнализатор "ГОТОВ" должен погаснуть, а зеленый светосигнализатор "ВКЛЮЧЕН" – загореться. Также загорятся светосигнализаторы "ТРИМЕР ОТКЛЮЧЕН ЭЛЕРОНЫ" и "ТРИМЕР ОТКЛЮЧЕН РН", если имеется блокировка триммеров;
 - для точного выдерживания высоты нажать кнопку "КВ", при этом должен загореться зеленый светосигнализатор "КВ". В момент включения корректора высоты вертикальная скорость самолета не должна превышать 1,5 м/с. При отклонении рукоятки управления автопилотом на подъем или спуск корректор высоты автоматически отключается, при этом светосигнализатор "КВ" должен погаснуть;
 - для повторного включения корректора высоты вывести самолет в горизонтальный полет, установить рукоятку управления автопилотом в нейтральное положение и нажать кнопку "КВ".

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ПРИ ОТКЛЮЧЕНИИ АВТОПИЛОТА ВОЗМОЖЕН РЫВОК РУЛЯ ВЫСОТЫ ИЗ-ЗА ИЗМЕНЕНИЯ ВО ВРЕМЯ ПОЛЕТА БАЛАНСИРОВКИ САМОЛЕТА. ВО ИЗБЕЖАНИЕ ЭТОГО ПРИ ДЛИТЕЛЬНОМ ПОЛЕТЕ РЕКОМЕНДУЕТСЯ ПЕРИОДИЧЕСКИ ОТКЛЮЧАТЬ АВТОПИЛОТ И ПЕРЕБАЛАНСИРОВЫВАТЬ САМОЛЕТ.

2. В СЛУЧАЕ РЕЗКОГО ИЗМЕНЕНИЯ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА, А ТАКЖЕ ПОСЛЕ РАЗГОНА ИЛИ ТОРМОЖЕНИЯ ПРИ ОТКЛЮЧЕНИИ АВТОПИЛОТА СЛЕДУЕТ БЫТЬ ГОТОВЫМ К ПАРИРОВАНИЮ РЫВКА ПО РУЛЮ ВЫСОТЫ.
3. ПРИ ОТКЛОНЕНИИ РУКОЯТКИ УПРАВЛЕНИЯ АВТОПИЛОТА ПО ТАНГАЛУ ПОСЛЕ ВЫПОЛНЕНИЯ РАЗГОНА ИЛИ ТОРМОЖЕНИЯ, ПРОИЗВЕДЕНИЯ ПРИ ВКЛЮЧЕННОМ АВТОПИЛОТЕ И КОРРЕКТОРЕ ВЫСОТЫ, ВОЗМОЖЕН РЫВОК ПО РУЛЮ ВЫСОТЫ.
4. ВО ИЗБЕЖАНИЕ РЕЗКИХ РЫВКОВ САМОЛЕТА ЗАПРЕЩАЕТСЯ ИЗМЕНЯТЬ РЕЖИМ КУРСОВОЙ СИСТЕМЫ ИЛИ СОГЛАСОВЫВАТЬ ЕЕ ПРИ ВКЛЮЧЕННОМ АВТОПИЛОТЕ.

Пилотирование самолета от рукоятки управления автопилотом

I. КВС для выполнения разворотов необходимо:

- отклонить рукоятку управления автопилотом на правый или левый крен; при достижении самолетом необходимого крена рукоятку возвратить в нейтральное положение. Самолет с заданным креном будет совершать координированный разворот;



б) для прекращения разворота необходимо отклонить рукоятку управления автопилотом в противоположную сторону. После вывода самолета из крена для точного установления горизонтального полета необходимо нажать кнопку "ВЫВОД ИЗ КРЕНА".

2. КВС для выполнения набора высоты или снижения необходимо:

а) отклонить рукоятку управления автопилотом на подъем или спуск. При достижении самолетом необходимого угла кабрирования или пикирования плавно отпустить рукоятку до нейтрального положения. Полет самолета будет происходить с установленнымся углом тангажа;

б) для вывода самолета в горизонтальный полет рукоятку управления автопилотом отклонить в противоположную сторону.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПЕРЕД ВЫПОЛНЕНИЕМ ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОГО НАБОРА ВЫСОТЫ ИЛИ СНИЖЕНИЯ, СВЯЗАННОГО СО ЗНАЧИТЕЛЬНЫМ ИЗМЕНЕНИЕМ РЕЖИМА РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ, НЕОБХОДИМО ОТКЛЮЧИТЬ АВТОПИЛОТ, НАЖАВ КНОПКУ "ВЫКЛЮЧЕНИЕ АП", УСТАНОВИТЬ РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ, ПЕРЕВЕСТИ САМОЛЕТ В НАБОР ВЫСОТЫ ИЛИ СНИЖЕНИЯ, СБАЛАНСИРОВАТЬ САМОЛЕТ ТРИММЕРАМИ И ВКЛЮЧИТЬ АВТОПИЛОТ, НАЖАВ КНОПКУ "ВКЛЮЧЕНИЕ АП" ПОСЛЕ ЗАГОРАНИЯ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОРА "ГОТОВ".

Пилотирование самолета штурманом от рукоятки управления автопилотом

Штурману убедиться, что рукоятка управления автопилотом установлена в нейтральное положение. КВС установить переключатель управления в положение "ШТУРМАН", при этом должен загореться желтый светосигнализатор "УПРАВЛЕНИЕ". После этого штурману необходимо:

а) для выполнения разворота плавно отклонить рукоятку управления автопилотом на правый или левый разворот; при достижении самолетом необходимого угла крена прекратить дальнейшее отклонение рукоятки управления и оставить ее в этом положении; самолет с установленнымся креном будет совершать координированный разворот;

б) для прекращения разворота необходимо рукоятку управления автопилотом установить в нейтральное положение. КВС установить переключатель "УПРАВЛЕНИЕ" в положение "ЛЕТЧИК", при этом светосигнализатор "УПРАВЛЕНИЕ" должен погаснуть.

Вывод самолета в горизонтальный прямолинейный полет

I. Для вывода самолета в горизонтальный полет КВС или штурману нажать кнопку "ПРИВЕДЕНИЕ К ГОРИЗОНТУ" - самолет автоматически по крену и тангажу будет выведен в положение, соответствующее горизонтальному полету. По окончании процесса выво-



да самолета в горизонтальный полет автоматически включается корректор высоты и загорается светосигнализатор "КВ". После нажатия кнопки "ПРИВЕДЕНИЕ К ГОРИЗОНТУ" управление самолетом от рукояток автопилота КВС и штурмана невозможно.

2. КВС после приведения самолета к горизонту для перехода на нормальное управление достаточно нажать кнопку включения автопилота. Во избежание рывка колонки управления по тангажу от включения высотного корректора рекомендуется перед нажатием кнопки включения автопилота сбалансировать самолет триммерами, а затем включить автопилот.

Отключение автопилота можно произвести:

- а) нажатием на кнопку "ОТКЛЮЧЕНИЕ АП";
- б) установкой выключателя "ПИТАНИЕ", расположенного на пульте управления автопилотом, в положение "ВЫКЛЮЧЕНО".

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВО ВСЕХ СЛУЧАЯХ ПРИ ОТКЛЮЧЕНИИ АВТОПИЛОТА КВС И ВП ДОЛЖНЫ БЫТЬ ГОТОВЫ К ПАРИРОВАНИЮ УСИЛИЙ НА ШТУРВАЛЕ И ПЕДАЛЯХ, ДЛЯ ЧЕГО НЕОБХОДИМО ЗАФИКСИРОВАТЬ ИХ В ИСХОДНОМ ПОЛОЖЕНИИ. ДЛЯ СВОЕВРЕМЕННОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ САМОПРОИЗВОЛЬНОГО ОТКЛЮЧЕНИЯ АВТОПИЛОТА КВС ИЛИ ВП НЕОБХОДИМО ПОСТОЯННО КОНТРОЛИРОВАТЬ ЕГО РАБОТУ.

Особые случаи управления самолетом с помощью автопилота.

1. В связи с отсутствием автоматического устройства, отключающего автопилот при появлении в нем неисправностей, приводящих к резкому изменению угла тангажа или крена самолета, пилотам необходимо:

- а) постоянно следить за его работой;
- б) при появлении неисправностей автопилот отключить или пересилить рулевые агрегаты. Дальнейшее пилотирование самолета производить без автопилота.

2. В случае отказа одного из двигателей при полете с включенным автопилотом первоначально автопилот удерживает самолет от резкого крена и ухода с курса. Однако для дальнейшего продолжения полета необходимо автопилот отключить и дальнейшее пилотирование самолета производить без автопилота.

ПРИМЕЧАНИЕ. Проверка и отладка автопилота в контрольных полетах производятся согласно инструкции по эксплуатации автопилота АП-28Д-1.



6.12.6. Автомат углов атаки и перегрузок АУАСП-6Р

Автомат углов атаки и перегрузок АУАСП-6Р (АУАСП) предназначен для измерения и индикации текущих и предельных углов атаки и вертикальных перегрузок самолета, а также для включения световой сигнализации, предупреждающей о подходе самолета к сваливанию или допустимой вертикальной перегрузке.

Индикация текущих углов атаки и вертикальных перегрузок осуществляется указателем УАП-6Р, установленным на левой панели приборной доски пилотов. Подход самолета к сваливанию или допустимой вертикальной перегрузке сигнализируется миганием светосигнализаторов "КРИТ. РЕЖИМ", установленных на левой и правой панелях приборной доски пилотов, и светосигнализатора на УАП-6Р. В маршрутном полете АУАСП производит определение величины допустимого угла атаки самолета в зависимости от числа М. На взлете и посадке сектор допустимых углов атаки УАП-6Р автоматически устанавливается на значение $11,4^{\circ}$. Включение посадочного режима АУАСП производится автоматически при выпуске закрылков на угол больше 23° .

Электропитание АУАСП осуществляется постоянным током напряжением 27 В и переменным током напряжением 115 В 400 Гц. Защита цепей питания обеспечивается:

- автоматом защиты "АУАСП", установленным на щите АЗР в кабине пилотов (по цепи постоянного тока);
- предохранителем "АУАСП", установленным в РК 115 В (по цепи переменного тока);
- предохранителем "ОБОГРЕВ ДУА", установленным в РК радиостата (по цепи обогрева флагера датчика ДУА-9Р).

Электропитание АУАСП включается автоматически от концевого выключателя при отрыве самолета, а после уборки закрылков АУАСП переключается на полетный режим.

Электрообогрев флагера ДУА-9Р включается выключателем "ОБОГРЕВ ДУА" на левом пульте пилотов. Контроль работоспособности АУАСП производится с помощью кнопок "АУАСП. КОНТРОЛЬ" и "АУАСП. СБРОС", установленных на левом пульте пилотов.

После запуска двигателей проверить работоспособность АУАСП, для чего:

- I. Нажать кнопку "АУАСП. КОНТРОЛЬ". При нажатой кнопке убедиться в том, что:
 - включилась световая сигнализация подхода самолета к сваливанию или допустимой вертикальной перегрузке (мигают светосигнализаторы "КРИТ. РЕЖИМ" и светосигнализатор на УАП-6Р);



- сектор допустимых углов атаки УАП-6Р отработал значение $II,4 \pm 0,5^\circ$;
- стрелка текущих углов атаки совместилась с нижней кромкой сектора допустимых углов;
- стрелка вертикальных перегрузок отработала значение $2 \pm 0,2$ (совместилась с кромкой сектора шкалы η_y).

2. Нажать кнопку "АУАСП. СБРОС". При нажатой кнопке сектор допустимых углов атаки должен возвратиться в исходное положение, стрелка текущих углов - отработать значение соответствующее положению флагера ДУА-9Р, стрелка перегрузок - отработать значение $I \pm 0,2$.

На исполнительном старте включить выключатель "ОБОГРЕВ ДУА".

ВНИМАНИЕ! ОБОГРЕВ ДУА НА ЗЕМЛЕ РАЗРЕШАЕТСЯ ВКЛЮЧАТЬ НЕ БОЛЕЕ ЧЕМ НА 2 МИН.

После посадки отключить выключатель "ОБОГРЕВ ДУА".

6.12.7. Навигационный индикатор НИ-50БМ-1

Навигационный индикатор предназначен для непрерывного определения места самолета методом счисления пройденного пути. С этой целью в НИ-50БМ-1 автоматически вводятся курс самолета (от курсовой системы КС-6Г) и истинная воздушная скорость (от датчика ДВС).

Истинная воздушная скорость (пропорциональная разности между полным и статическим давлением) преобразуется в датчике воздушной скорости в электрические сигналы, поступающие в автомат курса, где с помощью потенциометра происходит разложение электрического сигнала, пропорционального истинной скорости, по двум осям прямоугольных координат. Кроме того, на задатчике ветра параметры ветра, устанавливаемые вручную, преобразуются в электрические сигналы, пропорциональные составляющим вектора скорости ветра.

Суммирование и интегрирование по времени полета указанных выше электрических сигналов (составляющие векторы) истинной воздушной скорости и скорости ветра производится в счетчике координат двумя интегрирующими устройствами и электродвигателями, которые преобразуют электрические суммарные сигналы в механическое движение двух стрелок (север и восток), показывающих пройденный самолетом путь относительно двух осей системы прямоугольных координат.



РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

АН-12



6.12.8. Система индикации и контроля пространственного положения самолета

A. Общие сведения

Система индикации и контроля пространственного положения на самолетах Ан-12 выполнена в двух вариантах в зависимости от типа установленного указателя авиаоризонта.

I вариант. Система включает:

- три указателя авиаоризонта АГД-1 - приборы ИД2 или 6У2.5И.000 (основной и дополнительный указатели авиаоризонта КВС и указатель авиаоризонта второго пилота);
- два электрических указателя поворота ЭУП-53 (КВС и второго пилота).

II вариант. Система включает:

- два указателя авиаоризонта из системы траекторного управления "Привод АНГ" - приборы КШП или КШП-75 (основные указатели авиаоризонта КВС и второго пилота);
- указатель авиаоризонта АГД-1 (дополнительный указатель КВС);
- два электрических указателя поворота ЭУП-53 (КВС и второго пилота).

Отличия вариантов системы:

- схема подключения указателей к гиродатчикам;
- наличие или отсутствие сигнализации предельных кренов и системы контроля авиаоризонтов;
- различные типы системы контроля авиаоризонтов;
- схема электропитания системы.

Функциональные схемы системы индикации и контроля пространственного положения показаны на рис. 6.12.1. - 6.12.5. Сводные данные об особенностях системы (схемные решения) приведены в табл. 6.12.1.

Авиагоризонты

Авиагоризонты предназначены для обеспечения пилотов информацией о пространственном положении самолета по углам крена и тангажа относительно плоскости истинного горизонта. Авиагоризонты состоят из гиродатчиков, установленных вблизи центра тяжести самолета, и указателей, расположенных на приборных досках пилотов.

На самолетах с двумя гиродатчиками (см. рис. 6.12.1) указатели резервного авиаоризонта и авиаоризонта второго пилота работают от одного гиродатчика.

На самолетах с тремя гиродатчиками (см. рис. 6.12.2 - 6.12.5) каждый из трех указателей авиаоризонтов работает автономно со своим гиродатчиком.

На самолетах без БКК-1В (см. рис. 6.12.1, 6.12.2 и 6.12.4) питание авиаоризонтов КВС и второго пилота осуществляется одновременно от шины 36 В 400 Гц, подключенной к основному ИТ-1000Ц (ИТ-1500Ц), и в случае его отказа происходит автоматическое переключение на резервный ИТ-1000Ц (ИТ-1500Ц).

При отказе автоматики переключение происходит вручную, для чего на щитке радиостанции переключатель "РУЧНОЕ ПЕРЕКЛ. ИТ-1000Ц (ИТ-1500Ц)" необходимо установить в положение "РЕЗЕРВН.", после чего на электрощитке радиостанции должен загореться светосигнализатор "ИТ-1000Ц (ИТ-1500Ц) РЕЗЕРВН."

На самолетах с тремя гиродатчиками без БКК-1В (см. рис. 6.12.2, 6.12.4) питание резервного авиаоризонта осуществляется от ИТ-200Ц, при отказе которого происходит автоматическое переключение на шину 36 В 400 Гц.



На самолетах с двумя гиродатчиками (см. рис. 6.12.1) при отключении напряжения на шине 36 В 400 Гц автоматически включается преобразователь ПТ-200Ц и обеспечивает питание авиаагоризонта КВС.

На самолетах с БКК-18 (см. рис. 6.12.3, 6.12.5) питание авиаагоризонтов происходит от раздельных источников:

- авиаагоризонт КВС - от ПТ-200Ц № 1 "АГ ЛЕВ";
- авиаагоризонт второго пилота - от шины 36 В 400 Гц, подключенной к основному ПТ-1500Ц, а в случае его отказа - к резервному ПТ-1500Ц;
- резервный авиаагоризонт - от ПТ-200Ц № 2 "АГ РЕЗ".

При отказе любого из ПТ-200Ц питание соответствующего авиаагоризонта автоматически переключается на шину 36 В 400 Гц.

Система сравнения сигналов двух гиродатчиков

Система сравнения сигналов двух гиродатчиков с помощью блока сравнения осуществляет сравнение сигналов по каналам крена и тангажа с указателями резервного авиаагоризонта с сигналами гиродатчика авиаагоризонта КВС и выдает сигнал отказа в случае, если разность контролируемых сигналов превышает $7 \pm 2^\circ$, на светосигнализаторы "ОТКАЗ АГД-1 КРЕН" или "ОТКАЗ АГД-1 ТАНГАЖ", расположенные на приборных досках КВС и второго пилота.

Система сравнения сигнализирует об отказе авиаагоризонта без определения отказавшего, поэтому при рассогласовании контролируемых сигналов светосигнализаторы "ОТКАЗ АГД-1 КРЕН" или "ОТКАЗ АГД-1 ТАНГАЖ" горят как у КВС, так и у второго пилота.

ПРИМЕЧАНИЕ. При отказе авиаагоризонта и загорании светосигнализаторов "ОТКАЗ АГД-1 КРЕН" или "ОТКАЗ АГД-1 ТАНГАЖ" система сравнения в дальнейшем не контролирует авиаагоризонты и оба светосигнализатора продолжают гореть в течение всего полета.

Блок контроля кренов (БКК-18) с сигнализатором нарушения питания СНЦ-1

Блок контроля кренов предназначен для непрерывного сравнения показаний трех авиаагоризонтов по крену с выдачей сигнализации об отказе.

Логическая схема сравнения блока БКК-18 состоит из двух работающих одновременно подканалов. Отказ любого из них не приводит к потере работоспособности БКК-18 в целом.

При рассогласовании по крену между отказавшим и двумя исправными авиаагоризонтами на $7 \pm 2^\circ$ БКК-18 выдает сигналы:

- при отказе авиаагоризонта КВС (второго пилота) на флагок "АГ" и кнопку-лампу "АРРЕТИР" указателей КПП-75 КВС (второго пилота);



- при отказе резервного авиагоризонта на светосигнализатор отсутствия питания и арретирования указателя АГД-1 и светосигнальные табло "ОТКАЗ АГ РЕЗЕРВ" на приборных досках КВС и второго пилота;
- при отказе авиагоризонтов КВС (второго пилота) или резервного на светосигнализатор отсутствия питания и арретирования указателя 6У2.5II.000 и светосигнальные табло "ОТКАЗ АГ ЛЕВ.", "ОТКАЗ АГ ПРАВ." или "ОТКАЗ АГ РЕЗЕРВ" на приборных досках КВС и второго пилота (для комплектации с приборами 6У2.5II.000).

После первого отказа БКК-18 продолжает сравнивать показания оставшихся двух исправных авиагоризонтов и при отказе одного из них (появлении между ними рассогласования на $7\pm2^{\circ}$) БКК-18 не может определить исправный авиагоризонт и выдает сигналы об отказе обоих. Питание БКК-18 по переменному току 36 В 400 Гц осуществляется от шины питания 36 В 400 Гц, а по постоянному току - от основной и аварийной шин.

Контроль наличия питания блока БКК-18 осуществляется сигнализатором нарушения питания СНП-1. При нарушении питания БКК-18 сигнализатор СНП-1 автоматически включает светосигнальные табло "НЕТ КОНТРОЛЯ АГ", расположенные на приборных досках КВС и второго пилота. В дальнейшем загорание светосигнализатора отсутствия питания и арретирования на указателе резервного авиагоризонта и светосигнального табло "ОТКАЗ АГ РЕЗЕРВ" или загорание кнопки-лампы "АРРЕТИР" на КШ-75 свидетельствует об отказах в цепи питания авиагоризонтов.

Выключатели коррекции ВК-53III

Выключатели коррекции ВК-53III предназначены для автоматического отключения цепей поперечной коррекции гирокомпенсаторов при выполнении самолетом разворотов. На самолетах с двумя гиродатчиками (см. рис. 6.I2.1) левый ВК отключает коррекцию гиродатчика авиагоризонта КВС и основного гироагрегата курсовой системы, правый ВК - гиродатчика авиагоризонта второго пилота, запасного гироагрегата курсовой системы и гировертикали ЦГВ-2.

На самолетах с тремя гиродатчиками (см. рис. 6.I2.2-6.I2.5) левый ВК отключает коррекцию гиродатчика авиагоризонта КВС и основного гироагрегата курсовой системы, правый ВК - гиродатчика правого пилота, запасного гироагрегата курсовой системы и гировертикали ЦГВ-2, резервный - гиродатчика резервного авиагоризонта.

Питание выключателей коррекции осуществляется от источников переменного и постоянного тока, питавших взаимодействующие с ними авиагоризонты.



Сигнализация предельных кренов

Сигнализация предельных кренов предназначена для предупреждения экипажа о достижении самолетом крена $32\pm2^{\circ}$ или $33\pm4^{\circ}$ в маршрутном полете и $15\pm1,5^{\circ}$ или $15\pm2,5^{\circ}$ при взлете и заходе на посадку на самолетах без БКК-18 или с БКК-18 соответственно.

Переключение величин порогов срабатывания сигнализации происходит при скорости 300 км/ч автоматически. При выполнении разворотов с кренами более предельных загораются светосигнальные табло "КРЕН ВЕЛИК ЛЕВ" или "КРЕН ВЕЛИК ПРАВ", расположенные на приборных досках КВС и второго пилота. При уменьшении крена табло гаснут.

Сигнализация предельных кренов на самолетах без БКК-18 (см. рис. 6.I2.2, 6.I2.4) выполнена на основе гиродатчиков авиаагоризонтов КВС и второго пилота. Сигналы предельного крена поступают на светосигнальное табло КВС с гиродатчика авиаагоризонта второго пилота, а на табло второго пилота - с гиродатчика авиаагоризонта КВС.

При отказе одного из гиродатчиков сигнализация предельных кренов от него автоматически отключается, соответствующее светосигнальное табло не срабатывает. При переходе с основного на аварийное питание по постоянному току сигнализация предельных кренов не срабатывает.

На маршруте, при достижении самолетом предельного крена, срабатывание светосигнальных табло сопровождается непрерывной звуковой сигнализацией. При уменьшении крена одновременно с отключением светосигнальных табло должна отключиться и звуковая сигнализация. Если этого не произошло, то звуковая сигнализация может быть отключена с помощью АЗР "СИГНАЛИЗАЦИЯ" на щите АЗС в группе "Высотное оборудование".

ПРИМЕЧАНИЕ. Одновременно с отключением указанного АЗР отключаются сигнализация разгерметизации кабины и светосигнализаторы "ПОЛЬЗУЙТЕСЬ КИСЛОРОДОМ", поэтому необходимо усилить контроль за давлением в кабине экипажа и сопровождающих по УНПД-15 и кабинному вариометру.

Сигнализация предельных кренов на самолетах с БКК-18 (см. рис. 6.I2.3) выполнена на основе гиродатчика резервного авиаагоризонта. В случае отказа резервного авиаагоризонта (загорание светосигнального табло "ОТКАЗ АГ РЕЗЕРВ" и светосигнализатора отсутствия питания и арретирования на указателе АГД-1) происходит автоматическое переключение сигнализации предельных кренов с гиродатчика на БКК-18, при этом величины порогов срабатывания изменяются до $33\pm4^{\circ}$ в маршрутном полете и до $15\pm2,5^{\circ}$ при взлете и заходе на посадку.

Сигнализация предельных кренов на самолетах с БКК-18 до 55 серии выполнена на основе БКК-18. В случае отказа БКК-18 (загорание светосигнализатора "НЕТ КОНТРОЛЯ АГ") происходит автоматическое переключение сигнализации предельных кренов от гиродатчика резервного авиаагоризонта, при этом величины порогов срабатывания изменяются до $32\pm2^{\circ}$ в маршрутном полете и до $15\pm1,5^{\circ}$ при взлете и заходе на посадку.

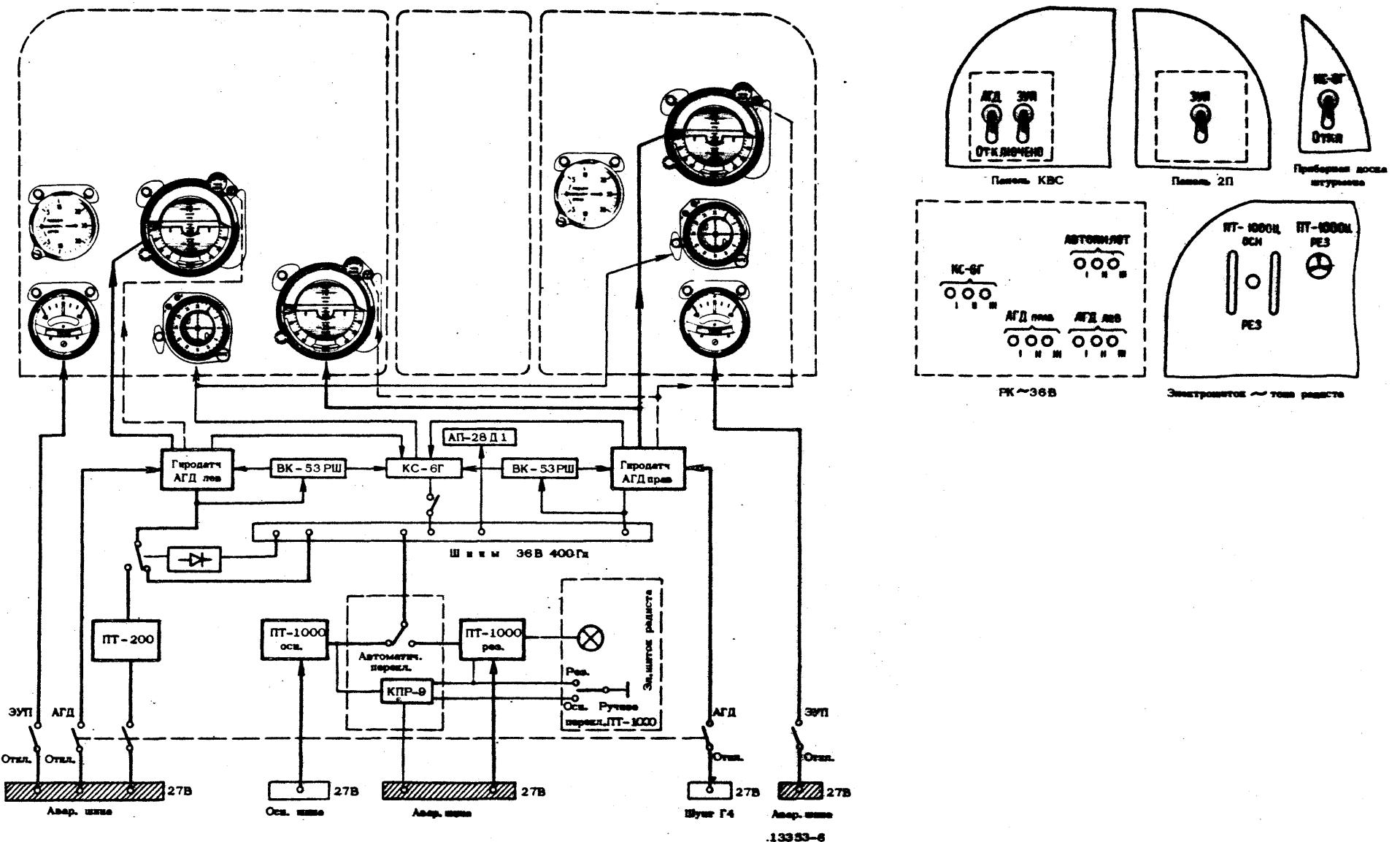


Рис. 6.I2.1. Функциональная схема системы с двумя гиродатчиками.

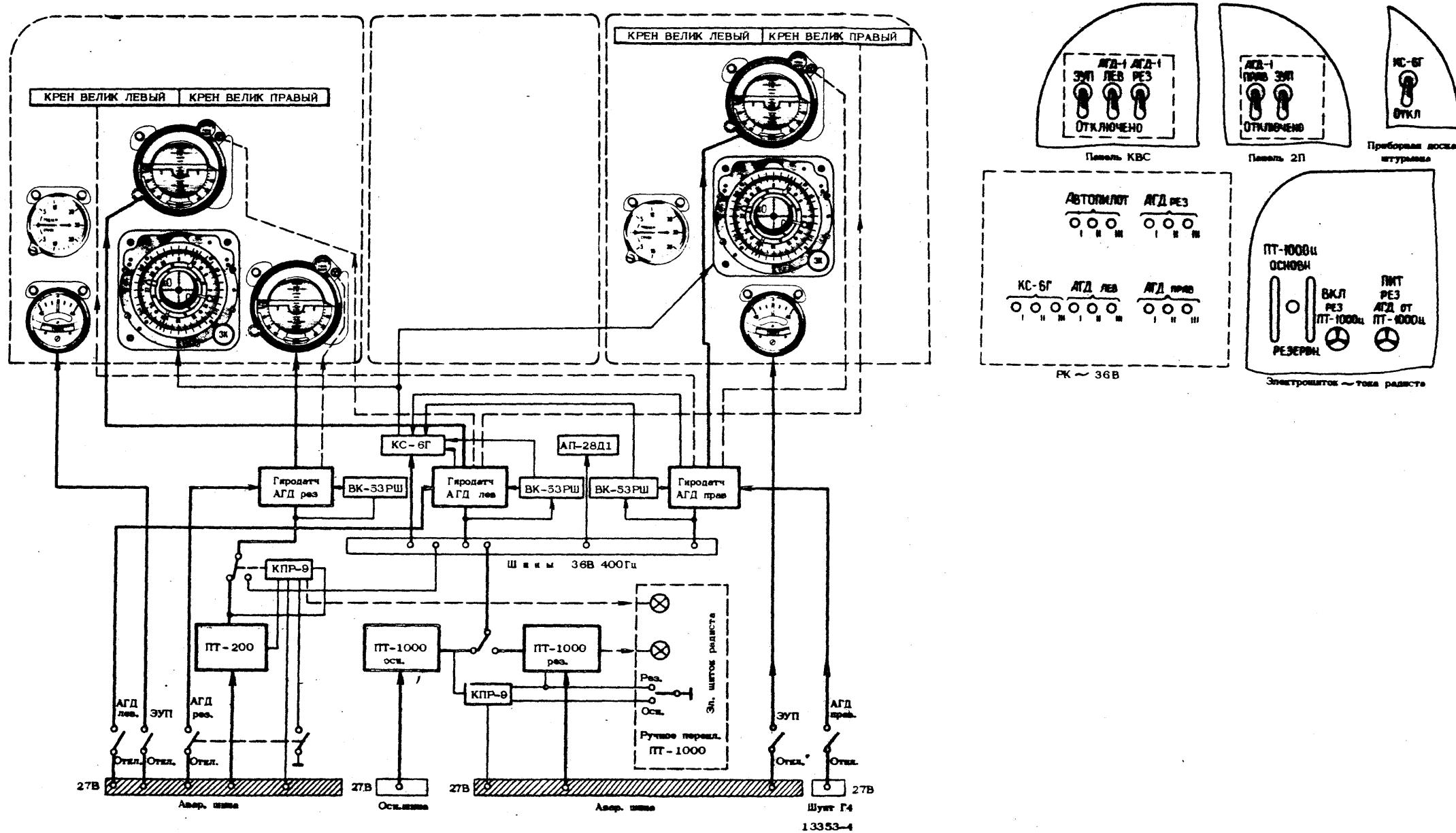


Рис. 6.12.2. Функциональная схема системы с тремя гиродатчиками.

6.12. СРД Т9/20
Окт 10/90

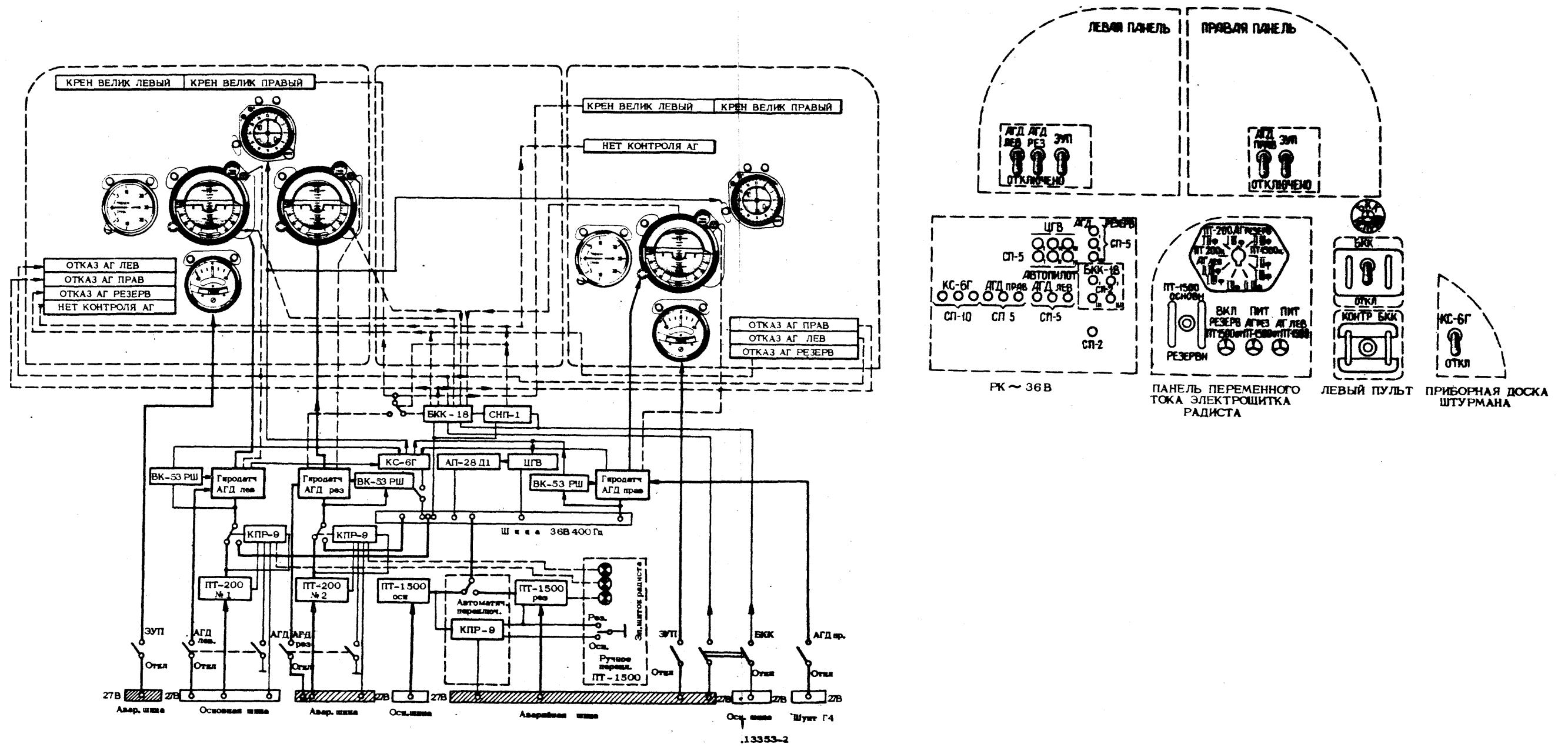


Рис. 6.12.3. Функциональная схема системы с тремя гиросдатчиками, БКК-18 и указателями 6У2.5II.000

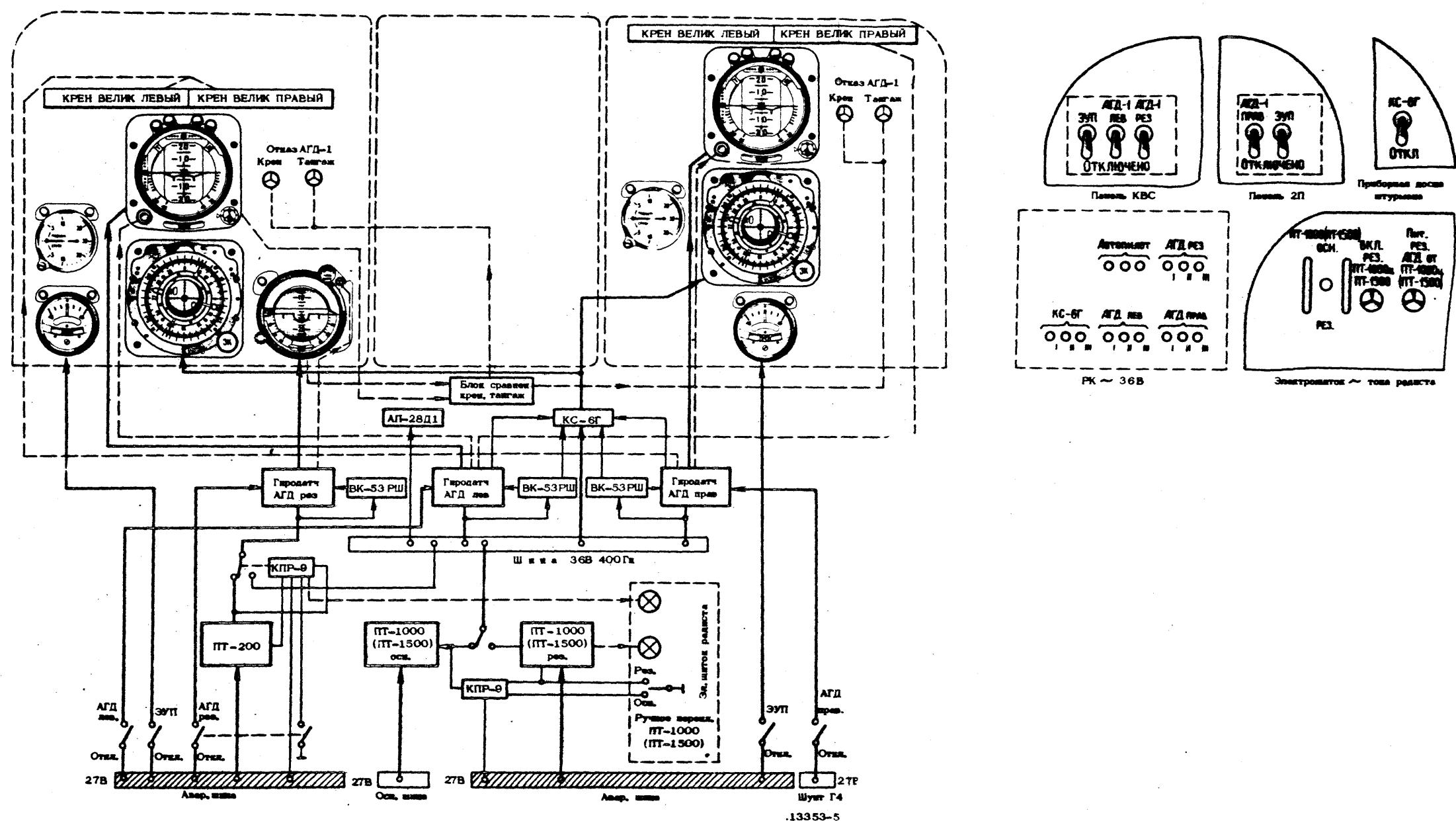


Рис. 6.12.4. Функциональная схема системы с тремя гиродатчиками и блоком сравнения.

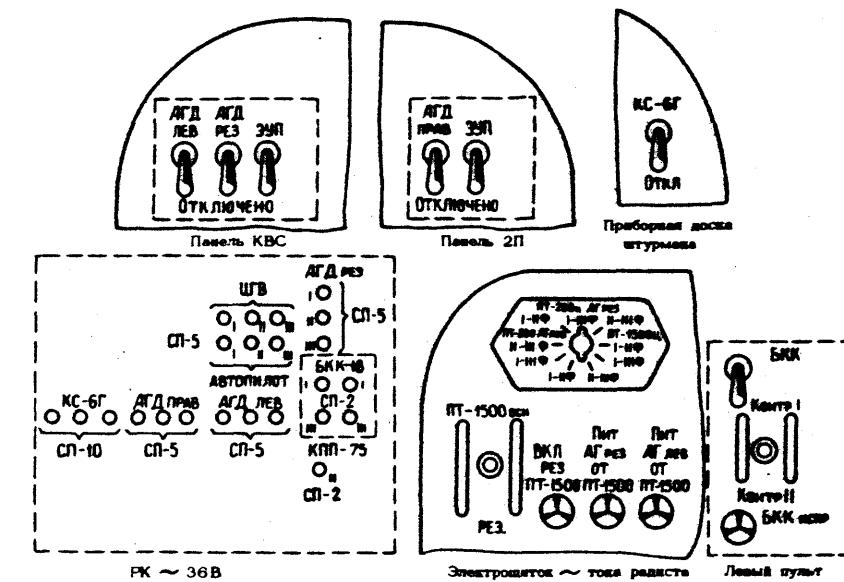
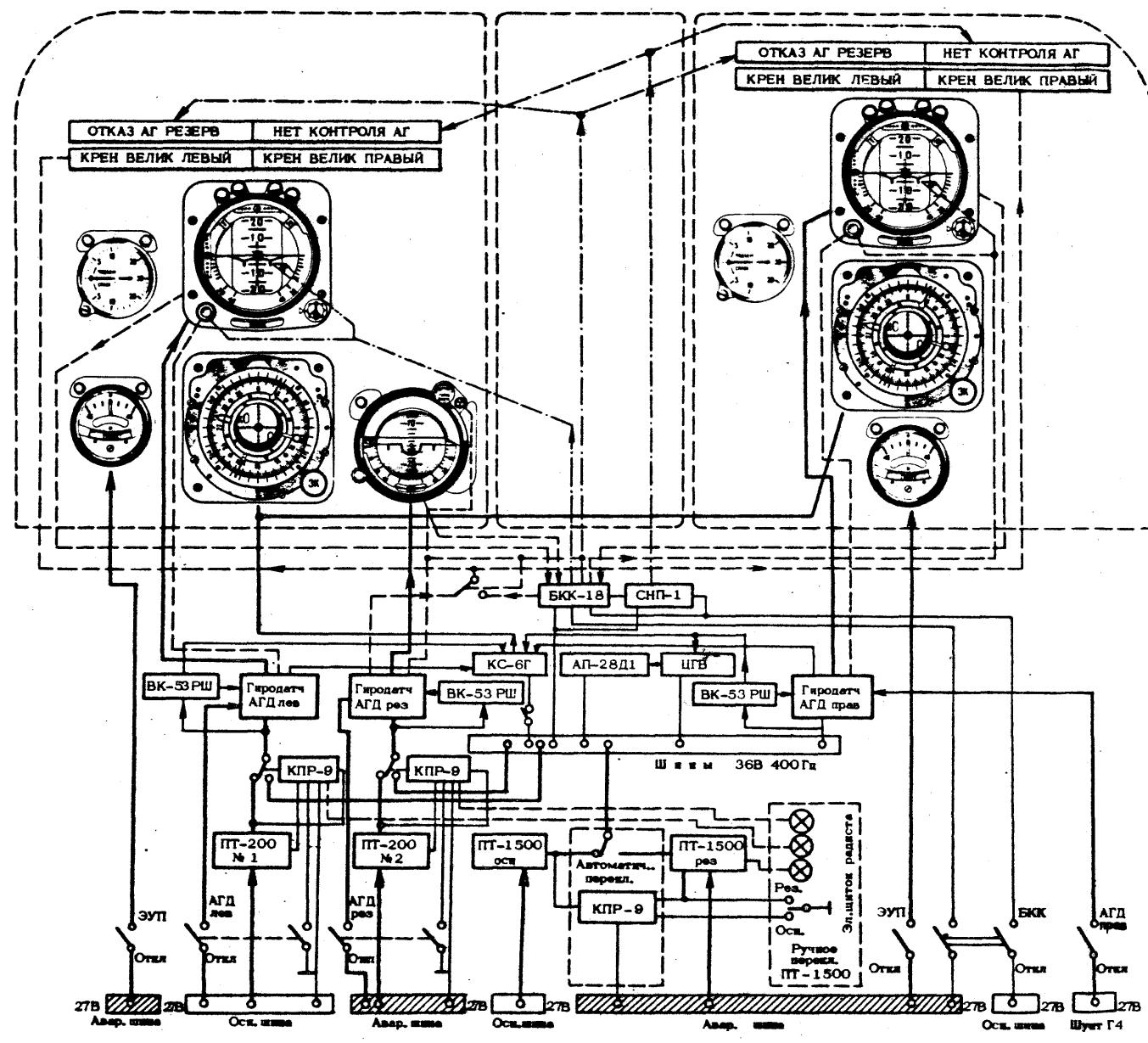


Рис. 6.12.5. Функциональная схема системы с тремя гиродатчиками, БКК-18 и указателями КИИ.

Таблица 6.I2.1

Сводные данные об особенностях систем

Вариант комплексации	Схема (рис. №)	Указатель АГ [*] (прибор №)			Колич- ство ГД ^{**}	Система контроля крана	Сигнализация	Схема соединения ГД			Система питания АГ			Колич. выключ. у пилота	Связь АГ с КС-6Г	Работа АГ на авар. шине	Сигнализация при отказе АГ			Переключение на резервный источник питания	Внешний признак схемного решения									
								основного			резервного																			
		КВС основной	ВП допол- нитель- ный	Резер- вный				КВС основной	ВП допол- нитель- ный	Резер- вный	КВС основной	ВП допол- нитель- ный	Резер- вный				КВС	ВП	Резер- вный											
I	6.I2.1	II22	II22	II22	2	Нет	Нет	KBC	KBC (дополн.)	-	ИГ-1000Ц (основной) ИГ-200Ц (резерв.)	-	ИГ-1000Ц (резервный) Затем ИГ-200Ц	-	I	458 KBC и ВП	KBC и ВП ^{***}	Н е т	Сигнализация на указателях АГД-1	Автомат., ручное	У КВС один выкл. АГД									
	6.I2.2	II22	II22	II22	3	Нет	Имеется	KBC	ВП	Резерв- ный	ИГ-1000Ц (ИГ-1500Ц) основной	ИГ-200Ц	ИГ-1000Ц (ИГ-1500Ц) резервный	ИГ-1000Ц (ИГ-1500Ц) основной затем резервный	3	To же	Резерв. и ВП ^{**}	Н е т	Сигнализации на указателях АГД-1	To же	Три АГД-1 и сигналы пределочных кранов									
	6.I2.3	62.5II.000 63	62.5II.000 63	62.5II.000 63	3	БКК-1В	Имеется	KBC	ВП	Резерв- ный	ИГ-200Ц № 1 KBC	ИГ-1000Ц (ИГ-1500Ц) основной	ИГ-200Ц № 2 резерв- ный	ИГ-1000Ц основ- ной, затем резерв- ный	ИГ-1000Ц резерв- ный	To же	To же	To же	Табло "ОТКАЗ АГ ЛЕВ" "ОТКАЗ АГ ПРАВ" "ОТКАЗ АГ РЕЗЕРВ"	Сигнализации на указателях АГД-1	To же	To же								
2	6.I2.4	KIII	KIII	To же	3	НС	Имеется	KBC	ВП	Резерв- ный	ИГ-1000Ц основной	ИГ-200Ц	ИГ-1000Ц резервный	ИГ-1000Ц основной. затем ИГ-1000Ц резервный	3	To же	To же	Светосигнализаторы "ОТКАЗ АГД-1 КРЕН" "ОТКАЗ АГД-1 ТАНГАХ"	KBC "АРРЕТИР" "ОСУЩЕСТ- ВИЕ ПИТА- НИЯ АГД"	To же	Два КИШ, сигнализации отказа от си- стемы контроля									
	6.I2.5	KIII-75	KIII-75	To же	3	БКК-1В	Имеется	KBC	ВП	Резерв- ный	ИГ-200Ц № 1 KBC	ИГ-1500Ц основной	ИГ-200Ц № 2 резервный	ИГ-1500Ц основной, затем резервный	ИГ-1500Ц резервный	3	To же	To же	Табло "ОТКАЗ АГ РЕЗЕРВ", "ОСУЩЕСТ- ВИЕ ПИТА- НИЯ АГД"	"ОТКАЗ АГ РЕЗЕРВ"	To же	Табло "НЕТ КОНТРО- ЛЯ АГ"								

^{*} Авиагоризонт (АГ); гиродатчик (ГД).^{**} АГ второго пилота (ВП) работает при подключении вручную генератора СГГ-12 № 4

к аварийной шине 27 В.



Электрический указатель поворота ЭУП-53

ЭУП-53 предназначен для указания направления разворота самолета и скольжения. Указатель разворота реагирует на угловую скорость относительно вертикальной оси самолета. Показания стрелки ЭУП-53 зависят от скорости полета и угла крена самолета.

Во всех диапазонах эксплуатационных скоростей ЭУП-53 выдает завышенные показания углов крена (табл. 6.I2.2). Только при скорости полета 500 км/ч и координированном развороте показания стрелки ЭУП-53 равны углу крена самолета.

ЭУП-53 подключен к аварийной шине 27 В.

Таблица 6.I2.2.

Сравнительная таблица углов крена

Скорость, км/ч	Угол крена, градус	
	по авиагоризонту	по ЭУП-53
270	0	0
	8,5	15
	17	30
	25	45
420	0	0
	12	15
	24	30
	35	45

Ограничения по системе индикации и контроля пространственного положения самолета

- | | |
|---|----------------|
| 1. Время готовности системы | не менее 3 мин |
| 2. Использование в полете кнопок-ламп "АРРЕТИР" на КШП (КШП-75), кнопок "АРРЕТИРОВАТЬ ТОЛЬКО ГОРИЗ. ПОЛЕТЕ" на АГД-1 (6У2.5II.000) и переключателя БКК-IV "КОНТРОЛЬ I-II" | запрещается |
| 3. Углы крена в полете при отказе одного авиагоризонта . . . | не более 15° |
| 4. Отключение отказавшего авиагоризонта на самолетах с БКК-IV при отказе одного авиагоризонта и на самолетах без БКК-IV | запрещается |
| 5. Вывод самолета из крена, используя только сигнализацию предельных кренов | запрещается |



Б. Подготовка к полету

Включение системы производится после включения преобразователя ПТ-1000Ц (ПТ-1500Ц) на бортсеть.

Включение авиагоризонтов производится выключателями "АГД ЛЕВ", "АГД ПРАВ", "АГД РЕЗ", расположенными на приборных досках КВС и второго пилота.

Арретирование авиагоризонтов после включения питания автоматическое.

Включение ЭУП-53 производится выключателями "ЭУП", расположенными на приборных досках КВС и второго пилота.

При эксплуатации самолетов с БКК-18 убедиться, что выключатель "БКК" на левом пульте находится во включенном положении и предохранительный колпачок опущен и закончен.

Если после включения системы флагки "АГ" на указателях КВС и второго пилота не убрались из видимой зоны и загорелись светосигнализаторы и светосигнальные табло отказов авиагоризонтов, открыть предохранительный колпачок и нажать переключатель "КОНТРОЛЬ I-II" в положение "I", затем "II" (должен загореться светосигнализатор "БКК ИСПРАВ" на левом пульте), после чего отпустить переключатель.

ПРИМЕЧАНИЕ. Переключатель "КОНТРОЛЬ I-II" в положении "I", "II" удерживать не менее 3 с.

При исправной работе авиагоризонтов и БКК-18 светосигнализаторы и светосигнальные табло должны погаснуть, а флагки убраться.

Включение преобразователей ПТ-200Ц, системы сравнения, выключателей коррекции ВК-53РШ, сигнализации предельных углов крена и сигнализатора нарушения питания СНП-1 происходит автоматически при включении авиагоризонтов.

I. Во время предполетной проверки убедиться в исправности БКК-18, для чего:

- нажать переключатель "КОНТРОЛЬ I-II" в положение "I". Должны загореться светосигнальные табло "ОТКАЗ АГ РЕЗЕРВ", кнопки-лампы "АРРЕТИР" на обоих указателях КПШ-75, светосигнализатор отсутствия питания и арретирования на резервном АГД-1, светосигнализатор "БКК ИСПРАВ", а также появиться флагки "АГ" на лицевых частях КПШ-75.

ПРИМЕЧАНИЕ. На самолетах до 55 серии при контроле БКК дополнительно загораются табло "КРЕН ВЕЛИК ЛЕВ.", "КРЕН ВЕЛИК ПРАВ.", а также табло "ОТКАЗ АГ ЛЕВ.", "ОТКАЗ АГ ПРАВ" (при их наличии);



- установить переключатель "КОНТРОЛЬ I-II" в нейтральное положение (светосигнализаторы и светосигнальные табло должны погаснуть, а флагги убраться);

- повторить проверку, нажав переключатель "КОНТРОЛЬ I-II" в положение "II";

- закрыть предохранительный колпачок переключателя "КОНТРОЛЬ I-II".

2. При рулении убедитесь, что:

- при разворотах самолета все авиагоризонты не изменяют показания крена и тангажа;

- стрелки ЗУП-53 отклоняются в сторону разворота;

- указатели курса индицируют курс.

3. На предварительном старте убедитесь, что:

- силуэты самолета на всех авиагоризонтах занимают горизонтальное положение и совпадают с линией горизонта;

- шкалы тангажа плавно отклоняются при вращении ручек тангажа на указателях авиагоризонтов.

4. По окончании проверки установить шкалы тангажа на нуль и убедиться, что:

- флагги "АГ" убраны и кнопки-лампы "АРРЕТИР" на КШ (КШ-75) не горят;

- светосигнализаторы отсутствия питания и арретирования на указателях авиагоризонта АГД-1 (6У2.5II.00С) не горят;

- светосигнальные табло и светосигнализаторы отказов авиагоризонтов, предельных кренов и светосигнальные табло "НЕТ КОНТР. АГ" не горят.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВЗЛЕТ ЗАПРЕЩАЕТСЯ:

- до истечения 3 мин после включения системы;

- при наличии сигнализации об отказе в системе.

В. Эксплуатация в полете

После взлета при выполнении первого разворота убедиться в том, что все авиагоризонты реагируют без запаздывания на изменение углового положения самолета, стрелки ЗУП-53 отклоняются в сторону разворота, а курсовая система показывает изменение курса.

С целью повышения безопасности полета при значительном запаздывании с обнаружением отказов системы на всех прямолинейных участках полета, отключив автопилот, сбалансировать самолет по крену, курсу и тангажу, снимая усилия с органов управления триммерами. Пилотировать самолет, периодически сравнивая показания авиагоризонтов, ЗУП-53 и курсовой системы.



На самолетах без БКК-18 или при полете с отключенным БКК-18, снимая показания с основного авиагоризонта КВС, каждый раз удостоверяться, что его показания по крену не расходятся с показаниями авиагоризонта второго пилота, резервного авиагоризонта или ЭУП-53.

При появлении рассогласования в показаниях авиагоризонтов по тангажу сравнивать их показания с варисометром. Отказанным считать авиагоризонт, показания которого расходятся с показаниями других приборов. Сравнение показаний авиагоризонтов с показаниями ЭУП-53 по крену допустимо при отсутствии скольжения ("шарик" в центре), но при этом следует учитывать, что при кренах более 15° в случае освобождения управления самолет, сбалансированный ранее в горизонтальном полете, имеет заметное скольжение, а стрелка ЭУП-53 показывает направление разворота (при симметричной тяге двигателей).

Второму пилоту при рассогласовании в показаниях приборов или срабатывании сигнализации об отказе авиагоризонта немедленно доложить КВС.

При отказе авиагоризонта КВС или второго пилота дать команду штурману установить переключатель "АРРЕТИР АГД-1 КС-61Г" в положение "КС-61Г".

При отключении отказавших авиагоризонтов или БКК-18, чтобы ошибочно не отключить исправный авиагоризонт, необходимо убедиться в правильности выбора выключателя.

При срабатывании сигнализации предельных кренов убедиться в исправности авиагоризонтов, после чего уменьшить угол крена. При пилотировании по ЭУП-53 развороты выполнять плавно, координированно и по мере вывода самолета из разворота уменьшать угол отклонения элеронов.

При пилотировании не следует реагировать на кратковременные отклонения стрелок ЭУП-53, так как это может привести к раскачке самолета. Небольшие исправления в курсе производить рулем направления по указателю курсовой системы.

По возможности изменить эшелон и выбрать запасной аэродром с благоприятными условиями посадки.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ПРИ ОТКАЗЕ ОДНОГО ИЗ КПП-75 (КПП) ПОЛЬЗОВАТЬСЯ СИСТЕМОЙ "ПРИВОД" ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

2. ВКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА ЗАПРЕЩАЕТСЯ:

- НА САМОЛЕТАХ С ДВУМЯ ГИРОДАТЧИКАМИ ПРИ ОТКАЗЕ ОДНОГО ИЗ АВИАГОРИЗОНТОВ;

- НА САМОЛЕТАХ С ТРЕМЯ ГИРОДАТЧИКАМИ ПРИ ОТКАЗЕ ДВУХ АВИАГОРИЗОНТОВ.



Г. Возможные неисправности и действия экипажа

Отказы системы могут проявляться в виде:

- застывания элементов индикации в произвольном положении;
- индикации углов крена или тангла с погрешностями, в том числе заниженными значениями углов крена;
- завалов элементов индикации с малой скоростью ($2\text{--}3^{\circ}/\text{мин}$), средней ($1\text{--}3^{\circ}/\text{с}$) или большой (более $10^{\circ}/\text{с}$);
- колебаний элементов индикации;
- загорания светосигнальных табло и светосигнализаторов отказов, выпадания блокировок отказа.

Наибольшую опасность для пилотирования представляют отказы в виде застывания элементов индикации в произвольном положении и в виде завала элементов со средней скоростью.

На самолетах, оборудованных системой контроля авиаогоризонтов, все перечисленные отказы фиксируются либо блоком сравнения сигналов (см. рис. 6.I2.4), либо блоком контроля кренов БКК-18 (см. рис. 6.I2.3, 6.I2.5) и сигнализируются в виде:

- загорания светосигнализаторов "ОТКАЗ АГД-1 КРЕН" ("ОТКАЗ АГД-1 ТАНГА") на самолетах с блоком сравнения;
- загорания кнопок-ламп "АРРЕТИР" и выпадания фланков "АГ" на указателях КИП-75 (при отказе одного из основных авиаогоризонтов) или загорания светосигнализатора отсутствия питания и арретирования на указателе АГД-1 и табло "ОТКАЗ АГ РЕЗЕРВ" (при отказе резервного авиаогоризонта) на самолетах с БКК-18;
- загорания светосигнализатора отсутствия питания и арретирования на указателях авиаогоризонтов и табло "ОТКАЗ АГ ЛЕВ", "ОТКАЗ АГ ПРАВ", "ОТКАЗ АГ РЕЗЕРВ" при отказе одного из авиаогоризонтов на самолетах с БКК-18 в комплектации с приборами 6У2.5II.000 КВС во всех случаях отказов системы;
- вывести самолет на исходный режим полета по высоте, скорости и курсу, если он отклонился от этого режима;
- доложить об отказе службе движения;
- запросить при необходимости изменение эшелона с целью улучшения условий визуальной ориентировки;
- выбрать для посадки запасной аэродром по возможности с благоприятными условиями погоды.

При выполнении полета на всех самолетах без БКК-18 (или с отключенным БКК-18) в случае запаздывания с обнаружением рассогласований в показаниях авиаогоризонтов по углам крена самолет может перейти в спираль со значительным креном.



Первые признаки неконтролируемого креном крена более 30° – увеличение вертикальной скорости снижения, которая не уменьшается при взятии штурвала на себя, и уход самолета с курса (вход в спираль).

При появлении этих признаков КВС необходимо освободить штурвал и педали во избежание непреднамеренного отклонения элеронов и руля направления в сторону крена и по положению стрелки ЭУП-53 определить направление крена. Затем координированно, алеронами и рулем направления, вывести самолет из крена по ЭУП-53 (удерживая "шарик" в центре).

После вывода из крена отклонением руля высоты перевести самолет в горизонтальный полет.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ОТКАЗЕ АВИАГОРИЗОНТОВ НА МАЛОЙ ВЫСОТЕ ОСВОБОЖДЕНИЕ ШТУРВАЛА ПО ТАНГАЖУ ДОЛЖНО БЫТЬ КРАТКОВРЕМЕННЫМ (ЕСЛИ ВОЗМОЖНО ПО ЗАПАСУ ВЫСОТЫ).

Проявление неисправности	Действия экипажа
<u>Первые отказы</u>	
I. Загорание светосигнализатора отсутствия питания и арретирования на одном из АГД, или загорание кнопки-лампы "АРРЕТИР" на одном из КИШ, или загорание кнопки-лампы "АРРЕТИР" и выпадание флагка "АГ" на одном из указателей КИШ-75, или загорание светосигнализатора отсутствия питания и арретирования на резервном АГД-І и светосигнального табло "ОТКАЗ АГ РЕЗЕРВ", или одновременное загорание светосигнализаторов отсутствия питания и арретирования на АГД второго пилота и резервном АГД (сигnalизируемый отказ одного из авиагоризонтов), или загорание светосигнализатора отсутствия питания и арретирования на указателях авиагоризонтов и табло "ОТКАЗ АГ ЛЕВ", "ОТКАЗ АГ ПРАВ", "ОТКАЗ АГ РЕЗЕРВ" при отказе одного из авиагоризонтов с приборами 6У2.5II.000 .	<p>Отключить автопилот, если он был включен. Если включена система "Привод", прекратить пилотирование по командным стрелкам и действовать согласно подразд. 5.23.</p> <p>Показаниями отказавшего авиагоризонта не пользоваться. Продолжать пилотирование по исправным авиагоризонтам с контролем по ЭУП-53, вариометру и курсовой системе.</p> <p>При отсутствии рассогласования в показаниях авиагоризонтов (отказ АГ по питанию) вывести самолет в крен по исправным авиагоризонтам до 10° и вывести из него (для срабатывания БКК-18).</p> <p>При необходимости передать управление второму пилоту.</p>



Проявление неисправности	Действия экипажа
2. Появление рассогласований в показаниях авиаоризонтов, в том числе сопровождающихся загоранием светосигнализаторов "ОТКАЗ АГД КРЕН" или "ОТКАЗ АГД ТАНГАХ" (сигнализируемая неисправность в системе и несигнализируемый отказ одного авиаоризонта на самолетах без БКК-18 или с выключенным БКК-18).	<p>Отключить автопилот, если он был включен. Если включена система "Привод", прекратить пилотирование по командным стрелкам и действовать согласно подразд. 5.23. Вывести самолет из крена по ЭУП-53 (удерживая "шарик" в центре) и выдерживать по нему прямолинейный полет без скольжения.</p> <p>Определить исправные авиаоризонты (авиагоризонт) путем сравнения показаний авиаоризонтов и ЭУП-53. Исправными авиаоризонтами (авиагоризонтом) считать авиаоризонты (авиагоризонт), показания которых совпадают с показаниями ЭУП-53.</p> <p>В случае отказа авиаоризонта второго пилота (резервного) проверить работоспособность резервного авиаоризонта (авиагоризонта второго пилота) путем сравнения показаний авиаоризонтов и ЭУП-53. Продолжать пилотирование по исправным авиаоризонтам с контролем показаний по ЭУП-53, вариометру и курсовой системе.</p> <p>Убедиться в исправности авиаоризонтов и ЭУП-53.</p> <p>Отключить БКК-18 выключателем на левом пульте. Продолжать пилотирование по авиаоризонтам с постоянным контролем показаний по ЭУП-53 и вариометру.</p> <p>Отключить автопилот, если он был включен. Если включена система "Привод", прекратить пилотирование по командным стрелкам и действовать согласно подразд. 5.23. Вывести самолет из крена по ЭУП-53 (удерживая "шарик" в центре) и выдерживать</p>
3. Загорание светосигнального табло "НЕТ КОНТР. АГ" (отказ по питанию блока БКК-18).	
4. Одновременное срабатывание светосигнального табло "ОТКАЗ АГ РЕЗЕРВ", сигнализатора отсутствия питания и арретирования на АГД-1, выпадение флагков "АГ" и загорание кнопки-лампы "АРРЕТИР" на обоих КИИ-75, табло	



Проявление неисправности	Действия экипажа
"ОТКАЗ АГ ЛЕВ", "ОТКАЗ АГ ПРАВ" сигнализатора отсутствия питания и арретирования на 6У2.5II.000 (локное срабатывание БКК-18).	по нему прямолинейный полет без скольжения. Дать команду бортрадисту проверить наличие питания 36 В 400 Гц. Убедиться в правильности показаний авиагоризонтов, сравнивая их с показаниями ЭУП-53. Отключить БКК-18, при этом загорается светосигнальное табло "НЕТ КОНТР. АГ" и снимается сигнал отказов авиагоризонтов. Убедиться, оценив показания авиагоризонтов, что срабатывание сигнализации произошло из-за отказа БКК-18. Продолжать пилотирование по авиагоризонтам с постоянным контролем показаний по ЭУП-53 и вариометру.
5. Появление рассогласований в показаниях ЭУП-53 с авиагоризонтами (отказ ЭУП-53).	Проверить работоспособность авиагоризонтов, сравнивая их показания. Определить неисправный ЭУП-53, сравнивая показания авиагоризонтов и ЭУП-53. ЭУП-53 неисправен, если его показания расходятся с показаниями остальных приборов. Отключить неисправный ЭУП-53 выключателем на приборной доске. Продолжать пилотирование по авиагоризонтам с контролем их показаний по исправному ЭУП-53 и вариометру.
6. Загорание светосигнализаторов "ОТКАЗ АГД ИРЕН" ("ОТКАЗ АГД ТАНГА") при отсутствии рассогласований в показаниях авиагоризонтов (отказ системы сравнения).	Убедиться в исправности авиагоризонтов и ЭУП-53. Продолжать пилотирование по авиагоризонтам с постоянным контролем показаний по ЭУП-53 и вариометру.



Проявление неисправности	Действия экипажа
<u>Вторые отказы</u>	
1. При наличии сигнализации об отказе одного из авиаоризонтов загорание светосигнализатора отсутствия питания и арретирования на одном из АГД-1, или кнопки-лампы "АРРЕТИР" на КПШ-75, или загорание светосигнального табло "ОТКАЗ АГ РЕЗЕРВ" и светосигнализатора отсутствия питания на резервном АГД-1, табло "ОТКАЗ АГ ЛЕВ", "ОТКАЗ АГ ПРАВ" и сигнализатора отсутствия питания и арретирования на 6У2.5II.000 (сигнализируемый отказ второго авиаоризонта по питанию без рассогласования на самолетах с тремя гиродатчиками).	<p>Отключить автопилот, если он был включен. Если включена система "Привод", прекратить пилотирование по командным стрелкам и действовать согласно подразд. 5.23.</p> <p>На самолетах с БКК-18:</p> <ul style="list-style-type: none"> - вывести самолет из крена по ЗУП-53 (удерживая "шарик" в центре) и выдерживать по нему прямолинейный полет без скольжения; - отключить неисправные авиаоризонты выключателями на приборной доске; - отключить БКК-18 (загорается светосигнальное табло "НЕТ КОНТР. АГ"); - убедиться в правильности показаний оставшегося включенным авиаоризонта, сравнивая его с показаниями ЗУП-53 и вариометра. <p>Продолжать пилотирование по исправному авиаоризонту с контролем показаний по ЗУП-53, вариометру и курсовой системе. При необходимости передать управление второму пилоту.</p> <p>Отключить автопилот, если он был включен. Если включена система "Привод", прекратить пилотирование по командным стрелкам и действовать согласно подразд. 5.23.</p> <p>Продолжать пилотирование по ЗУП-53, вариометру и курсовой системе.</p>
2. При наличии сигнализации об отказе АГД КВС одновременное загорание светосигнализаторов отсутствия питания и арретирования на АГД второго пилота и резервном АГД или при наличии сигнализации об отказе АГД второго пилота и резервного АГД загорание светосигнализатора отсутствия питания и арретирования АГД	



Проявление неисправности	Действия экипажа
<p>КВС (отказ всех авиагоризонтов по питанию без рассогласования на самолетах с двумя гиродатчиками).</p>	<p>Отключить автопилот, если он был включен.</p>
<p>3. После отказа одного авиагоризонта появление рассогласования в показаниях оставшихся авиагоризонтов и других приборов, в том числе сопровождающихся загоранием светосигнализаторов "ОТКАЗ АГД КРЕН" или "ОТКАЗ АГД ТАНГАЖ" (сигнализируемая неисправность в системе и несигнализируемый отказ второго авиагоризонта по рассогласованию на самолетах без БКК-18 или с отключенным БКК-18).</p>	<p>Если включена система "Привод", прекратить пилотирование по командным стрелкам и действовать согласно подразд. 5.23. Вывести самолет из крена по ЭУП-53 (удерживая "шарик" в центре) и выдерживать по нему прямолинейный полет без скольжения.</p> <p>Определить исправный авиагоризонт путем сравнения показаний авиагоризонтов, ЭУП-53 и вариометров. Авиагоризонт исправен, если его показания совпадают с показаниями ЭУП-53 и вариометров.</p>
<p>4. При наличии сигнализации об отказе одного авиагоризонта произошло срабатывание сигнализации отказа двух оставшихся авиагоризонтов.</p> <p>Горят одновременно светосигнальное табло "ОТКАЗ АГ РЕЗЕРВ", светосигнализатор отсутствия питания и арретирования на резервном АГД-1, кнопки-лампы "АРРЕТИР", табло "ОТКАЗ АГ ЛЕВ", "ОТКАЗ АГ ПРАВ" и</p>	<p>Продолжать пилотирование по исправным приборам с повышенным вниманием и постоянным контролем по ЭУП-53 и вариометрам. При необходимости передать управление второму пилоту.</p> <p>Отключить автопилот, если он был включен.</p> <p>Если включена система "Привод", прекратить пилотирование по командным стрелкам и действовать согласно подразд. 5.23.</p> <p>Вывести самолет из крена по ЭУП-53 (удерживая "шарик" в центре) и выдерживать по нему прямолинейный полет без скольжения.</p>



Проявление неисправности	Действия экипажа
<p>сигнализаторы на 6У2.5II.000 и выпали флагки "АГ" на обоих КИП (отказ второго авиагоризонта с рассогласованием показаний на самолетах с БКК-18).</p>	<p>Определить исправный авиагоризонт путем сравнения показаний авиагоризонтов и ЗУП-53.</p> <p>Авиагоризонт исправен, если его показания совпадают с показаниями ЗУП-53.</p> <p>Отключить неисправные авиагоризонты выключателями на приборной доске.</p> <p>Отключить БКК-18, при этом сигнализация отказа включенного (исправного) авиагоризонта снимается и загорается светосигнальное табло "НКТ КОНТР. АГ" (при отказе резервного авиагоризонта и отключении БКК-18 гаснет светосигнальное табло "ОТКАЗ АГ РЕЗЕРВ").</p> <p>Убедиться в правильности показаний оставшегося включенным авиагоризонта, сравнивая его с показаниями ЗУП-53, вариометра и курсовой системы.</p> <p>Продолжать пилотирование по исправному авиагоризонту с постоянным контролем показаний по ЗУП-53, вариометру и курсовой системе.</p> <p>При необходимости передать управление второму пилоту.</p>

**6.I2.9. Система директорного управления****А. Общие сведения**

Система директорского управления (СДУ) включает в себя системы "Привод-ВГ" и "Привод-АНГ".

Системы "Привод-ВГ" и "Привод-АНГ" обеспечивают:

- заход на посадку по курсо-глиссадным маякам СП-50М (ИЛС) в директорном режиме до высоты 60 м (по курсу с момента начала 4-го разворота, по глиссаде - с момента входа в глиссаду);
- полет в директорном режиме по заданному курсу и на заданной высоте на всем диапазоне эксплуатационных высот и скоростей;
- индикацию основных параметров положения самолета на маршруте и в режиме захода на посадку.

Система "Привод-ВГ" обеспечивает выполнение предпосадочного маневра по автоматически выдаваемым командам.

Б. Подготовка к полету

Система включается после запуска двигателей, для чего:

1. Включить автоматы защиты сети (АЗС) и выключатели, необходимые для работы системы "Привод", системы индикации и контроля пространственного положения и курсовой системы.

2. Согласовать курсовую систему.

3. Нажать кнопки "АРРЕТИР АГД" на обоих КПП. После арретирования совместить шкалы тангажа с линиями искусственного горизонта.

4. Для системы "Привод-НГ":

а) переключатель "ВЫЧИСЛИТЕЛЬ ЛЕВЫЙ - ПРАВЫЙ" установить: в положение "ПРАВЫЙ" - на приборной доске левого пилота, в положение "ЛЕВЫЙ" - на приборной доске правого пилота;

б) нажать переключатель режимов полета на пульте управления и поставить его в положение "ЗАХОД";

в) нажать кнопку-лампу "ВКЛ" на пульте управления. Кнопка-лампа "ВКЛ" должна гореть.

ПРИМЕЧАНИЕ. Закрытие блокеров "К" и "Т" на КПП сигнализирует о наличии питания 27 В в СДУ.



5. Для системы "Привод-АНГ":

- переключатель бокового канала СДУ установить в положение "ЭК", а переключатель продольного канала СДУ - в положение "КВ". При этом бленкеры на КПШ закроются;
- нажать и отпустить кнопки-лампы "КУРС" и "ТАНГАК". При нажатии они должны гореть, а при отпускании гаснуть;

в) нажать и отпустить кнопку-лампу "КОНТРОЛЬ" на пульте управления. Кнопка-лампа должна загореться, сигнализируя о том, что производится контроль СДУ.

Если система работоспособна, то с окончанием контроля (через 4-5 с) кнопка-лампа "КОНТРОЛЬ" гаснет, а бленкеры на КПШ закрываются.

В случае отказа канала одного из вычислителей СДУ загорается светосигнализатор "КУРС" или "ТАНГАК" на пульте управления и происходит автоматическое переключение СДУ на работу от другого вычислителя.

При отказе в обоих вычислителях двух одноименных каналов дополнительно выпадает бленкер "К" или "Т" на КПШ;

г) переключатель бокового канала СДУ установить в положение "ЗАХОД", а переключатель продольного канала СДУ - в положение "ГЛИССАДА".

При этом бленкеры "К" и "Т" на КПШ остаются открытыми;

д) нажать и отпустить кнопку-лампу "КОНТРОЛЬ" на пульте управления. Кнопка-лампа должна загореться, сигнализируя о том, что производится контроль СДУ.

Если система работоспособна, то с окончанием контроля кнопка-лампа "КОНТРОЛЬ" гаснет (бленкеры "К" и "Т" КПШ остаются открытыми).

В случае отказа канала одного из вычислителей СДУ (или отказа в обоих вычислителях двух одноименных каналов) загорается светосигнализатор "КУРС" или "ТАНГАК" на пульте управления.

ПРИМЕЧАНИЕ. При пропадании питания 36 В 400 Гц в одном из комплектов СДУ "Привод-АНГ" загораются светосигнализатор "КУРС" и "ТАНГАК".

- Нажать ручку ЗК (ЗМК) и установить на НПШ магнитный курс посадки.
- При наличии на борту самолета системы "Привод-НГ" включить выключатель СН-50М и установить канал, соответствующий данному аэродрому.

- При наличии на борту самолета системы "Привод-АНГ":
 - установить рабочую частоту системы СН-50 (ИМС) на пульте управления "Курс МН";
 - установить переключатель "ИМС - СН" в нужное положение;
 - установить переключатель выбора режимов в положение "I";
 - на пульте управления СДУ установить переключатель продольного канала в положение "ОТКЛ", а переключатель "МАЯК" в положение "НА".

**В. Эксплуатация в полете**

В маршрутном полете система "Привод" обеспечивает вывод самолета на заданный курс полета и стабилизацию на нем, а также стабилизацию заданной высоты полета.

Для выполнения полета по ЗК необходимо:

- а) установить на обоих НШ ручкой ЗК заданный курс полета;
- б) переключатель бокового канала СДУ установить в положение "ЗК" ("МК").

Отклонение командных стрелок крена КШ вправо (влево) выдаст команду на правый (левый) крен, необходимый для вывода самолета на заданный курс. Небольшими отклонениями штурвала необходимо удерживать командную стрелку крена КШ в пределах центрального кружка. При этом самолет будет разворачиваться на заданный курс, а планки положения заданной линии пути на КШ будут приближаться к нулевому положению, указывая отклонение от заданного курса.

При выходе самолета на заданный магнитный курс стрелки "ЗК" на обоих НШ совместятся с неподвижным индексом курса, а планки положения заданной линии пути на КШ - с нулевыми индексами.

Для компенсации сноса самолета от ветра необходимо переместить ручкой ЗК (ЗМК) НШ стрелку "ЗК" в сторону против ветра на угол сноса.

В дальнейшем удерживать командную стрелку крена КШ в пределах центрального кружка.

Для стабилизации заданной высоты полета необходимо вывести самолет в режим горизонтального полета и включить "КВ" на пульте управления СДУ.

На командные стрелки тангла КШ будут поступать сигналы отклонения от заданной высоты полета. Небольшими отклонениями штурвала по тангажу необходимо удерживать командную стрелку КШ в пределах центрального кружка. При этом планки положения заданной высоты на КШ будут находиться в нулевых индексах.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ ИЛИ СНИЖЕНИИ КОРРЕКТОР ВЫСОТЫ
НЕОБХОДИМО ОТКЛЮЧАТЬ.

Независимо от включения системы "Привод" визуальные приборы во время всего полета индицируют информацию:

- а) навигационно-пилотажный прибор НШ:
 - текущий курс самолета;
 - курсовой угол радиостанции;
 - блещерную сигнализацию исправности РТС;
 - положение самолета относительно равносигнальных зон курсо-глиссадных маяков;
- б) командно-пилотажный прибор КШ - крен, тангаж и скольжение.



6.12.10. Электромеханический высотомер ВЭМ-72

Электромеханический высотомер ВЭМ-72 предназначен для измерения и индикации абсолютной и относительной барометрической высоты полета в метрах и выдачи абсолютной высоты в диапазоне 0–15000 м в самолетный ответчик СОМ-64, с которым высотомер сопряжен в режиме РЕС.

Высотомер установлен на приборной доске КВС на самолетах, летающих на международных авиалиниях.

Шкала высотомера отградуирована с ценой деления 10 м, а числа отсчета означают сотни метров. Полный оборот стрелки соответствует изменению высоты на 1000 м. Текущее значение высоты считывается с четырехразрядного счетчика. Барабаны-счетчики отсчитывают (слева направо): первый – десятки тысяч; второй – единицы тысяч; третий – сотни; четвертый – десятки метров.

Высотомер имеет также барометрическую шкалу с диапазоном установки давления от 590 до 806 мм рт.ст. и оборудован встроенным автоконтролем. Кнопка автоконтроля расположена на лицевой части указателя.

Высотомер имеет светосигнализатор отказа питания по цепи 115 В 400 Гц. При отказе питания светосигнализатор загорается красным светом.

Включение высотомера ВЭМ-72 производится включением автомата защиты АЗС-2 "ВЭМ" на щите АЗР.

Работоспособность высотомера проверяется нажатием кнопки автоконтроля, при этом стрелка указателя должна отклониться на (150±50) м в сторону увеличения показаний, светосигнализатор отказа питания должен загореться. При отпускании кнопки светосигнализатор отказа питания должен погаснуть, а стрелка – возвратиться к прежнему положению с точностью ±10 м.

Учет суммарных поправок измерения высоты в полете должен производиться по действующей "Единой методике ввода поправок при измерении высоты на самолетах и вертолетах всех министерств и ведомств".

1. Разрешается пользоваться показаниями высотомера ВЭМ-72 не ранее чем через 5 мин после включения электропитания.
2. Не разрешается вращать кремалььеру высотомера ВЭМ-72 при отключенном питании.
3. Пользоваться автоконтролем на высоте выше 10000 м запрещается.
4. Допустимое расхождение показаний шкалы барометрического давления с атмосферным давлением на уровне



аэродрома при температурах 15–35 °C не более
+1,5 мм рт.ст., при других температурах
±2,5 мм рт.ст. Согласование шкалы высотомера
на самолете не производить.

При отказе ВЭМ-72 необходимо проверить состояние предохранителя. Перегоревший предохранитель заменить.



6.13

РАДИООБОРУДОВАНИЕ

AH-1Z



6.13.1. Общие сведения

В состав радиооборудования самолета входят:

- коротковолновая радиостанция "Микрон";
- резервная коротковолновая радиостанция (передатчик Р-807, приемник РИС);
- два комплекта УКВ радиостанций "Баклан-20";
- два комплекта радиокомпасов АРК-II и радиокомпас АРК-У2 с приемником Р-852;
- радиовысотомер малых высот РВ-2 с сигнализатором высоты СВ-Р или радиовысотомер РВ-5М;
- навигационно-посадочная аппаратура "Курс МЛ-2" или СН-50 (КРП-Ф, ГРП-2) и маркерный приемник МРП-56П;
- радиолокатор РОЗ-1;
- аппаратура ближней радионавигации РСБН-2С;
- доплеровская система навигации ДСС-013-12М или НАС-1Б;
- самолетное переговорное устройство СЛУ-7Б;
- самолетный ответчик СОМ-64 и изделие СРQ;
- аварийно-спасательные радиостанции Р-850 и Р-855УМ;
- речевой информатор РИ-65;
- магнитофон МС-61Б;
- самолетный дальномер СД-67.

Включение радиоаппаратуры

Перед включением радиоаппаратуры бортрадисту необходимо убедиться, что напряжение в бортовых сетях постоянного и переменного токов по вольтметрам соответственно равно 28,5 и 115 В и все автоматы защиты радиоаппаратуры включены.

При необходимости проверки радиооборудования на земле при неработающих двигателях и отсутствии аэродромного источника переменного тока 115 В 400 Гц включить преобразователь ПО-750 (ПО-1500).

Включить питание СЛУ выключателем "СЛУ-7Б" на электрощитке радиста.

Защита цепей питания радиоаппаратуры

Защита радиоаппаратуры по цепям питания постоянным током осуществляется с помощью автоматов защиты, а по цепям питания переменным током - с помощью плавких предохранителей (табл. 6.13.1).

Устранение в полете простейших неисправностей

При появлении признаков неисправности бортовой радиоаппаратуры (отсутствие развертки и изображения на экране индикатора радиолокатора, показаний путевой скорости и угла сноса доплеровского измерителя, показаний радиодальномера, самопрослушивания на УКВ радиостанции и др.) необходимо:

1. Убедиться, что включены автоматы защиты сети (АЗС) и выключатели на пультах самолета и блоках аппаратуры, а плавкие предохранители по сети постоянного и переменного тока исправны.

Отключенные АЗС в цепях проверяемой аппаратуры включить, а перегоревшие плавкие предохранители заменить новыми. При повторном отключении АЗС считать, что неисправны цепи питания, аппаратуру следует отключить и больше не включать.

2. Если при включенном электропитании аппаратура не работает, то необходимо убедиться, что ее ручки управления установлены в положение, соответствующее заданному режиму работы. Неработоспособность аппаратуры в данном случае является признаком ее неисправности. Неисправную аппаратуру отключить и в полете больше не включать.

3. Если показания индикаторов аппаратуры неустойчивы или неправильны, необходимо проверить аппаратуру с помощью систем встроенного контроля, если такой вид контроля предусмотрен. При этом индикаторы должны отработать контрольные значения измеряемого параметра, должна прослушиваться своя работа на приемнике УКВ радиостанции.

Если показания индикаторов не соответствуют контрольным значениям, отсутствует самопрослушивание, то аппаратура неисправна, следует отключить аппаратуру и в полете больше не включать.

4. Если отсутствует контроль собственной работы на КВ радиостанции или постоянно горят светосигнализаторы "НАСТРОЙКА" или "АВАРИЯ", то необходимо отключить и снова включить радиостанцию. При повторении признаков неисправности радиостанции отключить и больше не включать.



РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ



Таблица 6.13.1

Тип радиоэлектроники	Постоянный ток 28,5 В		Переменный ток 115 В 400 Гц	
	Продолжительность	Место установки	Продолжительность	Место установки
Передатчик Р-807	ИП-50	РК радиостанции	-	-
Приемник РСС	-	-	СИ-2	РК
Радиостанция "Микрон"	АЗС-10	Эл.щит радиостанции	СИ-15	РК
"Баклан-20" № 1	АЗС-10	Щит АЗР	-	-
"Баклан-20" № 2	АЗС-10	Щит АЗР	-	-
СНУ-7Б № 1	АЗС-2	Эл.щит радиостанции	-	-
СНУ-7Б № 2	АЗС-2	То же	-	-
АРК-II № 1	АЗС-10	Щит АЗР	СИ-1	РК
АРК-II № 2	АЗС-10	Щит АЗР	СИ-1	РК
МРП-56П	АЗС-2		СИ-1	РК
РВ-2 с СВ-Р	АЗР-6	РК радиостанции	СИ-1	РК
КРП и ГРП	АЗС-10	Щит АЗР	СИ-1	РК
РСЕН-2С	АЗР-6	Щит АЗР	СИ-10	РК
РСЗ-1	АЗС-10	Щит АЗР штурмана	СИ-10	РК
ДИСС (НАС-1Б)	АЗС-10	Щит АЗР штурмана	СИ-10	РК
	АЗС-2			
СОМ-64	АЗС-5	Щит АЗР	СИ-5	РК
СРО	АЗС-5	Щит АЗР	СИ-5	РК
РМ-65	АЗС-5	Щит АЗР	-	-
"Курс МГ"	АЗС-5	Щит АЗР	СИ-10	РК
МС-61Б	СИ-2	РК радиостанции	-	-
СД-67	АЗС-2	Щит АЗР	СИ-2	РК
АРК-У2, Р-852	АЗС-10	Щит АЗР	СИ-1	РК



6.13.2. Самолетное переговорное устройство СПУ-7Б

Самолетное переговорное устройство предназначено для внутрисамолетной телефонной связи между членами экипажа по любой из двух сетей. Абонентский аппарат СПУ обеспечивает каждому члену экипажа (кроме бортмеханика и сопровождающего) возможность использовать самолетную радиоаппаратуру для внешней радиосвязи и прослушивания специальных сигналов.

Абонентские аппараты СПУ установлены на левом и правом бортах у кресел пилотов, у рабочих мест радиста и штурмана. Упрощенные абонентские аппараты СПУ установлены на вертикальной стенке мостика КБС для бортмеханика и на перегородке шпангоута № 9 (для сопровождающего). Ручные тангенты бортмеханика и сопровождающего размещаются около их кресел в специальных сумках.

Разъем для подсоединения тангента выпускаемого самолета, навернутый на заглушку "НАЗМИ СПУ", находится под полом грузовой кабины между шпангоутами № 42 и 43, а разъем для подсоединения аэродромного кабеля СПУ находится в крышке нижнего аварийного люка.

Кнопки К-4М установлены на штурвалах пилотов ("СПУ" и "РАДИО"), в двух тангентах на полу кабине штурмана ("СПУ"), на приборной доске штурмана ("РАДИО"), в тангente под ногой радиста ("РАДИО"), на столике радиста, на секстанте. По две кнопки К-4М ("СПУ" и "ЦВ") смонтировано на каждой ручной тангенте и щитке бортмеханика.

Внутрисамолетная связь членов экипажа по СПУ

Все члены экипажа имеют возможность вести двустороннюю внутрисамолетную связь в любой из сетей СПУ в зависимости от положения переключателя "СЕТЬ I-2" на абонентском аппарате СПУ.

Для того, чтобы один из членов экипажа мог вызвать другого члена экипажа, он должен убедиться в том, что абонент не занят другой связью, после чего нажимает кнопку "СПУ". При этом вызов, а в дальнейшем и связь, осуществляются только по той сети СПУ, на которую установлен переключатель сетей связи на абонентском аппарате СПУ ("СЕТЬ I-2"). При установке переключателя "СПУ - РАДИО" на абонентских аппаратах СПУ в положение "СПУ" внутрисамолетная связь между членами экипажа может производиться также путем нажатия кнопок "РАДИО". Во время связей между членами экипажа по внутренним сетям СПУ переключатель радиосвязей на абонентских аппаратах СПУ может находиться в любом положении внешней связи, при этом телефоны абонентов подключаются к выходу одного из усилителей СПУ, а гарнитуры через кнопку "РАДИО" или "СПУ" – к выходу этого же усилителя. При ведении внутренней связи работа приемника внешней радиосвязи не прерывается, а прослушивается в телефонах с пониженной громкостью.



Уровень сигнала, поступающего с выхода усилителя СПУ, регулируется ручкой "ОБЩАЯ", а приемника, поступающего с приемника внешней радиосвязи, ручкой "ПРОСЛУШИВАНИЕ" на абонентских аппаратах СПУ.

Каждый член экипажа может вызвать нужного ему абонента также нажатием кнопки "ЦВ" на абонентском аппарате СПУ. Переключатель радиосвязей "СПУ - РАДИО" на абонентском аппарате СПУ при этом может находиться в любом положении.

При нажатии кнопки "ЦВ" телефоны всех членов экипажа подключаются к выходу усилителя СПУ, одновременно оставаясь подключенными через трансформатор к приемнику внешней радиосвязи, на которую установлен переключатель радиосвязей. При этом принимаемая передача внешней радиосвязи будет прослушиваться с пониженной громкостью. Абонент, получивший циркулярный вызов, если он в это время находился на внешней связи, для ответа должен нажать кнопку "ЦВ" своего абонентского аппарата или, переключив переключатель "СПУ - РАДИО" в положение "СПУ", нажать кнопку "РАДИО" или "СПУ". Абоненты, ведущие дальнейшие переговоры по сети внутренней связи, должны быть обязательно включены в одну и ту же сеть связи (сеть I или 2). Для выхода членов экипажа на внешнюю связь необходимо установить переключатель радиосвязей в положение выбранной внешней связи ("УКР", "СР", "КР", "ДР", "РК-Г") и переключатель "СПУ - РАДИО" - в положение "РАДИО".

В этом случае телефоны абонента подключаются к выходу выбранного приемного устройства, а гарнитуры абонента при нажатии кнопки "РАДИО" подключаются к входу передатчика (если для внешней связи выбрана радиостанция). Одновременно этой же кнопкой включается реле запуска передатчика. При этом внутрисамолетные передачи прослушиваются членами экипажа с пониженной громкостью.

Уровень сигнала, поступающего с выхода приемника внешней связи, регулируется ручкой "ОБЩАЯ" на абонентском аппарате СПУ, а уровень прослушивания внутренних передач по сетям СПУ - ручкой "ПРОСЛУШИВАНИЕ".



6.I3.3. КВ радиостанции

На самолете могут устанавливаться радиостанция "Микрон" и резервная радиостанция (передатчик Р-807 с приемником РИС).

КВ радиостанция "Микрон"

КВ радиостанция "Микрон" предназначена для ведения комплексной беспилотной и бесподстроечной телефонной и телеграфной радиосвязи экипажа самолета с наземными командными пунктами и самолетами в воздухе. Радиостанцию "Микрон" разрешается эксплуатировать при температурах воздуха от минус 55 до 50 °C.

Полное управление КВ радиостанцией (включение питания, настройка радиостанции) осуществляется бортрадистом. Включать радиостанцию "Микрон" при работе двигателей в режиме ЗМГ запрещается.

Бортрадист может использовать радиостанцию как для телефонной, так и для телеграфной радиосвязи, для чего на его столе установлен телеграфный ключ, а также вести одностороннюю связь (прием) в дополнительном диапазоне 24–28 МГц, для этого на пульте управления выключатель "ПРМ2 – 28 МГц" устанавливается в направлении стрелки. После погасания табло "НАСТ" приемник готов к работе. При переходе в режим "ПЕРЕДАЧА" выключатель должен находиться в положении, противоположном направлению стрелки.

КВС и второй пилот могут использовать радиостанцию для связи с корреспондентами только в том случае, если радиостанция предварительно включена и настроена на необходимую частоту бортрадистом. Штурман может только прослушивать работу приемника радиостанции.

Все члены экипажа, которым предоставлена возможность использования радиостанции "Микрон" для внешней связи, должны устанавливать переключатели радиосвязей на своих абонентских аппаратах СПУ в положение "СР".

Для включения и использования радиостанции в полете необходимо:

- установить переключатель "СР – КР" ("Микрон – РСБ-70") на рабочем месте бортрадиста в положение "СР" ("Микрон");
- установить переключатель радиосвязей на абонентском аппарате СПУ в положение "СР", переключатель "СПУ – РАДИО" – в положение "РАДИО";

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

- включить АЗС-10 "КР" на электрошнитке бортрадиста;
- при выбранном режиме работы пучками выбора частоты на пульте управления радиостанцией установить рабочую частоту. По окончании настройки светосигнализатор "НАСТР" на пульте управления должен погаснуть;
- прослушать позывные сигналы принимаемой радиостанции;
- регулятором громкости "ОБЩАЯ" на абонентском аппарате СПУ установить необходимую громкость. При этом регулятор громкости "ГРОМК" на пульте управления радиостанцией должен находиться в положении максимальной громкости;
- для ведения передачи в телефонном режиме нажать кнопку "РАДИО" на штурвале управления (или тангенту у бортрадиста);
- для ведения передачи в телеграфном режиме бортрадисту установить на телеграфном ключе переключатель "ПРД - ПРМ" в положение "ПРД" и вести передачу, манипулируя ключом;
- отключить радиостанцию автоматом защиты сети "КР" на электрошнитке бортрадиста.

Резервная КВ радиостанция (передатчик Р-807 с приемником РПС)

Передатчик Р-807 (I-РСБ-70) с блоком средних волн БСВ-70 и приемником РПС является приемо-передающей КВ радиостанцией, предназначенной для телефонно-телеграфной симплексной и полудуплексной связи самолета с землей и другими самолетами. Блок БСВ-70 служит для радиосвязи на средних волнах в высоких широтах и для навигационных целей.

Полное управление радиостанцией (включение питания, настройка передатчика Р-807 и приемника РПС) осуществляется бортрадистом.

Бортрадист может использовать радиостанцию как для телефонной, так и телеграфной радиосвязи, для чего на столике установлен телеграфный ключ. Частичное использование радиостанции для связи с корреспондентами только в телефонном режиме могут осуществлять КВС, второй пилот и штурман при условии, что питание радиостанции включено, а передатчик и приемник настроены на нужные частоты бортрадистом.

Для использования КВ радиостанции Р-807 (и приемника РПС) для внешней связи все члены экипажа, которым предоставлена такая возможность, должны установить переключатель внешних связей на абонентском аппарате СПУ в положение "СР".

6.13.4. УКВ радиостанция "Баклан-20"

УКВ радиостанция предназначена для радиотелефонной связи членов экипажа с наземными командными пунктами и самолетами в воздухе.

На самолет установлено два комплекта радиостанций "Баклан-20" № 1 и 2. Включение и управление радиостанциями "Баклан-20" № 1 и 2 осуществляет бортрадист со своего рабочего места. Пилоты и штурманы могут использовать обе радиостанции для связи, если они включены и установлены соответствующие частоты бортрадистом.

Для связи по УКВ радиостанции (при включенном питании и установленной частоте связи) необходимо установить переключатель связей на абонентских аппаратах СПУ в положение "УКР" (при работе с УКВ радиостанцией № 1) или "ДР" (при работе с УКВ радиостанцией № 2). Для перехода в режим передачи необходимо нажать кнопку "РАДИО" у КВС, второго пилота или штурмана либо ножную тангенту у бортрадиста.

Для включения и использования радиостанций "Баклан-20" № 1 и 2 в полете необходимо:

- включить автоматы защиты сети АЗС-10 "УКР № 1" и "УКР № 2", размещенные на панели АЗС на шлангогуте № 9;
- установить выключатель "УКР-1 - ОТКЛ" или "УКР-2 - ОТКЛ" на рабочем месте бортрадиста в положение "УКР-1" или "УКР-2" для радиостанции № 1 или 2 соответственно;
- установить переключатель радиосвязей на абонентском аппарате СПУ в положение "УКР" для работы с радиостанцией № 1 или "ДР" для работы с радиостанцией № 2. При этом переключатель "СПУ - РАДИО" должен быть установлен в положение "РАДИО";
- установить рабочую частоту;
- регулятором громкости "ОБЩАЯ" на абонентском аппарате СПУ установить требуемую громкость прослушиваемого сигнала;
- для ведения передачи нажать кнопку "РАДИО" или ножную тангенту.

При наличии помех включить выключатель "ИМ" на пульте управления, при этом дальность связи может уменьшиться.

ВНИМАНИЕ! ПРИ РАЗНОСЕ РАБОЧИХ ЧАСТОТ УКВ РАДИОСТАНЦИЙ МЕНЕЕ 0,4 МГц
ВОЗМОЖНО ИХ ВЗАИМОВЛИЯНИЕ.

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

6.13.5. Радиокомпас АРК-II

А. Осные сведения

Радиокомпас АРК-II предназначен для самолетовождения по приводным и широковещательным радиостанциям и обеспечивает непрерывное получение курсового угла радиостанции (КУР), автоматическую пеленгацию радиостанций и, в совокупности с другими приборами, заход на посадку по системе ОСН.

На самолете установлено два комплекта радиокомпаса АРК-II: 1-й комплект - с двойным дистанционным управлением с рабочих мест штурмана и второго пилота, 2-й комплект - с одним дистанционным управлением от штурмана.

Б. Подготовка к полету

I. Включить радиокомпас, для чего:

- включить автоматы защиты на щите АЭР ("АРК-II № 1", "АРК-II № 2" или "ПРИЕМ АРК-II № 1", "ПРИЕМ АРК-II № 2" и "ПУЛЬТ АРК-II № 1", "ПУЛЬТ АРК-II № 2");
- установить переключатель режимов работ на пульте управления в положение "АНТЕННА".

2. Настроить радиокомпас на приводную радиостанцию, для чего:

- установить ручку "РЕГ. ГРОМК." в среднее положение и нажать кнопку "П";
- установить переключатель "ШИР - УЗК" и "ТЛГ - ТЛФ" в положения "ШИР" и "ТЛФ";
- ручкой "ДИАПАЗОН" установить поддиапазон, соответствующий частоте радиостанции;
- установить частоту радиостанции ручкой "НАСТРОЙКА ШЛАВНАЯ";
- нажать до упора ручку "НАСТРОЙКА ШЛАВНАЯ" и врашая ее вблизи добиться максимального отклонения стрелки индикатора и прослушать позывные радиостанции;
- установить режим "КОМП. I" и снять отсчет КУР.

3. Проверить работоспособность радиокомпаса, для чего:

- переключателем "РАМКА Л-П" отвести рамку на 90-120° и отпустить;
- сличить показания КУР на указателях штурмана и пилота.

Если показания КУР устойчивы радиокомпас работает способен.

4. Выполнить установку фиксированных частот, для чего:

- установить переключатель режимов работы в положение "АНТЕННА";
- нажать кнопку (I-9) с заданным номером;
- установить переключатель "ТЛГ - ТЛФ" в требуемое положение;
- выполнить настройку на заданные радиостанции в соответствии с п. 2 для всех заданных частот (кнопок I-9).

В. Эксплуатация в полете

I. Для включения и использования радиокомпаса штурман (второй пилот) должен:

- a) установить переключатель режимов работ в положение "КОМП. I";
- б) нажать кнопку "ПЕРЕКЛ. ПУЛЬТ" на пульте управления;
- в) установить переключатель абонентского аппарата СПУ в положение "РК-1" (при работе с АРК-II № 1) или "РК-2" (при работе с АРК-II № 2);
- г) настроить радиокомпас (или нажать соответствующую кнопку настройки на нужную радиостанцию), после чего использовать его для радионавигации.

2. КВС и бортрадист могут прослушивать сигналы наземных радиостанций при установке переключателя внешних связей на абонентском аппарате СПУ в положение "РК-1" или "РК-2" и переключателей "ПРОСЛУШИВАНИЕ, АРК - КУРС" в положение "АРК" и снимать КУР по указателю ИКУ-1 (ИКУ-1А) при установке его переключателей "АРК1 - VOR" и "АРК2 - VOR" в положения "АРК1" или "АРК2".

3. Штурман может производить отсчет КУР по указателю УШ при установке переключателя "АРК-II № 1, АРК-У2 - АРК-II - VOR" в положение "АРК-II" или в положение "АРК-II № 1, АРК-У2". При установке переключателя в положение "АРК-II, АРК-У2" КУР передается к стрелке № 1 УШ от АРК-II № 1, а к стрелке № 2 УШ от АРК-У2 (при этом КУР от АРК-II № 2 на УШ не передается).



6.I3.6. Аварийно-спасательные радиостанции

Аварийно-спасательная радиостанция Р-850

Радиостанция Р-850 служит для посылки сигналов бедствия или пеленга после развертывания ее на земле или водной поверхности в случае аварии самолета. Радиостанция размещается в грузовом отсеке по левому борту на специальном кронштейне.

Для включения и использования аварийной радиостанции необходимо:

- извлечь радиостанцию из упаковки;
- развернуть противовес и антенну (штыревую высотой 1,5 м - для передач на расстояния до 3-5 км, или антенну типа "наклонный луч" длиной до 100 м, которая поднимается с помощью воздушного шара или воздушного змея);
- ручкой "ЧАСТОТА ПЕРЕДАЧИ кГц" установить одну из шести фиксированных частот.

Настройка передатчика радиостанции Р-850 производится согласно таблице настройки с помощью переключателя "НАСТРОЙКА АНТЕННЫ ГРУБО" и ручки "НАСТРОЙКА АНТЕННЫ ПЛАВНО" по максимальному отклонению стрелки прибора.

Настройка приемника радиостанции производится на слух при приеме телефонных сигналов ручкой "ПОДСТРОЙКА ПРИЕМНИКА", а при приеме телеграфных сигналов - ручкой "ТЛГ ТОН БИЕНЫ". Выбор частоты приема производится с помощью ручки "ЧАСТОТА ПРИЕМА кГц".

Радиостанция Р-850 может работать в телеграфном (переключатель рода работ в положении "ПЕРЕДАЧА ТЛГ") или телефонном (в положении "ПЕРЕДАЧА ТЛФ") режимах. В телеграфном режиме передачу можно вести или вручную ключом, или автоматически. Для автоматической передачи необходимо завести механизм автомата, нажав до упора кнопку автоматического датчика.

При работе автомата в эфир посыпаются сигналы тревоги, сигналы бедствия и позывные самолета.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВО ВРЕМЯ РАБОТЫ АВТОМАТА НЕЛЬЗЯ НАЖИМАТЬ ТЕЛЕГРАФНЫЙ КЛЮЧ.

Питание радиостанции Р-850 осуществляется от батарейных блоков питания. Радиостанция имеет мягкую упаковку и обладает плавучестью на воде.

Аварийная радиостанция Р-855УМ

Радиостанция Р-855УМ индивидуального пользования предназначена для обеспечения двусторонней связи членов экипажа, покинувших самолет, с самолетами (вертолетами) аварийно-спасательной службы, а также для работы в качестве радиомаяка для привода к месту аварии поисковых самолетов (вертолетов), оборудованных радиокомпасом МВ или МВ-ДМВ диапазона. Радиостанция используется в соответствии с инструкцией, написанной на ее корпусе.



6.13.7. Радиовысотомер РВ-2

Радиовысотомер малых высот РВ-2 работает в комплекте с сигнализатором высоты СВ-Р, реле СВУ-12-IA и предназначен для определения истинной высоты полета самолета в пределах от 0 до 1200 м.

Включить радиовысотомер и пользоваться им могут только КВС и второй пилот. Для этого один из них должен:

- Включить питание радиовысотомера выключателем, расположенным на указателе высоты. При этом приоритетом подключения к РВ обладает указатель высоты КВС, а указатель высоты второго пилота автоматически отключается и его стрелка устанавливается на левый упор;
- На предварительном старте проверить работоспособность радиовысотомера;
- В полете установить необходимый диапазон измерения высоты переключателем на указателе высоты, убедившись в том, что стрелка указателя высоты установилась на нулевой отметке с точностью $\pm 2,5$ (м первый диапазон). При включении второго диапазона высоты стрелка указателя займет новое положение.

Сигнализатор высоты СВ-Р включается и отключается одновременно с включением и отключением радиовысотомера РВ-2. Для использования сигнализатора высоты КВС должен установить на задатчике высоты переключатель в положение той высоты, которую нужно сигнализировать (второй пилот устанавливать высоту на задатчике не может).

Для проверки работоспособности сигнализатора высоты необходимо при включенном питании РВ установить переключатель "МЕТРЫ I ДИАПАЗОН" ("МЕТРЫ II ДИАПАЗОН") в положение "ВЫК", а затем в любое положение. В телефонах прослушивается в течении 4-7 с звуковой сигнал и горят светосигнализаторы.

При снижении самолета до заданной высоты должны загораться светосигнализаторы, а в телефонах пилотов в течение 4-7 с должен прослушиваться звуковой сигнал.

ПРИМЕЧАНИЕ. Сигнализация опасной высоты срабатывает только в случае установки на задатчике СВ-Р и указателе высоты одного диапазона.

Если заход на посадку будет повторен, то для обеспечения работы сигнализатора необходимо, чтобы высота полета (при повторном заходе) на 40 м (в первом диапазоне) или 350 м (во втором диапазоне) была больше заданной высоты сигнализации.



6.13. 7а. РАДИОВЫСОТОМЕР РВ-5М

A. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Радиовысотомер РВ-5М предназначен для непрерывного автоматического измерения истинной высоты полета самолета в диапазоне от 0 до 750 м и дает экипажу:

- Данные о текущей высоте с двух индикаторов высоты, снимаемые визуально;
- Данные о текущей высоте в виде постоянного напряжения положительной полярности (сигнал "Выход Н я +");
- Сигнал "Н опасная" о пролете самолетом сверху вниз и полете ниже опасной высоты;
- сигнал "Исправность" об исправной работе радиовысотомера и наличии радиолокационного контакта с земной поверхностью;
- Бленкерную (флажковую) сигнализацию о неисправной работе радиовысотомера или потере радиолокационного контакта с земной поверхностью;

На самолете установлен радиовысотомер РВ-5М с двумя индикаторами УВ-5М-1 или А-034-4-12 (по одному на левой и правой панелях приборной доски). Индикаторы предназначены для визуальной индикации текущей высоты и исправности радиовысотомера, а также для установки и индикации ВПР.

Включение и выключение радиовысотомера осуществляется левый летчик с помощью выключателя "РВ - ОТКЛ", расположенного на левой панели приборной доски рядом с индикатором.

Включение радиовысотомера производится за 2 мин до его использования, а при температуре наружного воздуха ниже минус 20° С и повышенной влажности - за 10 мин.

Звуковой сигнал о пролете опасной высоты (при снижении) подается в телефоны левого летчика в течении 3 - 9 с независимо от положения органов управления на его абонентском аппарате СПУ. При этом на индикаторах радиовысотомера загорается светосигнализатор "

ОПАСНАЯ ВЫСОТА" на УВ-5М-1 или лампа-ручка "Ⓐ" на А-034-4-12 и продолжает гореть при выполнении полета ниже высоты, на которую установлен индекс ВПР.

- ВНИМАНИЕ!**
1. ПРИ УГЛАХ КРЕНА И ТАНГАЖА БОЛЕЕ 200 ПОГРЕШНОСТЬ ИЗМЕРЕНИЯ ВЫСОТЫ ПОЛЕТА УВЕЛИЧИВАЕТСЯ ЗА СЧЕТ ВЛИЯНИЯ НАКЛОННОЙ ДАЛЬНОСТИ. ПРИ УГЛАХ КРЕНА И ТАНГАЖА БОЛЕЕ 400 РАДИОВЫСОТОМЕРОМ ПОЛЬЗОВАТЬСЯ НЕ РЕКОМЕНДУЕТСЯ.
 2. ПРИ ПОЛЕТЕ НА МАЛЫХ ВЫСОТАХ НАД ТОЛСТЫМ СЛОЕМ ЛЬДА (СНЕГА) РАДИОВЫСОТОМЕР МОЖЕТ ИЗМЕРЯТЬ ВЫСОТУ ОТ НИЖНЕЙ ИЛИ ВЕРХНЕЙ КРОМКИ ЛЕДЯНОГО (СНЕЖНОГО) ПОКРОВА, А НАД ЛЕСНЫМИ МАСИВАМИ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ СОСТАВА И ПЛОТНОСТИ ЛЕСА - РАДИОВЫСОТОМЕР МОЖЕТ ИЗМЕРЯТЬ ВЫСОТУ ОТ



ВЕРХНЕЙ КРОМКИ КРОН ДЕРЕВЬЕВ (ГУСТОЙ ЛЕС) ИЛИ ОТ ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТИ (РЕДКИЙ ЛЕС). ПОЭТОМУ ПРИ ПОЛЕТАХ НА ВЫСОТАХ МЕНЕЕ 50 м В ЭТИХ УСЛОВИЯХ КОНТРОЛИРУЙТЕ ВЫСОТУ ПО БАРОМЕТРИЧЕСКОМУ ВЫСОТОМЕРУ.

3. ПРИ ПОЛЕТАХ НАД ГОРНОЙ МЕСТНОСТЬЮ РАДИОВЫСОТОМЕРОМ ПОЛЬЗОВАТЬСЯ НЕ РЕКОМЕНДУЕТСЯ.
4. ПРИ НАЛИЧИИ БЛЕНКЕРА НА УВ-5М-1 (ФЛАЖКОВОГО СИГНАЛИЗАТОРА на А-034-4-12) НА ЛИЦЕВОЙ ЧАСТИ ИНДИКАТОРОВ ВЫСОТЫ ПОЛЬЗОВАТЬСЯ ПОКАЗАНИЯМИ РАДИОВЫСОТОМЕРОВ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

Функциональное назначение органов управления и индикации:

Наименование	Функциональное назначение
Выключатель "РВ - ОТКЛ" <u>Индикатор УВ-5М-1</u>	Включение и отключение радиовысотомера <u>Индикатор УВ-5М-1</u>
Ручка-кнопка "КОНТРОЛЬ УСТ. ВЫСОТ" "Желтый светосигнализатор "ОПАСНАЯ ВЫСОТА"	Установка индекса ВПР контроль работоспособности радиовысотомера Сигнализация стихения ВПР
Окно с бленкером Подвижный индекс ВПР	Сигнализация неисправности радиовысотомера Указатель значения устанавливаемой ВПР
<u>Индикатор А-034-4-12</u> Кнопка "ТЕСТ" Лампа-ручка "  " Флажковый сигнализатор Подвижный индекс ВПР	<u>Индикатор А-034-4-12</u> Контроль работоспособности радиовысотомера Установка индекса ВПР и сигнализация достижения ВПР Сигнализация неисправности радиовысотомера Указатель значения устанавливаемой ВПР

На рис. 6.13.1 и 6.13.2 представлены изображения лицевых частей индикаторов УВ-5М-1 и А-034-4-12 соответственно.

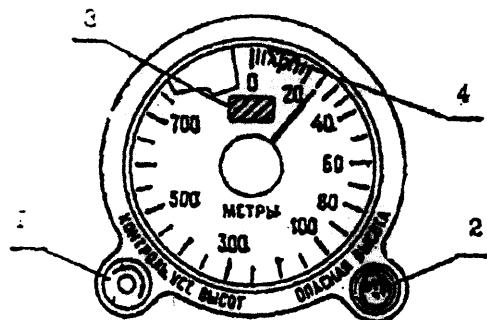


Рис. 6.13.1. Индикатор УВ-5М-1

1 - Ручка-кнопка "КОНТРОЛЬ УСТ. ВЫСОТ"
 2 - желтый светосигнализатор "ОПАСНАЯ ВЫСОТА";
 3 - окно с бленкером.
 4 - подвижный индекс ВПР.

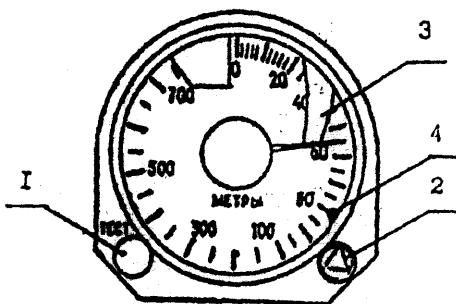


Рис. 6.13.2. Индикатор А-034-4-12

1 - кнопка "ТЕСТ"; 2 - лампа-ручка "Ⓐ";
 3 - флагковый сигнализатор;
 4 - подвижный индекс ВПР.

Б. ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ

PB-5M с индикаторами УВ-5М-1	PB-5M с индикаторами А-034-4-12
<p>После включения электропитания проверьте работоспособность радиовысотомера, для чего:</p> <ul style="list-style-type: none"> - установите на шкале индикатора подвижный индекс ВПР на значение "10 м"; - установите выключатель "PB - ОТКЛ" в положение "PB". <p>При этом стрелка индикатора должна уйти за маску со стороны больших высот, а также:</p> <p>бленкер в окне должен быть виден, светосигнализатор "ОПАСНАЯ ВЫСОТА" не должен гореть.</p> <p>После прогрева стрелка индикатора высоты должна установиться в пределах $(0 \pm 0,8)$ м, в телефонах в течение 3 - 9 с должен прослушиваться тональный сигнал, а также должны убраться бленкер из окна и загореться светосигнализатор "ОПАСНАЯ ВЫСОТА";</p> <ul style="list-style-type: none"> - нажмите кнопку "КОНТРОЛЬ" на индикаторе высоты. <p>и убедитесь, что стрелка показывает высоту $(15 \pm 1,5)$ м, а также:</p> <ul style="list-style-type: none"> - светосигнализатор "ОПАСНАЯ ВЫСОТА" гаснет; - отпустите кнопку "КОНТРОЛЬ" <p>и убедитесь, что стрелка возвращается в положение $(0 \pm 0,8)$ м, а при прохождении её через значение высоты $(10 \pm 0,5)$ м, загорается светосигнализатор "ОПАСНАЯ ВЫСОТА" и в телефонах в течение 3 - 9 с подается звуковой сигнал частотой 400 Гц.</p>	<p>бленкер в окне должен быть виден, светосигнализатор "ОПАСНАЯ ВЫСОТА" не должен гореть.</p> <p>флагковый сигнализатор должен выпасть,</p> <p>лампа-ручка "Ⓐ" не должна гореть.</p> <p>убраться флагковый сигнализатор и загореться лампа-ручка "Ⓐ";</p> <ul style="list-style-type: none"> - нажмите кнопку "ТЕСТ" на индикаторе высоты. <p>убраться флагковый сигнализатор и загореться лампа-ручка "Ⓐ" гаснет;</p> <ul style="list-style-type: none"> - отпустите кнопку "ТЕСТ" <p>убраться флагковый сигнализатор и загореться лампа-ручка "Ⓐ".</p>

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

В. ЭКСПЛУАТАЦИЯ В ПОЛЕТЕ

PB-5M с индикаторами УВ-5М-1	PB-5M с индикаторами А-034-4-12
При наборе высоты в момент прохождения стрелки индикатора через установленный индекс ВПР контролируйте погасание светосигнализатора "ОПАСНАЯ ВЫСОТА"	лампы-ручки "Δ"
При снижении в момент прохождения стрелки индикатора через установленный индекс ВПР контролируйте появление в телефонах звукового сигнала и загорание светосигнализатора "ОПАСНАЯ ВЫСОТА"	лампы-ручки "Δ"

Г. ВОЗМОЖНЫЕ НЕИСПРАВНОСТИ И ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА

Проявление неисправности	Действия экипажа
1. При проверке радиовысотомера в режиме встроенного контроля не отрабатывается контрольное значение высоты, а бленкер на индикаторе УВ-5М-1 в окне не появляется (на индикаторе А-034-4-12 флагковый сигнализатор не выпадает).	Отключите радиовысотомер. При выполнении снижения, сравнивайте показания левого и правого, барометрических высотометров
2. На высоте ниже 750 м на индикаторе УВ-5М-1 в окне появился бленкер (на индикаторе А-034-4-12 выпал флагковый сигнализатор)	То же самое
3. Замирание стрелки или завышение. (занижение) показания радиовысотомера	То же самое
4. Нет сигнализации пролета опасной высоты,	Высоту определяйте по показаниям барометрических высотометров



6.13.8. Навигационно-посадочная аппаратура "Курс МП-2"

A Общие сведения

Навигационно-посадочная аппаратура "Курс МП-2" предназначена для обеспечения полетов самолетов по сигналам всенаправленных радиомаяков VOR, выполнения предпосадочных маневров и инструментальных посадок по наземным радиомаякам системы посадки типа ILS или СП-50

Аппаратура "Курс МП-2" состоит из двух независимых полуокомплектов, каждый из которых управляется со своего блока управления и селектора курса. Общими блоками для обоих полуокомплектов, с которых осуществляется управление аппаратурой, являются селектор систем, блок электробаланса и установки нуля "СП-50" и два индикатора ИКУ-1А. Кроме того, оба полуокомплекта выдают сигналы на указатель штурмана (УШ), на приборы НПП пилотов и на вычислители СДУ "Привод".

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. На самолетах с прибором КППМС, установленным на приборной доске штурмана, информация о боковом и продольном положениях самолета выдается на НПП второго пилота либо на КППМС штурмана в зависимости от положения переключателя "СТРЕЛКИ ПОЛОЖЕНИЯ НА СЕБЯ - ШТУРМАН", находящегося на правой панели приборной доски пилотов. На этих самолетах, кроме КППМС, на приборной доске штурмана установлены светосигнализаторы "СТРЕЛКИ ПОЛОЖЕНИЯ КППМ ОТКЛЮЧЕНЫ", "РСБН", "VOR", "ILS" и "СП-50".
2. При использовании КУРС МП-2 (КУРС МП-70) следует руководствоваться ограничениями, изложенными в Разделе 2.5.

Блоки управления служат для настройки аппаратуры на частоту соответствующего наземного радиомаяка и одновременного включения режима навигации ("VOR") или посадки ("ILS" или "СП-50"). Частоты посадочных и навигационных маяков устанавливаются согласно регламенту.

- На селекторе систем осуществляются выбор посадочного режима "ILS" или "СП-50" переключателем "ILS - СП-50", изменение чувствительности маркерных приемников - переключателем "МАРКЕР - МАРШР - ПОСАДКА" и установка следующих вариантов подключения приборов НПП пилотов и вычислителей СДУ "Привод" к выходам приемников:
 - "РСБН" НПП пилотов и вычислители СДУ подключаются к выходным устройствам РСБН-2С,
 - "РСБН/СП-50" НПП КВС и вычислители СДУ подключаются к выходным устройствам РСБН-2С, работающим в режиме навигации, а НПП второго пилота подключается к выходным устройствам курсового и глиссадного приемников первого полуокомплекта аппаратуры "Курс МП-2" в режиме посадки "ILS" или "СП-50". Если выходит из строя курсовой или глиссадный канал первого полуокомплекта, то автоматически подключается второй полуокомплект аппаратуры "Курс МП-2",
 - "I" НПП пилотов и вычислители СДУ подключаются в выходным устройствам курсового и глиссадного приемников первого полуокомплекта аппаратуры при условии нормальной работы этих приемников, т.е. при наличии сигналов готовности первого полуокомплекта. Если выходит



из стоянки курсовой или глиссадный канал первого полукомплекта, то автоматическое переключение не происходит;

- "Сост.". НШН ИКУ и выключатель СДУ подключаются к выходным устройствам курсового и глиссадного приемников первого полукомплекта, а НШН второго полукомплекта - к второму полукомплекту. Если выходит из строя любой из полукомплектов, автоматического переключения не происходит.

- "2". НШН пилотов и выключатель СДУ подключаются к выходным устройствам курсового и глиссадного приемников второго полукомплекта. Если выходит из строя второй полукомплект, автоматического переключения на первый полукомплект не происходит.

Одновременно с установкой этого переключателя в одно из указанных положений на светосигнальные табло пилотов выдается индикация режима работы подключенного к их приборам НШН полукомплекта ("VOR", "ILS", "РСБН" или "СД-50").

Для индикации отказов аппаратуры по курсовому и глиссадному каналам на селекторе систем имеются четыре светосигнализатора - "K1", "K2", "Г1" и "Г2". Если загораются светосигнализаторы "K1" или "K2" - отказ курсовой канал, а если загораются светосигнализаторы "Г1" или "Г2" - отказ глиссадный канал соответствующего полукомплекта аппаратуры.

Селекторы курса служат для установки магнитного азимута самолета при пилотировании по приборам НШН в режиме "VOR".

Для одновременной индикации азимута на радиомаяк VOR и КУР этого радиомаяка используются индикаторы ИКУ-1А пилотов и указатель штурмана (УШ).

Подключаются ИКУ-1А пилотов к аппаратуре "Курс МП-2" следующим образом:

- первая (узкая) стрелка подключается к первому полукомплекту, работающему в режиме "VOR", при установке левого переключателя "АРК I - VOR I" на ИКУ в положение "VOR I" (при установке переключателя в положение "АРК I" первая стрелка подключается к радиокомпасу АРК-II № 1);

- вторая (широкая) стрелка подключается ко второму полукомплекту, работающему в режиме "VOR", при установке правого переключателя "АРК II - VOR II" на ИКУ в положение "VOR II" (при установке переключателя в положение "АРК II" вторая стрелка подключается к радиокомпасу АРК-II № 2).

При установке переключателя "АРК-II № 1. АРК-II - VOR", размещенного на верхнем щитке штурмана, в положение "VOR" стрелки "Г" и "2" УШ подключаются к первому и второму полукомплектам аппаратурой, работающим в режиме "VOR".

При установке переключателя в положение "АРК-II" стрелки "Г" и "2" подключаются к радиокомпасам АРК-II № 1 и 2 соответственно, а в положение "АРК-II № 1. АРК-II - VOR" стрелка "Г" подключается к радиокомпасу АРК-II № 1, а стрелка "2" - к радиокомпасу АРК-II № 2. Поло-



кения курсовой и глиссадной стрелок приборов НШИ используется при заходе на посадку по системам ILS и СН-50, а в режиме "VOR" курсовая стрелка является индикатором при полетах с постоянным азимутом, при этом на приборы НШИ выдаются сигналы только курсового канала полукомплекта аппаратуры, работающего в режиме "VOR". Глиссадный канал полукомплекта в этом режиме не работает.

Прослушивание позывных сигналов радиомаяков VOR и ILS через приемники первого и второго полукомплектов аппаратуры "Курс МИ-2" осуществляется пилотами при установке переключателей радиосвязей на их абонентских аппаратах СНУ в положение "РК1" или "РК2" в зависимости от того, какой полукомплект необходимо прослушать, и при установке переключателей "ПРОСЛУШ. КУРС МИ - АРК-Г" на левом и правом бортах (рядом с абонентскими аппаратами СНУ пилотов) в положение "КУРС МИ".

Маркерные приемники первого и второго полукомплектов аппаратуры обеспечивают звуковую (на электрозвонки и в телефоны пилотов) и световую (на табло) сигнализацию о пролете маркерных радиомаяков. При этом первый полукомплект обеспечивает сигнализацию КВС, второй полукомплект – второму пилоту. Звуковая сигнализация пролета маркерных радиомаяков в телефоны пилотов не зависит от положения переключателей на их абонентских аппаратах СНУ. Сигнализация срабатывает при пролете дальнего или маршрутного, среднего и ближнего маркерных радиомаяков, а на светосигнальных табло пилотов загорается соответствующая надпись: "МАРКЕР III", "МАРКЕР II", "МАРКЕР I". Звонят электрозвонки и в телефоны подается тональный сигнал 400, 1300 и 3000 Гц соответственно.

При заходе на посадку по СН-50 загорается только надпись "МАРКЕР III", но при этом звуковая сигнализация при пролете дальнего маркерного радиомаяка выдает серию тире, а при пролете ближнего – серию точек.

Для сигнализации пролета маркерных радиомаяков в маршрутном полете переключатель "МАРКЕР. - МАРШР. - ПОСАДКА" на селекторе режимов необходимо установить в положение "МАРШР".

Блок "Баланс СН-50" служит для контроля и установки курсовых планок приборов НШИ перед заходом на посадку в режиме "СН-50". При нажатии кнопки "I" блока баланса загорается светосигнализатор отказа курса второго полукомплекта на селекторе систем, при нажатии кнопки "II" загорается светосигнализатор отказа первого полукомплекта. При этом курсовые планки на приборах НШИ соответственно первого и второго полукомплектов должны устанавливаться на электрический нуль. Если планка не установилась на нуль, то при нажатой соответствующей кнопке повернуть планку в ту или иную сторону до установки ее на нуль.

Проверку и регулировку баланса производить только при наличии сигнала курсового маяка, т.е. когда блоки курса закрыты.



Б. Эксплуатация в полете

Полное управление аппаратурой осуществляет КВС (прослушивание позывных сигналов радиомаяков VOR или ILS, выбор режима работы, контроль сигнализации пролета маркерных радиомаяков и исправности аппаратуры, определение азимута радиомаяков VOR). Второй пилот использует аппаратуру в той же степени.

Штурман может производить только отсчет азимута радиомаяков VOR.

ПРИМЕЧАНИЕ. На самолетах, на которых установлен прибор КННМС, штурман может использовать аппаратуру в той же степени, что и второй пилот, за исключением прослушивания в телефонах позывных сигналов радиомаяков и сигнализации момента пролета маркерных радиомаяков.

Бортрадист пользоваться аппаратурой не может.

Включение электропитания аппаратуры осуществляется выключателем "КУРС МП - ОТКЛ.", установленным на левой панели приборной доски пилотов, а также автоматами защиты "КУРС МП I к-т", "КУРС МП II к-т" и "КУРС МП. СИГНАЛИЗ." на щите АЗР.

Маршрутный полет по радиомаякам VOR

При включенном режиме "Совм." подукомплекты работают независимо один от другого. Каждый подукомплект настраивается на необходимый радиомаяк (настройка проверяется прослушиванием позывных радиомаяка VOR в телефонах).

Индикация отклонения от линии заданного пути производится раздельно по приборам КВС и второго пилота от первого и второго подукомплектов. Индикация текущего азимута и курсового угла каждого радиомаяка осуществляется по соответствующим стрелкам ИКУ и УШ. При полете самолета по линии пути, проходящей через радиомаяк VOR, на селекторе курса устанавливается магнитный азимут самолета.

При выходе самолета на ЛЗП курсовая стрелка положения НП установливается на нулевом индексе. Дальнейшее пилотирование сводится к удержанию стрелки прибора на нулевом индексе. При отклонении самолета от заданного курса стрелка положения отклонится в сторону ЛЗП.

При полете самолета на радиомаяк на селекторе курса горит световое табло "НА", при пролете самолетом радиомаяка световое табло "НА" гаснет и загорается световое табло "ОТ". Переключатель принудительной смены индикации на селекторе курса используется при изменении курса самолета на 180° до пролета радиомаяка, одновременно со сменой индикации набранный ранее магнитный курс на счетчике изменится на 180° . Во всех других случаях переключатель принудительной смены индикации должен быть установлен в нижнее положение.

Предпосадочный маневр по радиомаякам VOR и ILS

Первый полукомплект настраивается на радиомаяк VOR, второй – на радиомаяк ILS.

Индикация отклонения от ЛЗИ и посадочного курса выдается раздельно левому и правому пилотам от первого и второго полукомплектов. Индикация текущего азимута и КУР осуществляется по первым стрелкам ИКУ и УШ.

В этом режиме может быть использовано противоположное включение полукомплектов: первого – на радиомаяк ILS, второго – на VOR. При этом на вторых стрелках ИКУ может индицироваться КУР от радиокомпаса АРК-Д.

Заход на посадку по радиомаякам ILS или СП-50

При включенном режиме "I" на селекторе систем и установке переключателя "ILS – СП-50" в одно из положений оба полукомплекта настраиваются на курсовой посадочный радиомаяк ILS или СП-50 путем установки на блоках управления первого и второго полукомплектов соответствующей частоты, при этом оба глиссадных приемника автоматически настраиваются на соответствующий глиссадный радиомаяк.

Индикация положения самолета относительно зон курса и глиссады выдается обоим пилотам с первого полукомплекта. В случае выхода из строя курсового или глиссадного канала индикаторы и вычислители СДУ автоматически подключаются ко второму полукомплекту, который в этом случае всегда находится в резерве. При включении на селекторе систем режима "2" ко второму полукомплекту аппаратуры подключаются приборы НШП и вычислитель СДУ. При отказе второго полукомплекта автоматического подключения к исправному (первому) полукомплекту приборов НШП и вычислителя СДУ не произойдет.

При работе в режиме "ILS" или "СП-50", при отклонении самолета от посадочного курса или глиссады снижения, стрелки положения приборов НШП отклоняются от нулевых индексов, что указывает положение равносигнальных зон курса или глиссады.

При работе в режиме "СП-50" перед заходом на посадку, находясь в зоне действия курсового радиомаяка, следует проверить установку электрического нуля стрелок положения курса на приборах НШП с блока электробаланса и установку нуля "СП-50" для обоих полукомплектов.

При заходе на посадку по радиомаякам ILS необходимо убедиться в правильном выборе требуемого канала, прослушав позывные сигналы наземного радиомаяка.

ВНИМАНИЕ! ПРИ ОТКРЫТЫХ БЛЕНКЕРАХ КУРСА И ГЛИССАДЫ ПОЛЬЗОВАТЬСЯ НШП ЗАПРЕЩАЕТСЯ.



6.13.9. Радиолокационная станция РОС-1

Радиолокационная станция предназначена для навигации по наземным ориентирам и обеспечивает получение на экране индикаторной трубки кругового обзора радиолокационного изображения местности в радиусе действия станции.

Полное управление радиолокатором осуществляется штурманом. Включать радиолокатор можно только при работающих генераторах или при питании бортовой сети от наземного источника питания достаточной мощности.

Для включения и использования радиолокатора необходимо:

- включить питание радиолокатора поворотом ручки "ВКЛ. СЕТИ = 27 В ~ 115 В" на пульте управления;
- проверить центровку, фокусировку и яркость развертки на экране индикатора;
- проверить наличие меток дальности и работу растяжки масштаба;
- проверить работу регулятора задержки развертки и переключателя масштабов;
- включить передатчик (не ранее чем через 5 мин после включения питания радиолокатора) выключателем "ВЫСОКОЕ ПЕР-КА. ВКЛ. - ВЫКЛ." на пульте управления;
- проверить величину токов детекторов сигнала АПЧ и магнетронов, устойчивость работы схемы АПЧ, качество изображения и показания манометров давления;
- проверить наличие на экране радиолокатора изображение местных предметов;
- по окончании проверки радиолокатора и при отсутствии необходимости его использования отключить питание сначала выключателем "ВЫСОКОЕ ПЕР-КА ВКЛ. - ВЫКЛ.", а затем выключателем "ВКЛ. СЕТИ = 27 В ~ 115 В".

При необходимости периодического использования радиолокатора для минимальной затраты времени на его включение целесообразно отключить вращение антенны и передатчик, оставив включенным питание радиолокатора по низкому напряжению (т.е. выключатель "ВКЛ. СЕТИ = 27 В ~ 115 В" должен оставаться во включенном состоянии); ручку "ЯРКОСТЬ" на ТКО установить на минимум яркости.





6.13.10. Система ближней навигации РСБН-2С

A. Общие сведения

Система ближней навигации РСБН-2С представляет собой самолетное оборудование, работающее в комплексе с наземными радионавигационными и посадочными маяками, и предназначена для обеспечения высокой точности самолетовождения и посадки по приборам в сложных метеорологических условиях днем и ночь.

Полное управление аппаратурой РСБН-2С осуществляется штурманом. Для этой цели на его рабочем месте установлены выключатель питания, пульт управления РСБН-2С и блок управления СРП.

С помощью пульта управления штурман может выбрать любой из 40 каналов работы аппаратуры, произвести выбор режима работы (азимут "НА - ОТ", "ОРБИТА ЛЕВАЯ - ПРАВАЯ", "СРП" и "ПОСАДКА"), а также произвести установку заданного азимута полета и орбиты, осуществить контроль установки нуля азимута и дальности.

С помощью блока управления СРП обеспечивается возможность полета по любому прямолинейному маршруту по КППМ путем установки на залатчике блока параметров азимута, дальности и заданного путевого угла.

По светосигнализаторам "ПРИБЛИЖЕНИЕ ЦЕЛИ" (зеленый) и "ПРОЛЕТ ЦЕЛИ" (красный) штурман определяет момент пролета цели, параметры которой были введены в блок СРП.

Красные светосигнализаторы "ОТКАЗ КАНАЛА АЗИМУТА" и "ОТКАЗ КАНАЛА ДАЛЬНОСТИ" сигнализируют штурману об отказе каналов азимута и дальности, а зеленый светосигнализатор "СТРЕЛКИ ПОЛОЖЕНИЯ. ОТКЛЮЧ." – об отключенных стрелках положения КППМ штурмана.

Установленный на приборной доске штурмана прибор ШДА-III предназначен для непрерывного указания азимута в градусах и наклонной дальности самолета в километрах до наземных средств системы.

КВС с помощью прямопоказывающего прибора ШДА-II может производить непрерывный отчет азимута в градусах и наклонной дальности самолета до наземных средств системы.

Имеющиеся на рабочем месте КВС органы дистанционного управления обеспечивают ему возможность перевода системы в режим "ПОСАДКА".

Светосигнализаторы "ПРИБЛИЖЕНИЕ ЦЕЛИ", "ПРОЛЕТ ЦЕЛИ", "ОТКАЗ КАНАЛА ДАЛЬНОСТИ" установлены на приборной доске КВС. На приборной доске второго пилота установлены светосигнализаторы "ПРИБЛИЖЕНИЕ ЦЕЛИ", "ПРОЛЕТ ЦЕЛИ", а также переключатель "СТРЕЛКИ ПОЛОЖЕНИЯ. ШТУРМАН - НА СЕБЯ".

Прослушивание сигналов маяков системы РСБН-2С всеми членами экипажа, которые имеют возможность использования системы в полете, обеспечивается через СИУ в положении переключателя внешних связей "РК-2".

**Б. Подготовка к полету****Проверка работоспособности аппарата РСБН-2С от радиомаяка**

1. Проверка исправности каналов азимута и дальности. После включения оборудования в течение 2-5 мин блоки измерения азимута и дальности находятся в режиме поиска сигналов радиомаяка. В этом режиме на ПШДА стрелки азимута и цифры дальности находятся в движении, бленкер вертикальной стрелки КПШМ открыт, горят светосигнализаторы "ОТКАЗ КАНАЛА АЗИМУТА", "ОТКАЗ КАНАЛА ДАЛЬНОСТИ".

По окончании режима поиска убедиться в наличии индикации азимута и дальности.

При этом:

- на приборной доске штурмана погаснут светосигнализаторы "ПОТЕРЯ АЗИМУТА", "ПОТЕРЯ ДАЛЬНОСТИ";
- погаснут табло пилотов "ПОТЕРЯ ДАЛЬНОСТИ", "ПОТЕРЯ АЗИМУТА";
- закроются бленкеры КПШМ;
- на ПШДА-III, ПШДА-II стрелки будут показывать истинный азимут самолета, а счетчики - дальность наземного маяка;

2. Калибровка шкал азимута и дальности. Для калибровки азимута необходимо:

- нажать на щитке управления кнопку "КОНТРОЛЬ НУЛЯ АЗИМУТА", при этом стрелка точной шкалы азимута ПШДА-III должна пройти во вращение и установиться на оранжевой риске, соответствующей I^0 . Если стрелка точной шкалы азимута не остановилась на контрольном делении, то плавным вращением нажатой кнопки подвести ее к контрольной риске;

- нажать на щитке управления кнопку "КОНТРОЛЬ НУЛЯ ДАЛЬНОСТИ", при этом два правых диска счетчика ПШДА-III должны пройти во вращение и установиться в положение "2,0".

Контрольная цифра "0" окрашена в оранжевый цвет. Если счетчик не установился в это положение, плавным поворотом нажатой кнопки установить "2,0";

- на щитке управления оттянуть кнопку "ДЛИТЕЛЬНОСТЬ СТРОБА А", при этом стрелка грубой шкалы ПШДА-III остановится в первом десятиградусном интервале, а стрелка точной шкалы должна быть в интервале между 4 и 5^0 . Если стрелки прибора не стали в указанное положение, то плавным поворотом оттянутой кнопки "ДЛИТЕЛЬНОСТЬ СТРОБА А" установить их в указанное положение.

3. Проверка работоспособности в режиме нуль-вождения по азимуту:

а) переключатель рода работ на щитке управления установить в положение "АЗИМУТ ОТ", а переключатель "СТРЕЛКИ ПОЛОЖЕНИЯ. ШТУРМАН - НА СЕБЯ" на приборной доске правого пилота - в положение "ШТУРМАН";



- б) ручкой селектора азимута на щитке управления установить по шкале селектора азимута, равный отработанному на ППДА-Ш;
- в) вертикальная стрелка прибора нуль-вхождения КППМ должна установиться в центре шкалы. Если вертикальная стрелка этого прибора не стала в центр шкалы, то вращением ручки селектора азимута установить ее в указанное положение; при этом разность показаний ППДА-Ш и шкалы селектора щитка управления не должна быть более $0,3^{\circ}$;
- г) вращая ручку селектора азимута по часовой стрелке, увеличить значение азимута до величины, соответствующей правому отклонению вертикальной стрелки КППМ;
- д) установить переключатель рода работ на щитке управления в положение "АЗИМУТ НА", при этом вертикальная стрелка КППМ скачком отклонится влево от центра шкалы;
- е) установить переключатель "СТРЕЛКИ ПОЛОЖЕНИЯ. ШТУРМАН - НА СЕБЯ" в положение "НА СЕБЯ", при этом должен загореться светосигнализатор "СТРЕЛКИ ПОЛОЖЕНИЯ. ОТКЛЮЧ." на приборной доске штурмана. Повторить проверку согласно пп. "г" и "д".

4. Проверка работоспособности в режиме "Посадка" (при условии нахождения самолета в зоне действия радиомаяков ПРМТ):

- а) на щитке управления пилота включить выключатель "ПОСАДКА" или на щитке управления штурмана установить переключатель рода работы в положение "ПОСАДКА". Должны загореться светосигнализаторы "ПОСАДКА" на щитках управления пилота и штурмана и одновременно с ними – светосигнализатор "РАДИОГЛИССАДА ВКЛ.>";
- б) установить переключатель каналов на щитке управления пилота на рабочий канал аэродрома вылета, при этом переключатель каналов на щитке управления штурмана должен быть установлен в пределах того же частотного канала;
- в) убедиться по закрытию бленкеров на КППМ, что сигналы наземных маяков принимаются и стрелки положения отклонены: глиссадная – вверх, курсовая – в сторону равносигнальной зоны аэродромного маяка. Прослушать в телефонах позывные сигналы маяка, для чего на абонентском аппарате СЛУ установить переключатель радиосвязи в положение "РК-2".

В. Эксплуатация в полете

Заход на посадку по ПРМТ-4

При входе самолета в зону приема наземных посадочных радиомаяков и работе аппарата РСБН-2С в режиме "Посадка" на частотно-кановом канале аэродрома посадки закроются бленкеры "К" и "Г" на КППМ, стрелки положения отклонятся от нулевых индексов, указывая положение равносигнальных зон курса и глиссады. На ППДА индицируется значение дальности до начала ВПП. Прослушать в телефонах позывные сигналы наземного радиомаяка.

Далее методика выполнения захода на посадку с использованием наземного и бортового оборудования системы посадки дециметрового диапазона практически не отличается от методики, изложенной в параграфе "Заход на посадку по радиомаякам II или СЛ-50".



6.13.II. Доплеровская система навигации ДЛСС-013-12М *)

A. Общие сведения

Доплеровская система навигации ДЛСС-013-12М (далее ДЛСС) предназначена для автоматического непрерывного измерения путевой скорости, угла сноса, счисления пройденного пути самолетом в прямоугольной системе координат, выдачи в автопилот сигналов для автоматического вывода и удержания самолета на заданной линии пути.

В состав системы входят доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса ДЛСС-013 и автоматическое навигационное устройство АНУ-1. В системе используется модернизированный блок БС-1М и электронный индикатор ИП2 (ИП2/1). Электронный индикатор путевой скорости и угла сноса ИП2/1 полностью взаимозаменяется с электронным индикатором ИП3 и в отличие от последнего обеспечивает одновременную индикацию путевой скорости и угла сноса.

ДЛСС обеспечивает измерение путевой скорости в любых погодных условиях, начиная со 180 км/ч, и угла сноса в пределах $\pm 30^\circ$ на высотах полета, начиная с 10 м. При эксплуатации ДЛСС необходимо иметь в виду, что перед полетом переключатель встроенного контроля на блоке НЧ должен быть установлен в положение "ВЫКЛ.", а переключатели "Р - К" и "ДЕНЬ - НОЧЬ" (на лицевой панели индикатора) - в положение "Р" и "НОЧЬ" соответственно. Переключатель "ДЕНЬ - НОЧЬ" разрешается устанавливать в положение "ДЕНЬ" только на исполнительном старте.

При кренах самолета более 20° , углах тангажа больше 10° , при полете над спокойной водной поверхностью (волны менее 1,5–2 балла), а также при неисправности измерителя он автоматически переходит в режим "ПАМЯТЬ" (загорается табло "П" на индикаторе).

Сигнал курса выдается курсовой системой.

Включать аппаратуру на земле перед полетом и отключать после посадки самолета.

При полете самолета над сушею переключатель "С-М" устанавливать в положение "С", а над водной поверхностью - в положение "М".

При сомнении в правильности работы измерителя в полете проверять его в режиме встроенного контроля. Перед проверкой измерителя отключить связь с автопилотом.

При горении табло "П" на индикаторе в течение более 10 мин установить переключатель "ДЛСС - АНУ" в положение "АНУ" и установить задатчиком ветра текущие параметры ветра. В этом случае вычислительное устройство АНУ-1 работает автономно.

*) Используется при установке на самолете вместо НАС-1Б

**Б. Подготовка к полету**

1. Установить органы управления в исходное положение:

- переключатели "Р - К", "С - М" и "ДЕНЬ - НОЧЬ" на индикаторе ДИСС - в положение "Р", "С" и "НОЧЬ" соответственно;
- выключатель электропитания "ВКЛ. - ВКЛ." на пульте управления системы - в положение "ВКЛ.:";
- выключатель "СЧЕТЧИК ОТКЛ." на приборной доске штурмана - в положение "ОТКЛ.:";
- ручку "ВКЛ. САУ" на индикаторе бокового уклонения (БУ) - в крайнее левое положение, а значение линейного бокового уклонения (ЛБУ) ≥ 0 ;
- стрелки счетчика НИ-50 СЧ - в нулевое положение;
- переключатель "ДИСС - АНУ" на приборной доске штурмана - в положение "ДИСС";
- автоматы защиты сети "ДИСС", "АНУ-1" на щитке АЭС штурмана - в положение "ОТКЛЮЧЕНО".

2. Включить автоматы защиты сети "ДИСС", "АНУ-1" и выключатель электропитания на пульте управления системы, при этом загорятся светосигнализатор "ВКЛ" на пульте управления и табло "Г" на индикаторе ДИСС-013.

3. Для проверки работоспособности ДИСС с помощью встроенного контроля:

- установить переключатель "Р - К" на индикаторе ДИСС в положение "К", табло "Г" погаснет.

Через 3 мин снять показания путевой скорости (W) и угла сноса (α) с цифрового табло индикатора, для чего поочередно кратковременно нажать кнопки на лицевой панели индикатора.

Показания должны быть:

- а) по путевой скорости 696 ± 19 км/ч;
- б) по углу сноса $0 \pm 1,5^\circ$;
- установить переключатель "С-М" на индикаторе в положение "М", через 3 мин снять показания W . Величина W должна увеличиваться на $7-12$ км/ч по сравнению с отсчитанной в положении "С" переключателя "С - М", а показания α должны оставаться в тех же пределах;
- установить переключатель "Р - К" на индикаторе в положение "Р", при этом загорится табло "Г".

При переходе в режим "Память" показания W должны измениться не более чем на ± 14 км/ч, а показания α не более чем на $\pm 2^\circ$ по сравнению с отсчитанными в положении "К" переключателя "Р - К";



- установить переключатель "С - М" в положение "С". Табло "П" на индикаторе должно гореть.

ПРИМЕЧАНИЕ. При переключении переключателя "Р - К" допускаются кратковременные сбои информации на индикаторе. Через 4 с информация восстанавливается.

4. Для проверки работоспособности системы:

- включить предварительно курсовую систему и автопилот;
- убедиться, что ручка "ВКЛ. САУ" на индикаторе БУ (блок I6) установлена в крайнее левое положение, стрелки счетчика НИ-50 СЧ выставлены на нуль;
- установить переключатель "Р - К" на индикаторе в положение "К", при этом табло "П" должно погаснуть;
- установить угол карты на блоке ЗУК-1 равным курсу на УШ-1;
- установить выключатель "СЧЕТЧИК - ОТКЛ." в положение "СЧЕТЧИК" и убедиться в правильности счисления пути по контрольным индексам счетчика НИ-50 СЧ (индекс "В" должен быть неподвижным, а индекс "С" должен вращаться против часовой стрелки);
- установить угол карты на 90° больше курса на УШ-1. Индекс "С" должен быть неподвижным, а индекс "В" должен вращаться против часовой стрелки;
- проверить точность счисления пути по величине путевой скорости на индикаторе ДИСС;
- установить выключатель "СЧЕТЧИК - ОТКЛ." в положение "ОТКЛ".

5. Для проверки работоспособности САУ:

- установить переключатель "УПРАВЛЕНИЕ ЛЕТЧИК - ШТУРМАН" на пульте автопилота в положение "ШТУРМАН" и по загоранию желтого светосигнализатора "УПРАВЛЕНИЕ" убедиться в передаче управления автопилотом штурману;
- ручкой "ВВОД ЛБУ" на индикаторе БУ установить $Z = \pm 2$ (-2) км;
- повернуть ручку "ВКЛ. - САУ" на индикаторе БУ по часовой стрелке до упора - загорится светосигнализатор, а штурвал отклонится влево (вправо);
- установить $Z = 0$ - штурвал должен возвратиться в исходное положение;
- установить угол карты на 30° меньше курса на УШ-1;
- установить выключатель "СЧЕТЧИК - ОТКЛ." в положение "СЧЕТЧИК" - штурвал должен отклониться влево, а стрелка индикатора БУ должна перемещаться по часовой стрелке;
- установить выключатель "СЧЕТЧИК - ОТКЛ.:";
- установить угол карты на 30° больше курса на УШ-1;
- ручкой "ВВОД ЛБУ" на индикаторе БУ установить $Z = 0$;
- установить выключатель "СЧЕТЧИК - ОТКЛ." в положение "СЧЕТЧИК" - штурвал должен отклониться вправо, стрелка индикатора БУ должна перемещаться против часовой стрелки;





- нажать кнопку "ПРИВЕДЕНИЕ К ГОРИЗОНТУ" на приборной доске левого пилота - светосигналлизатор должен погаснуть, а штурвал должен возвратиться в исходное положение.

ПРИМЕЧАНИЕ. Для повторного включения САУ после отключения автопилота рукоятками управления "ПРИВЕДЕНИЕ К ГОРИЗОНТУ" и "ВЫВОД ИЗ КРЕНА" необходимо повернуть ручку "ВКЛ. САУ" до упора против часовой стрелки, а затем - по часовой стрелке;

- установить переключатель "Р - К" на индикаторе ДИСС в положение "Р" - табло "P" на индикаторе должно загореться.

6. Для проверки системы ДИСС в режиме "Автономно":

- установить переключатель "ДИСС - АНУ" в положение "АНУ";
- установить на ЗУК-І угол карты, равный МК;
- установить на задатчике ветра угол ветра, равный МК, $\delta = \text{МК}$, $U = 120 \text{ км/ч}$;
- установить стрелки счетчика координат на нуль. Через 5 мин стрелка "C" покажет пройденное расстояние 10 км, а стрелка "B" - нуль;
- установить на задатчике ветра направление ветра $\delta = \text{МК} + 90^\circ$. Через 5 мин стрелка "B" покажет пройденное расстояние 10 км.

В. Эксплуатация в полете

1. После запуска двигателей включить систему.

2. Перед выруливанием установить:

- на задатчике угла карты значение заданного путевого угла первого участка маршрута;
- на счетчике координат стрелку "B" на нуль, стрелку "C" влево (против часовой стрелки) на величину длины первого участка маршрута;
- на индикаторе БУ $Z = 0$;
- на исполнительном старте переключатель "ДЕНЬ - НОЧЬ" в положение, соответствующее условиям освещенности кабины;
- на взлете в момент отрыва выключатель "СЧЕТЧИК - СТКЛ." в положение "СЧЕТЧИК".

3. В процессе выполнения маневра отхода на счетчике координат индицируется:

- стрелкой "C" - расстояние до I-го ШМ;
- стрелкой "B" - боковое уклонение от линии аэродрома взлета на I-й ШМ.

4. Выход на очередной участок маршрута при ручном управлении самолетом:

- при подходе к ШМ на величину ДУР (линейное упражнение разворота) установить на ЗУК-І КШМ пилотов и штурмана ОЗМПУ следующего участка маршрута, сообщить КВС о начале разворота на очередной участок маршрута.



РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ



Величина ЛУР рассчитывается заранее по формуле $\text{ЛУР} = R \cdot \frac{\sin \text{УР}}{2}$, где R - радиус разворота, УР - угол разворота.

На счетчике координат стрелку "В" установить на значение $Z = \text{ЛУР} \cdot \sin \text{УР}$ по часовой стрелке - при развороте вправо; против часовой стрелки - при развороте влево;

- в момент пролета траперза ШМ стрелку "С" на счетчике координат отвести против часовой стрелки на величину " S " очередного участка маршрута;

- после выхода на ЛЗП стрелка "В" на счетчике координат должна установиться на нуль, а стрелка "С" - индцировать расстояние до очередного ШМ.

ПРИМЕЧАНИЕ. В момент пролета траперза ШМ стрелка "С" может устанавливаться на нуль и далее индцировать расстояние, пройденное от очередного ШМ.

5. Периодически производить коррекцию показаний счетчика координат по фактическим данным, определенным с помощью других навигационных бортовых или наземных средств.

6. Для выполнения автоматического полета с помощью аппаратуры ДИСС-013-Д2М необходимо:

- включить автопилот;
- установить на ЗУК-І значение ЗПУ очередного участка маршрута;
- установить на индикаторе БУ значение $Z = 0$;
- установить на счетчике координат стрелку "В" на нуль, стрелку "С" против часовой стрелки на " S " очередного участка маршрута;
- над КИИМ или ШМ установить выключатель "СЧЕТЧИК - ОТКЛ." в положение "СЧЕТЧИК";
- передать управление автопилотом штурману;
- повернуть ручку "ВКЛ. САУ" на индикаторе БУ по часовой стрелке до упора, при этом загорится зеленый светосигнализатор.

После этого самолет будет выполнять автоматический полет по ЛЗП.

7. Для выхода на очередной участок маршрута при подходе к ШМ на расстояние, равное ЛУР, необходимо:

- на КИИМ пилотов и штурмана установить ЗПУ следующего участка маршрута;
- на ЗУК-І установить ЗПУ следующего участка маршрута. Самолет начнет разворот на новый ЗПУ;
- в момент установившегося разворота, на индикаторе БУ установить расчетное значение бокового уклона относительно следующего участка маршрута ($Z = \text{ЛУР} \cdot \sin \text{УР}$) со знаком "+" при развороте вправо, со знаком "-" при развороте влево;
- в момент пролета траперза ШМ стрелку "С" на счетчике координат установить против часовой стрелки на величину " S " очередного участка маршрута (или на нуль);
- после выхода из разворота стрелку "В" установить на нуль.





8. Контролировать текущие значения показаний стрелок "С-В" счетчика координат, W и α на индикаторе ИШ и правильность показаний курса.

При необходимости произвести коррекцию координат места самолета, для чего:

- стрелки счетчика координат установить на значение фактических координат, определенных с помощью других навигационных средств;
- на индикаторе БУ установить значение фактического БУ, самолет автоматически выполнит маневр выхода на ЛЗП.

9. Для полета по ЛЗП, параллельной текущей ЛЗП:

- определить знак (с минусом - влево, с плюсом - вправо) и величину заданного значения Z ;
- установить в точке начала разворота на индикаторе БУ значение $Z = Z_3$ параллельного маршрута.

САУ вводит самолет в разворот, стрелка индикатора бокового уклонения приближается к нулю. При выходе на параллельную ЛЗП ($Z = 0$) САУ стабилизирует самолет на этой ЛЗП.

10. Для отключения ДИСС-013-Д2М от автопилота ручку "ВКЛ. САУ" повернуть против часовой стрелки до упора.

После посадки на пробеге установить выключатель "СЧЕТЧИК - ОТКЛ." в положение "ОТКЛ.", переключатель "ДЕНЬ - НОЧЬ" - в положение "НОЧЬ".

I. Возможные неисправности и действия экипажа

Проявление неисправности	Действия экипажа
Продолжительное (более 10 мин) горение табло "П" на индикаторе измерителя	Отключить ДИСС, установив переключатель "ДИСС - АНУ" в положение "АНУ". Проверить работоспособность измерителя в режиме встроенного контроля. Если контрольные значения путевой скорости и угла сноса неверные, продолжать полет с использованием показаний АНУ-1 при его работе в автономном режиме



6.13.12. Самолетный дальномер СД-67

A. Общие сведения

Самолетный дальномер предназначен для определения наклонной дальности между маяком и самолетом при работе с наземными маяками системы ДМЕ при полете по международным трассам.

Индикация дальности до маяка в цифровом виде с дискретностью 100 м и диапазоном дальности 0-500 км осуществляется индикаторами дальности КВС и штурмана. На этих же индикаторах имеется сигнализация о неисправной работе дальномера или отсутствии сигналов ответа от маяка. В обоих случаях выпадает бленкер.

Дальномер также позволяет производить опознавание маяка. Сигнал звукового опознавания маяка прослушивается в телефонах КВС.

Каждый маяк системы ДМЕ имеет свой частотный канал. Количество частотно-кодовых каналов дальномера - 252.

Управление дальномером осуществляется КВС с пульта управления.

B. Подготовка к полету

Включить АЗС "СД-67" на щите АЗР бортрадиста.

Не менее чем за 5 мин до взлета включить дальномер, повернув ручку "ТРОМК. ВКЛ." вправо на пульте управления.

Проверить работоспособность дальномера, нажав кнопку "КОНТРОЛЬ". На индикаторах высветится контрольное значение дальности (207,0 + 0,8 км). В телефонах КВС будет слышен звуковой сигнал, если включен переключатель "ПРОСЛУШИВАНИЕ СД-67 - ВКЛ.".

Для работы с дальномером следует:

- установить необходимый МВ канал, который соответствует каналу маяка, находящегося в аэропорту;
- через 1-2 мин установить переключатель "ДМЕ - РЕЗЕРВ." в положение "ДМЕ".

На индикаторах отрабатываются значения дальности до маяка. Для прослушивания позывных маяка переключатель "ПРОСЛУШИВАНИЕ СД-67 - ВКЛ." на верхней панели кабины пилотов установить в положение "ПРОСЛУШИВАНИЕ СД-67".

B. Эксплуатация в полете

При полете самолета по маршруту последовательно устанавливать на пульте управления рабочий канал маяка ДМЕ, с которым должен работать дальномер.

Если бленкер выпадает на время больше 10-15 с и самолет находится в зоне действия маяка (до 370 км), необходимо проверить дальномер с помощью системы самоконтроля. Для проверки нажать кнопку "КОНТРОЛЬ". Если на индикаторах отработается контрольное значение дальности, равное 207±0,8 км, а в телефонах КВС прослушивается звуковой сигнал - дальномер исправен. Отсутствие показаний на индикаторах КВС и штурмана означает, что самолет находится вне зоны действия маяка или маяк неисправен.

Если в режиме самоконтроля дальномер СД-67 не отрабатывает контрольное значение дальности, дальномер выключить поворотом ручки "ТРОМК. ВКЛ." влево до упора. Закончив полет и выполнив посадку, отключить дальномер автоматом защиты сети "СД-67".





6. ИЗ.ИЗ. Самолетный ответчик СОМ-64

A. Общие сведения

Самолетный ответчик СОМ-64 предназначен для работы с наземными радиолокаторами систем управления воздушным движением (УВД) и автоматической передачи на них информации о номере самолета и высоте полета.

Самолетный ответчик обеспечивает работу с отечественными радиолокаторами в режимах "РСП" и "УВД" при полетах на внутрисоюзных авиалиниях, а также с радиолокационными системами в режиме "RBS" в соответствии с нормами ИКАО при полетах на международных авиалиниях. Данные о высоте полета в ответчик выдаются от электромеханического высотометра УВИД-30-15, ВЭМ-72.

Управление самолетным ответчиком осуществляется КВС с пульта управления СО-63 при полете по внутрисоюзным авиалиниям и с пульта управления ИКАО при полете по международным трассам.

Б. Подготовка к полету

Для работы с самолетным ответчиком на внутрисоюзных авиалиниях необходимо:

- на пульте управления СО-63 при включенных автоматах защиты сети АЗС "СО" и "УВИД" включить выключатель "СО-63" и установить переключатель режимов работы в положение "РСП" или "УВД" в зависимости от задания на полет;
- установить кремальерой стрелки высотомера УВИД на "0", при этом давление по шкале прибора должно совпадать в момент проверки с давлением аэродрома вылета данным метеостанции или отличаться на величину не более $\pm 1,5$ мм рт. ст. в диапазоне температур от 15 до 35 °C, при других температурах допуск увеличивается на 0,5 мм рт. ст. на каждые 20 °C изменения температуры.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ БОЛЬШЕМ РАССОГЛАСОВАНИИ ДАВЛЕНИЯ ВЫЛЕТ ДО УСТРАНЕНИЯ РАССОГЛАСОВАНИЯ ДАВЛЕНИЯ НАЗЕМНОЙ СЛУЖБОЙ ЗАПРЕЩАЕТСЯ;

- установить переключатель "ВОЛНА" на пульте управления СО-63 в положение "2";
- через 2-3 мин после включения проверить работоспособность ответчика, нажав кнопку "КОНТРОЛЬ" на пульте управления. Горение светосигнализатора "КОНТРОЛЬ" свидетельствует о нормальной работе ответчика.

Для работы с самолетным ответчиком на международных авиалиниях необходимо:

- установить стрелку высотомера ВЭМ-72 на "0";
- установить переключатель режимов в положение "RBS";
- повторить проверку ответчика СОМ-64.

ПРИМЕЧАНИЕ. При наличии на аэродроме работающих радиолокаторов ответчик может принимать их сигналы. При этом светосигнализатор "КОНТРОЛЬ" будет периодически загораться.



В. Эксплуатация в полете

После включения ответчика и установки переключателя в соответствующие положения ответчик работает в полете автоматически. Во время полета периодически проверять ответчик. О его исправности свидетельствует периодическое мигание светосигнализатора "КОНТРОЛЬ".

При заходе самолета из района аэродрома за радиус действия радиолокатора светосигнализатор "КОНТРОЛЬ" гаснет.

При подходе к району аэродрома посадки нажать кнопку "КОНТРОЛЬ". Горение светосигнализатора указывает на готовность ответчика к работе.

Если при нажатии кнопки "КОНТРОЛЬ" светосигнализатор не горит, необходимо запросить диспетчера аэродрома о получении информации с борта самолета на индикаторе диспетчерского радиолокатора.

ПРИМЕЧАНИЕ. Перегорание светосигнализатора "КОНТРОЛЬ" не нарушает работоспособности ответчика.

Сигнал индивидуального опознавания самолета передается КВС по команде с земли нажатием кнопки "ЗНАК" на пульте управления СО-63.

Если необходимо передать сигнал об аварии - включить выключатель "АВАРИЯ", расположенный под предохранительной крышкой на пульте управления СО-63, при этом переключатель режимов работы должен быть установлен в положение "УВД".

Для работы с самолетным ответчиком на международных авиалиниях при включенном электропитании необходимо:

- включить выключатель "СО-63" и установить переключатель режимов работы на пульте управления СО-63 в положение "EBS";
- установить переключатель режимов работы на пульте управления ИКАО в положение "A"; а по команде с земли в положение "C";
- установить кремальерой на счетчике высотомера ВЭМ-72 давление 1030 мбар;
- установить переключатели "НАБОР НОМЕРА" на пульте управления ИКАО в соответствии с полетным заданием;
- через 2-3 мин после включения нажать кнопку "КОНТРОЛЬ" на пульте управления СО-63 и убедиться в нормальной работе ответчика.

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. При потере радиосвязи с диспетчерским пунктом переключателями "НАБОР НОМЕРА" установить число "7600".
 2. Для передачи сигнала "Авария" переключателями "НАБОР НОМЕРА" установить число "7700", а при нападении на экипаж число "7500".
 3. Выключатель "МЧ" должен находиться в отключенном положении. Включение его производится по команде диспетчера аэродрома посадки для уменьшения чувствительности приемника в районах с большой плотностью РЛС.

После посадки отключить ответчик выключателем "СО-63" на пульте управления СО-63.





6.13.14. Речевой информатор РИ-65

Аппаратура речевых сообщений предназначена для речевого оповещения летного экипажа самолета и оператора наземного командного пункта (через самолетную радиостанцию) об аварийных ситуациях в полете.

Включение РИ-65 производится с помощью АЭС-5, расположенного на щите бортрадиста.

Выдача речевых сообщений осуществляется автоматически по сигналу с бортовых датчиков сигнализации после отрыва передней опоры шасси от земли.

Для проверки работоспособности бортового аппарата (блок РИ-65-10 № 1, блок РИ-65-10 № 2) необходимо включить АЭС-5 на щите бортрадиста и нажать кнопку "ПРОВЕРКА" на пульте дистанционного управления, расположенного на боковой бронеплитке левого пилота. При этом должно выдаваться сообщение, соответствующее поступлению сигнала от 16-го датчика РИ-65-10 № 1 ("Первый полукомплект функционирует"), затем от 16-го датчика блока РИ-65-10 № 2 ("Второй полукомплект функционирует").

Для повторения прослушанной команды необходимо нажать кнопку "ПОВТОР." на пульте дистанционного управления.

Отключение прослушиваемого сообщения с одновременной выдачей сигнала на переключение самолетной радиостанции из режима "Передача" в режим "Прием" производится кнопкой "ОТКЛ.". на передней панели пульта управления или кнопкой 5КС "ОТКЛЮЧЕНИЕ КОМАНД РИ-65" на левой панели приборной доски.

ПРИМЕЧАНИЕ. Для исключения появления ложных команд на земле выключатель "РУЧНОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ ДАТЧИКОВ", расположенный рядом с блоком РИ-65-20, должен быть установлен в положение "ВЫКЛЮЧЕНО".



6.13.15. Самолетный магнитофон МС-61Б

Магнитофон предназначен для записи на проволочный звуконоситель внутрисамолетных переговоров и радиообмена КВС, осуществляющихся через СПУ (режим "СПУ"). Кроме того, магнитофон позволяет непосредственно записывать речевые сообщения КВС без прослушивания их другими членами экипажа по сети СПУ (режим "ЛАР"), при этом внешняя связь через СПУ отключается.

Перед полетом проверить работу лентопротяжных механизмов основного и резервного аппаратов записи, для чего:

- установить выключатель "ВКЛ. - ВЫКЛ." на пульте управления в положение "ВКЛ.". При этом должен загореться светосигнализатор "ЗАПИСЬ" на пульте управления;

- нажать кнопку "КОНТРОЛЬ РЕЗЕРВНОГО". При этом продолжает гореть светосигнализатор "ЗАПИСЬ" на пульте управления и должен загореться светосигнализатор "ОТКАЗ ОСНОВНОГО";

- Отключить магнитофон, установив выключатель "ВКЛ. - ВЫКЛ." в положение "ВЫКЛ.". Магнитофон должен включаться перед запуском двигателей установкой переключателя "ВКЛ. - ВЫКЛ." на пульте МС-61Б в положение "ВКЛ." и автоматически от концевого выключателя после отрыва колес основных опор шасси от ВШ.

Магнитофон работает в режиме "Непрерывная работа" независимо от положения переключателя "НЕПРЕРЫВНАЯ РАБОТА - АВТОПУСК".

Отключение магнитофона производится после зарулевания на стоянку и полного останова двигателя.

6.3.16. Изделие СРОA. Общие сведения

Изделие СРО предназначено для выдачи ответных сигналов на запросы с земли, что контролируется по светосигнализатору "ИЗЛУЧ".

Проверка изделия СРО перед полетом производится по прибору контроля техническим персоналом совместно с экипажем.

Управляет изделием КВС.

Вылет с неисправным СРО запрещен.
Установка и смена кода производятся согласно расписанию.

B. Подготовка к полету

Включить изделие, установив выключатель "ПИТАНИЕ - ВКЛ." в положение "ПИТАНИЕ"; при этом должны загореться светосигнализаторы "КОНТР. ПИТ." и "КОД ВКЛ".

Установить код ручкой переключения кодов - при этом высветится номер набранного кода.

B. Эксплуатация в полете

Изделие СРО работает в автоматическом режиме.

Следить за своевременной сменой кода (по расписанию).

В особых случаях полета включить выключатель "БЕДСТВИЕ".

Отключить изделие СРО после посадки.

Г. Возможные неисправности и действия экипажа

Проявление неисправности	Действия экипажа
Погасли светосигнализатор "КОД ВКЛ." и (или) "КОНТР. ПИТ."	Заменить неисправные предохранители на пульте. Запросить руководителя полетов о работе СРО. Отключить СРО при неисправности.



6.13.17. Навигационная доплеровская аппаратура НАС-ІБ *

Управление аппаратурой осуществляется полностью штурманом, у рабочего места которого расположены все органы управления этой аппаратурой.

Для включения и использования аппаратуры необходимо:

1. Убедиться, что переключатели рода работ на пульте управления установлены в крайнее левое положение ("ВЫКЛЮЧЕНО" для левого переключателя и "КОНТРОЛЬ I" или "КОНТРОЛЬ II" - для правого).

2. Включить АЗС "ТРАССА" на щитке штурмана.

3. Установить переключатель "ТРАССА - АНУ-I" на приборной доске штурмана в положение "ТРАССА".

4. Включить аппаратуру, установив левый переключатель на пульте управления в положение "ВКЛЮЧЕНО". При этом загорится левый светосигнализатор. После включения аппарата должна прогреться в течение 2-3 мин.

5. Для проверки работоспособности аппаратуры необходимо:

а) не включая высокого напряжения, установить правый переключатель на пульте управления сначала в положение "КОНТРОЛЬ-I", затем левый переключатель - в положение "ВЫСОКОЕ". При этом индикатор ДИСС должен показывать скорость 382 км/ч $\pm 2\%$ и угол сноса "0";

б) перевести правый переключатель в положение "КОНТРОЛЬ II". При этом индикатор ДИСС должен показывать скорость 707 км/ч $\pm 2\%$ и угол сноса $13^\circ \pm 1^\circ$;

в) не меняя положения переключателей "ВЫСОКОЕ" и "КОНТРОЛЬ-II", включить счетчик АНУ-I выключателем "ТРАССА - АНУ-I" на приборной доске штурмана установив его в положение "АНУ-I". При этом должны начать перемещаться по шкале стрелки счетчика с индексами "С" и "В". Одновременно с медленным перемещением стрелок происходит более быстрое вращение дисков с индексами "С" и "В", размещенных в вырезе шкалы счетчика. Вращение этих дисков и перемещение стрелок указывает, что счетчик АНУ работает способен;

г) для проверки аппаратуры в режиме "Память" переключатели на пульте установить в положения "ПАМЯТЬ" и "СУША" ("МОРЕ"). При этом индикатор ДИСС должен показывать скорость около 600 км/ч $\pm 2\%$ при угле сноса 0° .

- ПРИМЕЧАНИЯ:
1. При высотах полета менее 500-600 м показания аппаратуры НАС-ІБ по углу сноса и скорости могут быть неверными.
 2. При путевой скорости менее 300 км/ч стрелка указателя аппаратуры НАС-ІБ устанавливается на упор. Рекомендуется в этом случае работать в режиме "Память".
 3. При опробовании двигателей на земле аппаратура НАС-ІБ работает неустойчиво.
 4. Высокое напряжение на земле в режиме "Суша - Море" не включать.

Для контроля низкочастотной части в полете перевести систему в режим "Память". При этом на индикаторе должны отрабатываться скорость 590-650 км/ч и угол сноса $0^\circ \pm 1^\circ$. Счисление пути продолжается по режиму памяти ветра.

*). Используется на первых сериях

6.13.18. Курсовой и глиссадный радиоприемники (КРП-Ф, ГРП-2) *

Курсовой и глиссадный радиоприемники КРП-Ф и ГРП-2 входят в систему инструментальной посадки СП-50 и служат для осуществления расчета на посадку и самой посадки.

Использовать курсовой и глиссадный приемники при заходе самолета на посадку могут только КВС и второй пилот.

Полное управление курсовым и глиссадным приемниками осуществляется КВС. Для этого он должен выполнить следующие операции:

- перед включением питания приемников убедиться, что стрелки приборов ПСП-48 (или КПНМ) находятся строго в центре шкалы, в противном случае установить их по центру шкалы механическими корректорами приборов;
- включить питание приемников выключателем на щитке управления М-50;
- установить переключатель каналов на щитке управления на рабочий канал;
- когда самолет будет находиться в зоне действия наземных маяков, по отклонению стрелок и закрытию бленкеров на приборах ПСП-48 (КПНМ) убедиться в работоспособности курсового и глиссадного приемников;
- проверить электрический нуль стрелки курса, нажав ручку баланса. Если стрелка курса при этом не установится в центре шкалы, то, не отпуская ручку, повернуть ее в ту или другую сторону до установки стрелки в центре шкалы.

1. На самолетах установлены приемники КРП-Ф с амплитудной приставкой АП, которые позволяют производить посадку самолета на аэродромах, оборудованных системой посадки IIS.

Для этого переключатель "СП-50 - IIS" на рабочем месте КВС установить в положение "IIS", а на щитке М-50 - номер канала, соответствующий рабочим частотам маяков IIS аэродрома посадки.

Следует иметь в виду, что указанные приемники с амплитудной приставкой обеспечивают работу только на трех частотах системы посадки IIS: 109,5; 109,9 и 110,3 кГц, что соответствует Д, У и У1 каналам на щитке М-50.

2. На самолетах последних серий вместо системы посадки СП-50 установлена аппаратура "Курс МИ-2".

6.13.19. Маркерный радиоприемник МРП-56П *

Маркерный радиоприемник МРП-56П входит в аппаратуру слепой посадки самолета и предназначен для приема сигналов наземных маркерных маяков и определения момента пролета самолета над антенной маркерного маяка. Момент пролета самолета над маркерным маяком определяется по загоранию светосигнализаторов на приборных досках пилотов и по включению звонка. Управление приемником МРП-56П осуществляется выключателем, расположенным на верхнем пульте пилотов у КВС.

6.13. Стр. 34

* Используются на самолетах первых серий



6.13.20. Радиокомпас АРК-У2 с радиоприемником Р-852*

Автоматический радиокомпас АРК-У2 совместно с радиоприемником Р-852 предназначен для приема сигналов специальных маяков и аварийных радиостанций, работающих на частотах 114,583 МГц; 144,333 МГц; 121,5 МГц и для вывода самолета на аварийную радиостанцию. Включение и управление радиокомпасом выполняется с рабочего места штурмана.

Работоспособность АРК-У2 с радиоприемником Р-852 проверяется по прослушиванию собственных шумов и соответствуя направления вращения стрелки индикатора КУР положению переключателя "РАМКА" на пульте управления.

Для включения АРК-У2 необходимо:

- включить АЗС "АРК-У2, Р-852" и выключатель на пульте управления АРК-У2;
- установить рабочий канал на приемнике Р-852 и ручку регулятора громкости в положение наибольшей громкости.

Для прослушивания сигналов на рабочих местах КВС, второго пилота и штурмана необходимо:

- установить переключатель "ПРОСЛУШИВАНИЕ АРК-У2" в положение "ВКЛ";
- установить переключатель "КОМПАС - АНТЕННА" в положение "АНТЕННА";
- отрегулировать громкость прослушивания сигналов ручками "ПРОСЛУШ." и "ОБЩАЯ" на абонентском аппарате СПУ.

Для определения направления на радиостанцию установить переключатель "КОМПАС - АНТЕННА" в положение "КОМПАС". При этом стрелки "2" индикаторов КУР подключаются к АРК-У2 вместо АРК-II, прослушиваются сигналы наземных радиостанций. Дальность приема сигналов наземных радиостанций в положении "АНТЕННА" больше чем в положении "КОМПАС".

Для выхода на радиостанцию удерживать стрелку "2" индикатора КУР в нулевое положение. Момент пролета места расположения радиостанции определяется разворотом этой стрелки на 180°.

- ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:**
1. При совпадении рабочих частот радиостанций КВ диапазонов, гармоник передатчика Р-807 и приемника Р-852 при их одновременной работе возможны увеличение уровня помех на выходе приемника Р-852 и уход стрелки индикатора АРК-У2 от положения КУР.
 2. При работе на передачу любой радиостанции снимать показания КУР с индикатора АРК-У2 запрещено.

*Используется при установке на самолет.



РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

AIRBUS

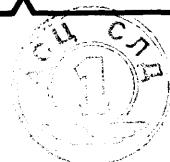


6.14

6.14

**СИСТЕМА
РЕГИСТРАЦИИ
РЕЖИМОВ
ПОЛЕТА**

АН-12





А. Общие сведения

Система МСРП-12-96 предназначена для регистрации на магнитной ленте параметров, характеризующих режим полета, работу силовых установок, работу систем самолета, сохранения полученной информации в случае аварии самолета и воспроизведения информации на земном декодирующем устройстве ДУМС. Полученная информация позволяет объективно расследовать причину летного происшествия.

Запись параметров производится на ферромагнитную ленту длиной 250 м, размещаемую в специальных кассетах.

Запись производится с непрерывным стиранием ранее зарегистрированных сигналов так, что на магнитной ленте всегда остается информация последних 30 мин полета для системы МСРП-12 или 75 мин - для системы МСРП-12-96.

Продолжительность непрерывной работы системы составляет 16 ч.

Кассеты размещены в бронированном корпусе лентопротяжного механизма ЛПМ, предохраняющем запись в случае летного происшествия.

Питание системы МСРП-12-96 осуществляется от электросистемы самолета постоянного тока (27 В).

Цепь питания от шины 27 В выполнена таким образом, что напряжение на вход МСРП-12-96 будет поступать через предохранитель СП-10 в РК ПОС хвостового оперения (только после запуска хотя бы одного двигателя). Для проверки системы при неработающих двигателях необходимо включить выключатель "ПРОВЕРКА МСРП-12" или установить выключатель "ПРОГРЕВ - ОТКЛ." в положение "ПРОГРЕВ".

- ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:**
1. ВЫКЛЮЧАТЕЛИ "ПРОВЕРКА МСРП-12" ИЛИ "ПРОГРЕВ - ОТКЛ.", РАСПОЛОЖЕННЫЕ НА ШАНГОУТЕ № 60 ИЛИ 9, ВО ВРЕМЯ ПОЛЕТА ДОЛЖНЫ БЫТЬ В ВЫКЛЮЧЕННОМ ПОЛОЖЕНИИ.
 2. ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ "БКЛ. 27 В" СОЕДИНИТЕЛЬНОГО БЛОКА ДОЛЖЕН БЫТЬ ЗАПЛОМБИРОВАН ВО ВКЛЮЧЕННОМ ПОЛОЖЕНИИ.

В случае отказа или отключения основного питания система МСРП-12-96 автоматически переходит на питание от аварийной шины через предохранитель СП-10 в РК топливных насосов.

Б. Подготовка к полету

Включение лентопротяжного механизма в полете осуществляется автоматически от сигнализатора скорости ССА 0,7-2,2 при достижении скорости на взлете 70-50 км/ч и от концевого выключателя при отрыве от ВПП.

Включение лентопротяжного механизма на земле осуществляется от выключателя "РУЧНОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ ЛПМ", расположенного на шангоуте № 9, или от кнопки "ПРОВЕРКА ЛПМ", расположенной



на шлангоуте № 9 или 60, от выключателя "ВКЛ. НА ЗЕМЛЕ ЛПМ - ОТКЛ.", расположенного на щитке управления МСРП.

Контроль работы лентопротяжного механизма производится по миганию светосигнализатора "КОНТРОЛЬ МСРП-12". Непрерывное горение или негорение светосигнализатора в полете указывает на отказ лентопротяжного механизма или обрыв ленты.

При температуре воздуха 5°С и ниже необходимо перед полетом прогреть систему.

Для прогрева агрегатов системы МСРП-12-96 включить выключатель "ПРОВЕРКА МСРП" или установить выключатель "ПРОГРЕВ - ОТКЛ." в положение "ПРОГРЕВ".

Прогрев системы МСРП-12-96 необходимо производить в зависимости от температуры воздуха.

Время, необходимое для прогрева системы МСРП-12-96, составляет при температуре воздуха:

5°С и выше	- 5 мин
от 5°С до минус 30°С	- 15 мин;
минус 30-40°С	- 20 мин;
минус 40-50°С	- 30 мин;
минус 50°С и ниже	- 40 мин.

Проверка работоспособности системы производится после ее прогрева, для чего при включенных выключателях "ПРОВЕРКА МСРП-12" или "ПРОГРЕВ - ОТКЛ." нажать на кнопку "ПРОВЕРКА ЛПМ", или включить выключатель "РУЧНОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ ЛПМ", или установить выключатель "ВКЛ. НА ЗЕМЛЕ ЛПМ - ОТКЛ." в положение "ВКЛ. НА ЗЕМЛЕ ЛПМ" и убедиться в работе лентопротяжного механизма по миганию светосигнализатора "КОНТРОЛЬ МСРП-12". Непрерывное горение или негорение светосигнализатора указывает на отказ лентопротяжного механизма или обрыв ленты.

После прогрева и проверки системы отключить выключатели "ПРОВЕРКА МСРП-12" или "ПРОГРЕВ - ОТКЛ." и выключатели "РУЧНОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ ЛПМ" или "ВКЛ. НА ЗЕМЛЕ ЛПМ - ОТКЛ."

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВЫЛЕТ САМОЛЕТА С НЕИСПРАВНОЙ СИСТЕМОЙ МСРП-2-96 НЕ РАЗРЕШАЕТСЯ.

Эксплуатация в полете

Контроль за работой системы на земле и в полете осуществляют бортрадист.

Перед запуском двигателей нажать на кнопку "ПРОВЕРКА ЛПМ" или включить выключатель "РУЧНОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ ЛПМ", или установить выключатель "ВКЛ. НА ЗЕМЛЕ ЛПМ - ОТКЛ." в положение "ВКЛ. НА ЗЕМЛЕ ЛПМ", убедиться в исправности системы по миганию светосигнализатора "КОНТРОЛЬ МСРП-12".

После взлета убедиться в работе системы по миганию светосигнализатора "КОНТРОЛЬ МСРП-12".



РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ



Если светосигнализатор не мигает, то необходимо проверить исправность лампы светосигнализатора и предохранителя СП-10 в РК ПОС оперения.

После останова двигателей отключить выключатель "РУЧНОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ ЛШМ" или установить выключатель "ВКЛ. НА ЗЕМЛЮ ЛШМ - ОТКЛ." в положение "ОТКЛ." и доложить техническому составу о ненормальной работе МСРН-12-96.





РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ





ПРИЛОЖЕНИЯ



ПРИЛОЖЕНИЯ

СОДЕРЖАНИЕ

- Приложение 1. Карта контрольной проверки
- Приложение 2. Перечень допустимых отказов и неисправностей самолета, с которыми разрешается завершать рейс до аэропорта базирования
- Приложение 3. Перегонка самолета с одним неработающим двигателем
- Приложение 4. Листы контрольного осмотра самолета членами экипажа

Приложение

Содержание. Стр. 1/2

Окт 10/90



РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ



ПРИЛОЖЕНИЕ I. КАРТА КОНТРОЛЬНОЙ ПРОВЕРКИI. Общие указания

I. 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 выполнения обязательных операций, проводимых экипажем под руководством КВС на предписанных рубежах при подготовке к полетам любого назначения.

Карта контрольной проверки является принадлежностью самолета. Вылет самолета без Карты ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

3. Контроль с чтением Карты контрольной проверки начинается по команде КВС.

4. Раздел Карты читает по СПУ бортрадист.

5. Рубежи начала читки разделов Карты:

- "Перед запуском двигателей" – после получения разрешения диспетчера на запуск двигателей;
- "Перед выруливанием" – после запуска двигателей;
- "На рулении" – при рулении со стоянки самолета до предварительного старта;
- "На предварительном старте" – перед запросом разрешения для выруливания на исполнительный старт;
- "На исполнительном старте" – перед запросом разрешения на взлет;
- "Перед снижением с эшелона" – за 5-10 мин перед началом снижения;
- "После перехода на давление аэродрома" – на эшелоне перехода; при выполнении полета по кругу, а также при повторном заходе после ухода на второй круг – по окончании второго разворота;
- "Перед третьим разворотом или на удалении 18-20 км (при заходе на посадку "с прямой") – к началу третьего разворота проверка должна быть закончена;
- "Перед входом в глиссаду" – непосредственно по окончании четвертого разворота; при заходе "с прямой" – перед входом в глиссаду.

В карте применены следующие условные обозначения:

- – кружок показывает, кто выполняет операцию;
- ①, ② – цифра в кружке указывает на очередность докладов.

Приложение I

Стр. I

Окт 10/90





РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ



2. Карта контрольной проверки

Объект контрольной проверки	Форма доклада	Очередность доклада				
		КВС	ВП	Ш	БМ	БР
<u>Перед запуском двигателей</u>						
1. МСРН	Включен	-	-	-	-	①
Магнитофон	Включен	②	-	-	-	-
2. Заглушки, чехлы, колпачки	Сняты, на борту	-	-	②	①	-
3. Двери, люки	Закрыты, проверены	-	-	②	①	-
4. Рули, элероны	Расстопорены, свободны	①	②	-	-	-
5. Триммеры	Нейтрально, руля высоты ... делений	①	②	-	-	-
6. Взлетные данные	Вес ... тс, центровка ... % Скорость $V_I \dots, V_R \dots, V_2 \dots$ км/ч	-	①	-	-	-
<u>Перед выруливанием</u>						
1. Топливная система	Автоматика включена, на борту ... тс;	-	-	-	①	-
	По заданию ... тс	-	-	②	-	-
2. ТГ-16, щитки запуска	Включен, закрыты	-	-	-	○	-
3. Гидросистема	Давление в норме	-	-	-	○	-
4. Электросистема	Проверена, работает normally	-	-	-	○	-
5. ПОС	Включена (отключена)	-	①	-	②	-
6. Авиагоризонты, ЭУП, ЦВ	Включены, проверены, риски совмещены	②	①	-	-	-
7. "Курс МГ" (СЛ-50), АРК	Включен ILS (СЛ-50), частота...МГц (... канал)	①	-	-	-	-
	I-й - на дальний, 2-й - на близкий, позывные прослушаны	-	-	②	-	-
	Подтверждено	-	-	-	-	③
8. Курсовая система, КИ-13	Включена, согласована, курс ... градусов, режим ГИК	-	-	①	-	-
	Курс ... градусов	③	②	-	-	-
9. Герметизация люка	Загерметизирован	-	○	-	-	-
10. Опознавание, СОИ-64	Включены, работают, режим "023М" установлен	①	-	-	-	②

Приложение I

Стр. 2

Окт 10/90



РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ



Объект контрольной проверки	Форма доклада	Очередность доклада				
		КВС	ВП	Ш	БМ	БР
<u>На руления</u>						
1. Тормоза основные, аварийные	Проверены, исправны	①	②	-	-	-
2. ВПУ	Проверено	①	-	-	②	-
3. ЭУП	Работает	②	①	-	-	-
<u>На предварительном старте</u>						
1. Высотомеры, РВ	Высота ноль, давление ... мм рт. ст. РВ включен	③	②	①	-	-
④	-	-	-	-	-	-
2. Отбор воздуха	Отключен	-	○	-	-	-
3. Автофлюгер по ИКМ	Проверен	-	-	-	○	-
4. Закрылки	Выпущены 15° (25°)	②	③	-	①	-
5. Форточки	Закрыты	②	①	-	-	-
6. Рули, элероны	Проверены, свободно	①	②	-	-	-
7. Авиагоризонты	Проверены, риски совмещены	②	①	-	-	-
<u>На исполнительном старте</u>						
Готовность к взлету	Красные сигналы не горят, готов	-	-	-	①	-
	Курс...градусов, готов	-	-	②	-	-
	ШД, ШВД включены, готов	-	③	-	-	-
	ВПУ включено, режим УВД установлен, готов	④	-	-	-	-
	Готов	-	-	-	-	⑤





Объект контрольной проверки	Форма доклада	Очередность доклада				
		КВС	ВП	Ш	БМ	БР
<u>Перед снижением с эшелона</u>						
1. Схема	Просмотрена	(3)	(2)	(1)	-	-
2. Посадочные данные	Топливо ... тс Минимальный режим ... градусов по УПРТ Вес ... тс, центровка ... %, длина пробега ... м, скорость планирова- ния ... км/ч	-	-	-	(1)	-
3. РВ, залатчик на высоту круга	Включен, залатчик на ... м установлен	(1)	-	-	-	-
4. Курсовая система, КИ-13	Согласована, курс ... градусов, режим ГИК Курс ... градусов	-	-	(1)	-	-
5. "Курс МГ" (СИ-50)	Включен ДЛС (СИ-50), частота ... МГц (... канал)	(1)	-	-	-	-
6. Тормоза, гидросис- тема	"АВТОМАТ ТОРМОЗОВ" включен, давление в норме	(2)	-	-	(1)	-
7. НОС	Включена (отключена)	-	(1)	-	(2)	-
8. Обогрев ШД, ПВД	Включен	-	(1)	-	-	-
<u>После перехода на давление аэропрома</u>						
1. Высотомеры	Давление установлено ... мм рт. ст., высота ... м Показания высотомеров одинаковые (разница ... м)	(3)	(2)	(1)	-	-
2. АРК	Настроены: 1-й на дальнюю, 2-й на ближнюю, позывные прослушаны Подтверждаю	-	-	(1)	-	-
3. НШ	Установлен МК посадки ... градусов	(2)	(1)	-	-	-



Объект контрольной проверки	Форма доклада	Очередность доклада					
		КВС	ВП	III	БМ	БР	
<u>Перед третьим разворотом или на удалении 18-20 км</u>							
1. Шасси	Выпущено, зеленые горят, давление в тормозах "Ноль"	(2)	(3)	-	(1)	-	
2. ВПУ	Включено	(2)	-	-	(1)	-	
3. Электрический "Ноль"	Проверен	(○)	-	-	-	-	
4. Задатчик РВ на ВПР	Задатчик на ... и установлен	(○)	-	-	-	-	
<u>Перед входом в глиссаду</u>							
1. Закрылки	Выпущены 35° (15°)	(2)	(3)	-	(1)	-	
2. Фары	Выпущены	(2)	-	-	(1)	-	

3. Подробное содержание карты контрольной проверкиПеред запуском двигателей

1. МСРП, МАГНИТОФОН - включены - БР, КВС.

БР, КВС должны убедиться, что МСРП и магнитофон включены.

2. ЗАГДУШКИ, ЧЕХЛЫ, КОЛПАЧКИ - сняты, на борту - БМ, Ш.

БМ должен убедиться в наличии на борту всех загдушек и чехлов с ПШ и ПВД, а Ш - колпачков с ДКУ ДАК-ДБ-5, визирной головки СП-1 и загдушки с ЭКСИ-39.

3. ДВЕРИ, ЛЮКИ - закрыты, проверены - БМ, Ш.

БМ должен убедиться, что все двери и люки закрыты, положения защелок проверены, а Ш - в закрытом грузовом люке и створок спецлюков.

4. РУЛИ, ЭЛЕРОНЫ - расстопорены, свободны - КВС, ВП.

КВС, ВП должны убедиться в том, что:

- управление рулей и элеронов расстопорено;
- отклонение рулей и элеронов до механических упоров свободное.

5. ТРИММЕРЫ - нейтрально, рули высоты ... делений - КВС, ВП.

КВС, ВП должны убедиться в том, что:

- горят светосигнализаторы нейтрального положения триммеров руля направления и элеронов;

- триммер руля высоты установлен в необходимое для взлета положение в зависимости от взлетной центровки самолета.

6. ВЗЛЕТНЫЕ ДАННЫЕ - вес ... т, центровка ... %, $V_1 \dots V_p \dots V_2$... км/ч - ВП, Ш.

ВП, Ш докладывают фактическое значение параметров взлетного веса, центровки и расчетные значения параметров указанных скоростей.

Перед выруливанием

1. ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА - автоматика включена, на борту ... т, по заданию ... т - БМ, Ш.

БМ должен убедиться, что:

- блоки автоматики расхода топлива включены и сигнализация автоматики работает нормально;
- выключатели насосов баков находятся в требуемом положении;
- на каждом расходомере выставлено значение количества топлива, соответствующее заправленному для питания каждого двигателя;



РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ



- заправленное количество топлива соответствует показаниям топливомера по суммарной шкале и сумме показаний по группам. Ш докладывает необходимое количество топлива по заданию.

2. ТГ-16, щитки ЗАПУСКА - отключен, закрыты - БМ.

БМ должен убедиться, что:

- горит красный светосигнализатор закрытия перекрывающего крана ТГ-16;
- щитки запуска двигателей и ТГ-16 закрыты.

3. ГИДРОСИСТЕМЫ - давление в норме - БМ.

БМ должен убедиться, что давление:

- в основной (правой) системе - ($150 \pm 7,5$) кгс/см²;
- в аварийной (левой) системе - ($120 \pm 5 - 155 \pm 5$) кгс/см².

4. ЭЛЕКТРОСИСТЕМА - проверена, работает normally - БР.

БР должен убедиться, что все необходимые АЭС и выключатели включены, показания приборов контроля за работой агрегатов электросистемы в норме.

5. ПОС - включена (отключена) - ВП, БМ.

ВП, БМ должны убедиться, что ПОС крыла и оперения отключены, а ПОС воздухозаборников двигателей включены или отключены (в зависимости от метеоусловий).

6. АВИАГОРИЗОНТЫ, ЭУП, ЦПВ - включены, проверены, риски совмещены - ВП, КВС.

ВП, КВС должны убедиться, что авиаогоризонты, ЭУП и ЦПВ включены, их работа проверена, риски совмещены.

7. КУРС МП (СП-50), АРК - включена JLS (СП-50), частота ... мгц (... канал).

I-й на дальний, 2-й на ближний, позывные прослушаны, подтверждают - КВС, Ш, БР.

КВС должен убедиться, что КУРС МП (СП-50) включен и нужная частота (канал) установлена. Ш должен убедиться, что АРК № 1 настроен на ДПРМ, а АРК № 2 - на БПРМ и позывные прослушаны. БР должен прослушать позывные ДПРМ и БПРМ, на которые настроены АРК № 1 и 2.

8. КУРСОВАЯ СИСТЕМА, КИ-13 - включена, согласована, курс ... градусов, режим ГК. Курс ... градусов - Ш, ВП, КВС.

Ш, ВП, КВС должны убедиться, что курсовая система включена, согласована, установлен режим ГК, указатели и КИ-13 правильно показывают магнитный курс с учетом девиации.

9. ГЕРМЕТИЗАЦИЯ ЛИКА - загерметизирован - ВП.

ВП должен убедиться, что кран находится в положении "ЗАГЕРМЕТИЗИРОВАНО".

10. Опознание, СОМ-64 - включены, работают, режим "023М" установлен - КВС, БР.

КВС, БР должны убедиться, что система опознавания включена, работает, код установлен. Переключатель режимов на пульте СО-63 установлен в положение "023М".

Приложение I

Стр. 7

Окт 10/90



На руления

1. ТОРМОЗА ОСНОВНЫЕ, АВАРИЙНЫЕ - проверены, исправны - КВС, ВП. КВС, ВП должны в процессе руления со стоянки самолета на предварительный старт убедиться, что торможение колес осуществляется нормально от основной и аварийной тормозных систем.

2. ВЛУ - проверено - КВС, БМ.

КВС, БМ должны в процессе руления проверить работу взлетно-посадочного управления (ВЛУ) передними колесами.

3. ЗУП - работает - ВП, КВС.

ВП, КВС должны убедиться, что при разворотах самолета на руления стрелка ЗУП отклоняется в сторону разворота.

На предварительном старте

1. ВЫСОТОМЕРЫ, РВ - высота ноль, давление ... мм рт. ст. РВ включен - Ш, ВП, КВС.

Ш, ВП, КВС должны убедиться, что на их высотомерах обе стрелки совпадают с нулем, а барометрическая шкала показывает при этом давление, которое может отличаться от давления на аэродроме не более чем на $\pm 1,5$ мм рт. ст. КВС должен проверить, что РВ включен, I диапазон установлен. Задатчик на 90 м установлен.

2. ОТБОР ВОЗДУХА - отключен - ВП.

ВП должен убедиться, что отбор воздуха от двигателей отключен.

3. АВТОФЛЮГЕР по ИКМ - проверен - БМ.

БМ должен убедиться в исправности системы автоматического флюгирования воздушных винтов. Проверка автофлюгера на данном самолете выполняется при первом вылете в течение суток.

4. ЗАКРЫЛКИ - выпущены 15° (25°) - БМ, КВС, ВП.

БМ, КВС, ВП должны убедиться, что закрылки выпущены на 15° (25°).

5. ФОРТОЧКА - закрыта - ВП, КВС.

ВП, КВС должны убедиться, что их форточки закрыты.

6. РУЛИ, ЭЛЕРОНЫ - проверены, свободны - КВС, ВП.

КВС, ВП должны убедиться, что отклонение рулей и элеронов до механических упоров свободное.

7. АВИАГОРИЗОНТЫ - проверены, риски совмещены - ВП, КВС.

ВП, КВС должны убедиться в правильности показаний авиагоризонтов.

На исполнительном старте

Готовность к взлету:

- красные сигналы не горят, готов - БМ;
- курс ... градусов, готов - III;
- ПЩ, ПВД включены, готов - ВП;
- ВПУ включено. Режим УВД установлен, готов - КВС;
- готов - БР.

БМ должен убедиться, что на приборных досках и пультах красные табло и светосигнализаторы отказов в работе систем (приборов) не горят.

Ш должен убедиться, что курсовая система согласована, установлен режим ГК, указатели и КИ-13 правильно показывают магнитный курс и что эти показания соответствуют МК ВШ.

ВП должен убедиться, что обогрев ПЩ и ПВД включен. При этом загораются светосигнализаторы "ПЩ-ГМ" и "ПВД-Г".

КВС должен убедиться, что взлетно-посадочное управление передними колесами включено, при этом должны гореть два зеленых светосигнализатора "ПОДГОТОВЛЕНО" и "ВКЛЮЧЕНО". Переключатель режимов на пульте СО-63 установлен в положение "УВД".

БР должен убедиться в нормальной работе системы электроснабжения.

Перед снижением с эшелона

1. СХЕМА - просмотрена - Ш, ВП, КВС.

Ш, ВП, КВС должны уточнить схему захода на посадку на данном аэродроме по сборнику.

2. ПОСАДОЧНЫЕ ДАННЫЕ - топливо ... т, максимальный режим ... градусов по УМРТ, вес ... т, центровка ... %, длина пробега ... м, скорость планирования ... км/ч - БМ, ВП, КВС, Ш.

БМ, ВП, КВС, Ш должны доложить значения указанных параметров.

3. РВ, ЗАДАТЧИК НА ВЫСОТУ КРУГА - включен, задатчик на ... м установлен - КВС.

КВС должен убедиться, что:

- РВ включен;
- задатчик установлен на высоту круга аэродрома посадки.

Если высота круга больше максимальной высоты, на которую может быть установлен задатчик РВ, - устанавливать задатчик на максимально возможное значение высоты.

4. КУРСОВАЯ СИСТЕМА, КИ-13 - согласована, курс ... градусов, режим ПК, курс ... градусов - Ш, ВП, КВС.

Ш, ВП, КВС должны убедиться, что курсовая система согласована, установлен режим ПК, указатели и КИ-13 правильно показывают магнитный курс.

5. КУРС-МП (СИ-50) - включен, JLS (СИ-50), частота ... МГц (... канал) - КВС, КВС должен убедиться, что Курс-МП (СИ-50) включен и нужная частота (канал) установлена.

6. ТОРМОЗА, ГИДРОСИСТЕМЫ - автомат тормозов включен, давление в норме - БМ, КВС.

БМ, КВС должны убедиться, что автомат тормозов включен, а давление в основной (правой) системе ($150\pm7,5$) кгс/см²; в аварийной (левой) - ($120\pm5 - 155\pm5$) кгс/см².

7. ПОС - включена (отключена) - ВП, БМ.

ВП, БМ должны убедиться, что ПОС винтов, ВНА, крыла и оперения включены, светосигнализаторы горят (если КВС дал команду на включение ПОС).

8. Обогрев ШД, ПВД - включен - ВП.

Второй пилот должен убедиться, что обогрев ШД и ПВД включен, при этом горят сигнальные лампы "ШД-1М и ПВД-7Г".

После перехода на давление аэродрома

I. ВЫСОТОМЕРЫ - давление установлено ... мм рт. ст., высота ... м, показания высотометров одинаковые (разница ... м) - Ш, ВП, КВС, БМ.

Ш, ВП, КВС должны убедиться, что давление аэродрома посадки установлено правильно. БМ должен убедиться, что высотомеры КВС и ВП показывают одинаковые значения высоты, или доложить КВС при различных показаниях высоты, указав величину ошибки в метрах.

2. АРК - настроены, 1-й на дальний; 2-й на ближний, позывные прослушаны, подтверждают - Ш, БР.

Ш должен убедиться, что АРК № 1 настроен на ДПРМ аэродрома посадки, а АРК № 2 - на БПРМ, позывные прослушаны. БР должен прослушать позывные ДПРМ и БПРМ, на которые настроены АРК № 1 и 2 и подтвердить.

3. НШП - установлен МК посадки ... градусов - ВП, КВС.

ВП, КВС должны убедиться, что необходимый магнитный курс посадки на их приборах установлен правильно.

Перед третьим разворотом или на удалении 18-20 км

I. ШАССИ - выпущено, зеленые горят, давление в тормозах "ноль" - БМ, КВС, ВП.

БМ, КВС, ВП должны убедиться, что шасси выпущено, на щитке сигнализации положения шасси горят три зеленых светосигнализатора, давление в тормозах "ноль".

Приложение I

Стр. 10

Ноябрь 3/94



РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ



2. ВПУ - включено - БМ, КВС.

БМ, КВС должны убедиться, что взлетно-посадочное управление передними колесами включено, при этом должен гореть зеленый светосигнализатор "ПОДГОТОВЛЕНО".

3. ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ "НОЛЬ" - проверен - КВС.

КВС при заходе на посадку по системе "Курс МП" (СИ-50) должен проверить электрический "ноль" на НШ.

4. ЗАДАТЧИК РВ НА ВПР - задатчик на ... м установлен - КВС.

КВС должен убедиться, что на задатчике РВ установлено значение ВПР ... м.

Если задатчик РВ не позволяет выставить 60 м, то установить его на ближайшее меньшее значение.

Перед входом в глиссаду

1. ЗАКРЫЛКИ - выпущены 35^0 (15^0) - БМ, КВС, ВЛ.

БМ, КВС, ВЛ должны убедиться, что закрылки выпущены на 35^0 , а при наличии льда на стабилизаторе, а также в случае неуверенности в его отсутствии (невозможности визуального осмотра) - 15^0 .

2. ФАРЫ - выпущены - БМ, КВС.

БМ, КВС должны убедиться, что фары выпущены.

Приложение I

Стр СН/12

06.10.90



РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ





ПРИЛОЖЕНИЕ 2. ПЕРЕЧЕНЬ ДОПУСТИМЫХ ОТКАЗОВ И НЕИСПРАВНОСТЕЙ САМОЛЕТА,
С КОТОРЫМИ РАЗРЕШАЕТСЯ ПРОДОЛЖЕНИЕ ПОЛЕТА ДО БЛИЖАЙШЕГО АЭРОДРОМА
ПО РАСПИСАНИЮ И ВЫЛЕТ ДО АЭРОДРОМА БАЗИРОВАНИЯ ДЛЯ ЗАВЕРШЕНИЯ РЕЙСА

I. Общие указания

1. Настоящий Перечень определяет допустимые отказы и неисправности самолета, с которыми разрешается продолжение полета до ближайшего аэродрома по расписанию (отказы электро-, радио- и приборного оборудования) и вылет с промежуточного аэродрома и аэродрома назначения для завершения рейса до аэродрома базирования данного самолета.

2. При обнаружении на самолете любого отказа или неисправности, не указанных в настоящем Перечне, продолжение рейса разрешается только после устранения их на аэродроме посадки.

3. При обнаружении отказов и неисправностей, перечисленных в Перечне, на аэродроме назначения или промежуточном инженерно-технический состав обязан принять меры к их устранению за время стоянки самолета по расписанию. Если это невозможно по времени или из-за отсутствия материально-технических условий, разрешается продолжать полет с данным отказом или неисправностью для завершения рейса до аэродрома базирования самолета.

4. В этом случае для выпуска самолета в рейс инженерно-технический состав обязан:

- четко определить характер и причину отказа (неисправности);
- убедиться, что данный отказ (неисправность) предусмотрен Перечнем;
- убедиться, что данный отказ (неисправность) не окажет влияния на работу других систем, агрегатов или оборудования самолета;
- сообщить КВС об отказе (неисправности) и принятых мерах по обеспечению дальнейшего полета.

5. Окончательное решение о продолжении полета с данным отказом (неисправностью) для завершения рейса до аэродрома базирования самолета принимает КВС с учетом метеорологических условий, оборудования аэродромов посадки и др.

6. В случае принятия КВС решения о вылете необходимо:

- отключить отказавшее (неисправное) оборудование от работающей системы при необходимости снять отказавшее (неисправное) оборудование и выполнить работы, рекомендуемые Перечнем;
- произвести записи в бортовом журнале и карте-наряде за подписями КВС и начальника (инженера) смены о четком наименовании отказа (неисправности), выполненных работах и принятом решении.

Приложение 2

Стр. I

докт 10/90





7. Применение данного Перечня не снимает ответственности с КВС и лиц, готовящих самолет к рейсу, за безопасность полета.

8. Вылет самолета с отказами и неисправностями, указанными в настоящем Перечне, с аэродрома базирования самолета ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

2. Перечень отказов (неисправностей)

Отказ (неисправность)	Рекомендации
<u>Планер</u>	
Повреждение обшивки пола и стенок грузового отсека без повреждения силовых элементов фюзеляжа и элементов крепления	Вылет разрешается
Повреждение шартовочных узлов крепления грузов в грузовой кабине	Вылет разрешается, если можно крепить грузы за другие шартовочные узлы
Повреждение створок ниши масси (поврежденные створки снять с отсоединением тяг от цилиндров управления створками)	Вылет разрешается. Высота полета до 4000 м, скорость не более 420 км/ч
Растрескивание покровного слоя одного электрообогреваемого стекла кабины пилотов	Вылет разрешается, если растрескивание не мешает обзору. Высота полета 4000 м без наддува гермокабины, в простых метеоусловиях, не требующих электрообогрева стекол
Неисправен механизм открытия форточек в кабине пилотов	Вылет разрешается, если исправна вторая форточка, а неисправная закрыта
Неисправен электростатический разрядник	Вылет разрешается



Отказ (неисправность)	Рекомендации
<u>Управление</u>	
Неисправен механизм регулирования педалей	Вылет разрешается, если механизм застопорен в положении, не создающем неприемлемого условия для управления самолетом
Неисправен механизм регулировки сиденья пилота	Вылет разрешается, если механизм застопорен в положении, не создающем неприемлемого условия для управления самолетом
<u>Шасси и гидросистема</u>	
Износ пневматиков колес основной опоры шасси	Вылет разрешается, если местное истирание не превышает трех слоев корда на двух пневматиках (по одному на каждой тележке)
Подтекание АМГ-10 по штокам амортизаторов опор шасси	Вылет разрешается, если обжатие амортизаторов не выходит за пределы нормы
Неисправна система стояночного тормоза	Вылет разрешается, если дефект не вызвал повышенного давления в тормозах
Негерметичен гидроаккумулятор	Вылет разрешается, если нет утечки гидросмеси наружу
Неисправна система управления грузо люками	Вылет разрешается при закрытых грузо люках и без утечки гидросмеси наружу
Неисправны гидравлические манометры и датчик давления	Вылет разрешается, если нет утечки гидросмеси наружу



Отказ (неисправность)	Рекомендации
Не работает стеклоочиститель второго пилота	Вылет разрешается при исправном стеклоочистителе КВС
Неисправен инерционный датчик тормозов	Вылет разрешается при сухой ВПП и ее достаточной длине в аэропорту взлета и посадки. Интенсивное торможение при посадке не применять, автомат юза не включать
Неисправна система люков ПОСАБ	Вылет разрешается, если нет утечки гидросмеси наружу
Неисправен гидравлический выключатель УГ-34/2 (система торможения)	Вылет разрешается, если нет утечки гидросмеси наружу, при сухой ВПП и ее достаточной длине в аэропорту взлета и посадки. Интенсивное торможение при посадке не применять, автомат юза не включать
Неисправна система наддува гидробаков	Полет разрешается на высотах не более 3000 м

Системы регулирования давления
и кондиционирования воздуха в кабине

Изделие 438Д не ограничивает заданного перепада давления, но принудительное открытие его возможно	Полет разрешается выполнять на всех высотах, осуществляя постоянный контроль перепада давлений по УВПД при исправном АРД-54
Отказ изделия 438Д в открытом положении	Полет разрешается на высотах не более 3000 м
Неисправно электроуправление предохранительными клапанами – не включается принудительный сброс давления	Вылет разрешается, если агрегат ограничивает требуемый перепад давления



Отказ (неисправность)	Рекомендации
Неисправен агрегат АРД-54	Вылет разрешается при отказе АРД-54 в открытом или закрытом положении, но при этом необходимо включить переключатель "АВАРИЙНЫЙ СБРОС ДАВЛЕНИЯ" и выполнять полет с открытим предохранительным клапаном изделия 438Д на высотах не более 3000 м
Неисправен запорный кран У7610-523 отбора воздуха от двигателя	Вылет разрешается при отказе одного из четырех кранов с учетом метеоусловий
Неисправен распределительный кран П7602-100-2	Вылет разрешается только летом на высотах до 3000 м без включения отбора воздуха от двигателей при включенной вентиляции атмосферным воздухом
Неисправен агрегат 644В	Вылет разрешается при отказе двух из четырех агрегатов с учетом метеоусловий
Неисправен ТХ 519Б	Вылет разрешается при любых условиях полета в холодное время года, а в летнее время полет выполнять на высотах до 3000 м при включенной вентиляции атмосферным воздухом
Неисправен ТРТВК-45М	Вылет разрешается
Отказ термометра кабинного воздуха	Вылет разрешается

Противообледенительная система

Отказ сигнализатора обледенения двигателя СО-4А	Вылет разрешается в простых метеоусловиях при исправной ПОС двигателя
Отказ сигнализатора обледенения (РИО)	Вылет разрешается при условии отсутствия обледенения в прогнозе погоды по трассе



Отказ (неисправность)	Рекомендации
<u>Топливная система</u>	
Течь топлива из бака-кессона	Полет выполнять без заправки баков-кессонов
Отказ системы централизованной заправки	Заправку производить через заливные горловины
Отказ автоматики выработки топлива	Вылет разрешается при ручной выработке топлива
Отказ предохранительного поплавкового клапана заправки	Вылет разрешается
Отказ подкачивающего насоса одной из групп О, I, II, III, IV, У	Вылет разрешается без заправки группы с отказавшим насосом. Выработка топлива автоматическая или при ручном управлении в зависимости от очереди, в которой отказал насос (без заправки симметричных групп баков другого полукрыла)
Отказ РТМС одного из двигателей	Вылет разрешается. В полете контролировать топливомеру. Ориентироваться на параметры работы двигателя с исправным расходомером
<u>Силовые установки</u>	
Отказ ИДТ-100 давления топлива перед форсунками	Вылет разрешается. Контролировать параметры работы двигателя (давление ИКМ, температуру газов, расход топлива). Ориентироваться на показания СУ с исправным ИДТ-100
Отказ масломера МЭС	Вылет разрешается. Перед вылетом количество масла проверить мерной линейкой. В полете следить за давлением масла и сигнализацией минимального остатка масла в баке



Отказ (неисправность)	Рекомендации
Отказ АРТМ	Вылет разрешается. В полете температуру масла регулировать вручную
Отказ турбогенератора ВСУ	Вылет разрешается. Запуск двигателя производить от наземных средств
Подтекание топлива из дренажных трубок проводов топливных насосов	Вылет разрешается, если подтекание наблюдается только при неработающем двигателе
Горит табло повышенной вибрации двигателя	Вылет разрешается, если неисправна только система ИВ-4I
Отклонение расходов топлива от установленных норм в полете в зоне ограничения температуры газов	Вылет разрешается при отклонении расхода топлива от установленных норм в пределах ± 100 кг/ч на одном из двигателей. При этом РУД устанавливается на режим таким образом, чтобы параметры двигателя были близки к параметрам остальных двигателей

Электрооборудование

Отказ генератора переменного тока СГО-12	Вылет до аэродрома базирования разрешается только при одном неисправном генераторе
Отказ одного генератора СТИ-12ТМО	Вылет до аэродрома базирования разрешается при отказе, не связанном с механическим разрушением и не влияющим на запуск и работу двигателей
Отказ преобразователя ИТ-1000	Вылет до аэродрома базирования разрешается
Неисправен светосигнализатор работы генератора	Вылет до аэродрома базирования разрешается. В полете следите за показаниями амперметров



Отказ (неисправность)	Рекомендации
Неисправны АНО	Полет разрешается с посадкой в светлое время суток
Неисправен один проблесковый маяк	Вылет разрешается
Отказ системы запуска от наземного источника электропитания	Вылет разрешается при исправной системе запуска от ВСУ
Неисправны посадочные фары	Вылет разрешается при двух неисправных фарах
Неисправны рулевые фары	Полет разрешается с посадкой в светлое время суток
Неисправно освещение кабины	Полет разрешается только в светлое время суток
Не включается подсвет приборов	Полет разрешается только в светлое время суток
Неисправность освещения в грузовой кабине	Вылет разрешается
Неисправность сигнализации дверей и люков	Вылет разрешается с визуальным контролем перед взлетом надежности закрытия дверей и люков
<u>Пилотажно-навигационное оборудование</u>	
Отказ основной (запасной) гироагрегат курсовой системы	Полет разрешается до ближайшего аэродрома, если исправен запасной (основной) гироагрегат и магнитный компас КИ-13
Отказ астрокомпаса ДАК-ДБ-5	Вылет разрешается
Отказ автопилота АП-28Д1	Вылет разрешается при продолжительности полета до аэродрома базирования (ближайшего аэродрома) менее 3 ч
Неисправен указатель числа М	Полет разрешается при исправных КУС-1200 КВС



РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ



Отказ (неисправность)	Рекомендации
Отказ указателя скорости КУС-730/II00 второго пилота	Вылет разрешается, если исправны КУС-730/II00 КВС и штурмана
Отказ вариометра ВАР-З0М второго пилота	Вылет разрешается, если исправны ВАР-З0М КВС и штурмана
Неисправна аппаратура АУАСП-6КР	Вылет разрешается, если исправны указатель числа М и КУС-730/II00
Отказ барометрического высотомера ВД-10 (УВИД-30-Б) второго пилота	Вылет разрешается, если исправны ВД-10 (УВИД-30-Б) КВС и штурмана
Отказ навигационного индикатора НИ-50БМ-1	Вылет разрешается
Отказ sextанта СП-1М	Вылет разрешается
Отказ доплеровской системы навигации по режиму ДИСС (АНУ)	Вылет разрешается, если исправен режим АНУ (ДИСС)
Неисправен сигнализатор заданной высоты С-28	Вылет разрешается
Неисправен магнитный компас КИ-13	Вылет разрешается, если исправны оба гироагрегата курсовой системы
Неисправны указатели замера температуры воздуха в кабине и за бортом	Вылет разрешается
Неисправны бортовые часы	Вылет разрешается
Отказ СДУ	Вылет разрешается, если заход на посадку можно выполнять по ИСП
Отказ одного авиагоризонта (или основного КВС, или авиагоризонта ВИ, или резервного авиагоризонта)	На самолетах без БКК-IV произвести посадку по усмотрению КВС на ближайшем аэродроме с благоприятными погодными условиями
Неисправен один ЗУП-53	Вылет разрешается
Неисправны два ЗУП-53	Вылет разрешается, кроме самолетов с двумя гиродатчиками 458МКС
Неисправен БКК-IV	Вылет разрешается до ближайшего аэродрома по расписанию

Приложение 2

Стр. 9

Окт 10/90



Отказ (неисправность)	Рекомендации
<u>Радиооборудование</u>	
Неисправна радиотехническая система ближней навигации РСБН-2С	Вылет разрешается, если исправны АРК-II
Неисправна система ближней навигации и посадки "Курс МГ"	Вылет разрешается, если исправны один полукомплект "Курс МГ" и два АРК-II при погоде на аэродроме посадки не ниже минимума для режима ОСП
Неисправен самолетный радиодальномер	Вылет разрешается по внутрисоюзным линиям
Неисправен радиолокатор	Вылет разрешается при отсутствии на трассе полета фактической и прогнозируемой грозовой деятельности
Неисправен радиовысотомер	Вылет разрешается, если исправны барометрические высотомеры
Неисправен АРК-II	Вылет разрешается, если исправен один АРК-II
Неисправны самолетные ответчики	Вылет разрешается по согласованию со службой УВД
Неисправна радиостанция КВ	Вылет разрешается, если исправна одна радиостанция КВ
Неисправна радиостанция УКВ	Вылет разрешается, если исправна одна радиостанция УКВ

ПРИЛОЖЕНИЕ 3. ПЕРЕГОНКА САМОЛЕТАС ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМI. Общие указания

Перегонка самолета с одним неработающим двигателем может быть выполнена в исключительных случаях по решению заместителя министра гражданской авиации.

Перегонка самолета с одним неработающим (неисправным) двигателем выполняется при отсутствии в аэропорту взлета условий, необходимых для замены двигателя.

Полеты производятся в соответствии с рекомендациями, изложенными в Руководстве по летной эксплуатации самолета, и с Приложением 3.

Взлет разрешается при соблюдении следующих ограничений:

- взлетный вес не более 52 тс;
- температура воздуха не более 25°C;
- отсутствие бокового ветра справа при взлете с неработающим третьим или четвертым двигателем; в остальных случаях максимально допустимая скорость бокового ветра 5 м/с;
- поверхность ВПП - сухая;
- длина ВПП не менее 2100 м при взлете с неработающим внутренним двигателем и не менее 2300 м с неработающим внешним двигателем;
- по курсу взлета должна быть свободная от препятствий зона длиной не менее половины длины ВПП, считая от выходного торца ВПП;
- взлет должен выполняться днем при высоте нижней границы облаков не менее 200 м и видимости не менее 2000 м;
- отсутствие фактических или прогнозируемых условий обледенения по трассе;
- КВС должен иметь тренировочные полеты по выполнению прерванных и продолженных взлетов.

2. Подготовка к полету

При подготовке самолета к перегонке особое внимание следует обратить на обеспечение исправности остальных двигателей и агрегатов шасси. Полет выполняется только с зафлюгированным винтом неисправного двигателя.

Необходимо четко распределить обязанности членов экипажа и произвести в кабине отработку взаимодействия экипажа на взлете и посадке.

ВПП маркируется двумя дополнительными контрольными знаками. Один знак устанавливается от места старта на удалении 1050 м при взлете с неработающим внутренним двигателем или на удалении 1150 м при взлете с неработающим внешним двигателем. Второй знак устанавливается на удалении 1800 м при взлете с неработающим внутренним двигателем либо на удалении 1950 м при взлете с неработающим внешним двигателем.



Кресла пилотов и педали должны быть отрегулированы так, чтобы при полном отклонении педалей нога находилась в полусогнутом положении.

При расчете загрузки не рекомендуется создавать центровку, близкую к предельным значениям.

3. Взлет

Взлетный угол отклонения закрылков 15° .

Взлет производится на взлетном режиме симметрично работающих двигателей. Управление режимом работы двигателя, симметричного неработающему, выполняется в следующем порядке:

– при взлете с неработающим внутренним двигателем РУД симметричного перед страгиванием устанавливается на 50° по УПРТ и не изменяется до достижения скорости 100 км/ч.

На скорости 100 км/ч плавно (в течение 2-3 с) режим работы двигателя, симметричного неработающему, увеличивается до $70-80^{\circ}$ по УПРТ, а на скорости 130 км/ч – до взлетного режима;

– при взлете с неработающим внешним двигателем РУД симметричного перед страгиванием устанавливается на ЗМГ и не изменяется до достижения скорости 100 км/ч. На скорости 100 км/ч РУД плавно переводится на $60-70^{\circ}$ по УПРТ, а на скорости 170 км/ч увеличивается до взлетного режима.

Управление режимом работы двигателей осуществляет КВС. Второй пилот помогает КВС удерживать штурвал в положении, полностью отклоненном от себя, до момента подъема передней опоры шасси. Такое положение штурвала обеспечивает необходимую эффективность управления передней опорой шасси и является основным условием выдерживания исходного направления разбега.

Для более эффективной стабилизации самолета на оси ВШ перед увеличением режима двигателя, симметричного неработающему, рекомендуется импульсами полностью отклонить педаль.

В случае значительного уклонения от оси ВШ, появления прогрессирующего бокового увода самолета и невозможности восстановить исходное направление разбега взлетно-посадочным управлением (т.е. только отклонением педалей) необходимо прекратить взлет, для чего:

- убрать РУД всех двигателей на ЗМГ;
- снять с упора винты двух симметрично работающих двигателей;
- снять с упора винт двигателя, симметричного неработающему, на скорости не более 130 км/ч;
- применить (при необходимости) интенсивное торможение колес.



В качестве контрольного показателя нормального разбега на трех двигателях рекомендуется выдерживать следующие параметры:

- при подходе самолета к первому контрольному знаку все двигатели должны быть выведены на взлетный режим;
- достигнута скорость 170-180 км/ч;
- эффективность путевого управления - достаточная для удержания самолета на оси ВПП.

Если по достижении первого контрольного знака указанные параметры значительно отклонились, взлет должен быть прекращен.

Скорости при взлете с неработающим двигателем для всех взлетных весов:

- скорость подъема передней опоры шасси 235 км/ч;
- скорость отрыва самолета 245 км/ч;
- безопасная скорость взлета не менее 260 км/ч.

Отрыв самолета должен произойти вблизи второго контрольного знака.

Штурман на взлете обязан информировать КВС о скорости, начиная со 100 км/ч до 260 км/ч через каждые 10 км/ч, а также о моментах пролета первого и второго контрольных знаков.

Длина разбега самолета при взлете на трех двигателях равна:

- с неработающим внутренним двигателем - 1760 м;
- с неработающим внешним двигателем - 1930 м.

Длина воздушного участка от отрыва до высоты 10 м (условия старта: БВПП - сухая, $\delta_3=15^\circ$, $t_B = 24^\circ\text{C}$, Р=760 мм рт.ст., вес 52 тс, штиль) - около 900 м.

Пилотирование самолета после отрыва выполнять согласно рекомендациям подразд. 5.3.

4. Набор высоты эшелона

Набор высоты заданного эшелона на трех работающих двигателях выполнять на скорости 340 км/ч для полетных весов 46-52 тс. Режим двигателей номинальный.

В случае необходимости разрешается производить набор высоты и на взлетном режиме.

При этом время непрерывной работы двигателей не должно превышать 15 мин.



Характеристики набора высоты на номинальном режиме
трех работающих двигателей (условия СА)

Таблица I

Высота, м	Скороподъемность, м/с	Время, мин	Цель, км	Вес, кгс
500	4,7	2	0	110
1000	4,4	4	10	190
2000	3,8	8	34	360
3000	3,3	12	64	550
4000	2,8	18	99	750
5000	2,3	24	144	980
6000	2,0	32	201	1240
7000	1,7	41	267	1520
7700	0,5	50	334	1780

5. Горизонтальный полет

На высоте эшелона, не изменяя режима работы двигателей, перевести самолет в горизонтальный полет. По достижении заданной крейсерской скорости полета установить крейсерский режим работы двигателей 72° по УПРТ. При температуре воздуха выше стандартной разрешается установить 74° по УПРТ.

Выдерживать скорость полета не менее 350 км/ч. При полете в болтанку скорость горизонтального полета должна быть не менее 370 км/ч.

На графиках (рис. I) дана зависимость удельной дальности от истинной скорости для различных высот эшелона и полетных весов.

Пунктирной линией со стрелками (см. рис. I, лист I) показано, что для высоты 3000 м, скорости 420 км/ч ИС, полетного веса 52 тс удельная дальность равна 0,239 км/кгс.

Часовой расход топлива определяется из соотношения:

$$Q = V/q = \frac{420}{0,239} = 1760 \text{ кгс/ч}$$

6. Снижение с высоты эшелона

Снижение до высоты круга на трех работающих двигателях выполнять на наивыгоднейшей скорости снижения 450 км/ч.

Характеристики снижения для СА приведены в табл. 2.



РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ



Таблица 2

Высота, м	Время, мин	Путь, км	Расход топлива, кгс
500	0	0	0
1000	1	5	20
2000	2	18	55
3000	4	34	95
4000	7	56	150
5000	10	82	230
6000	13	116	345
7000	16	146	450

7. Посадка

Посадка выполняется в соответствии с рекомендациями подразд. 5.8.

Приложение 3

Стр. 5
Окт 10/90

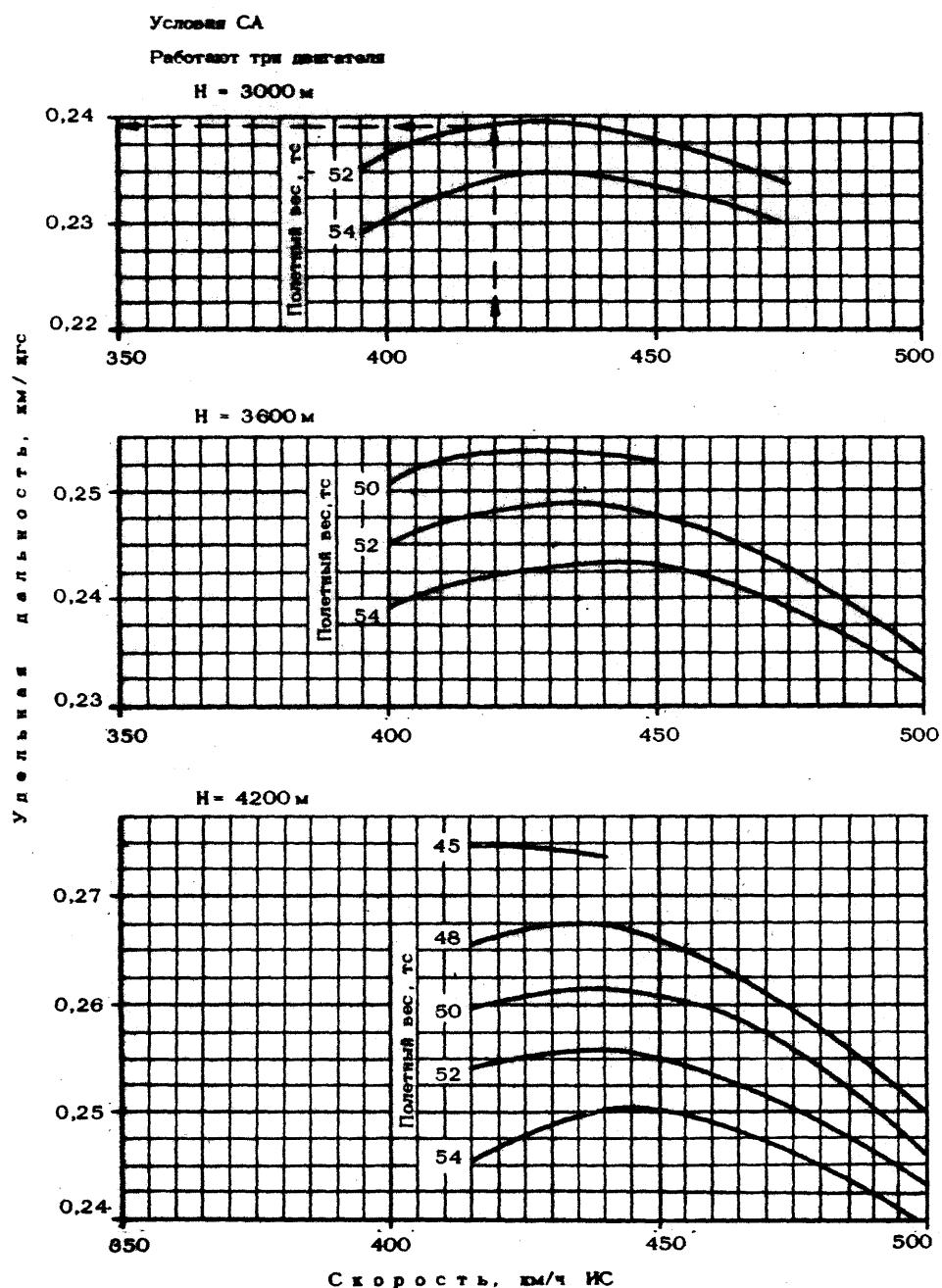


Рис. I (лист I из 3). Удельная дальность полета.

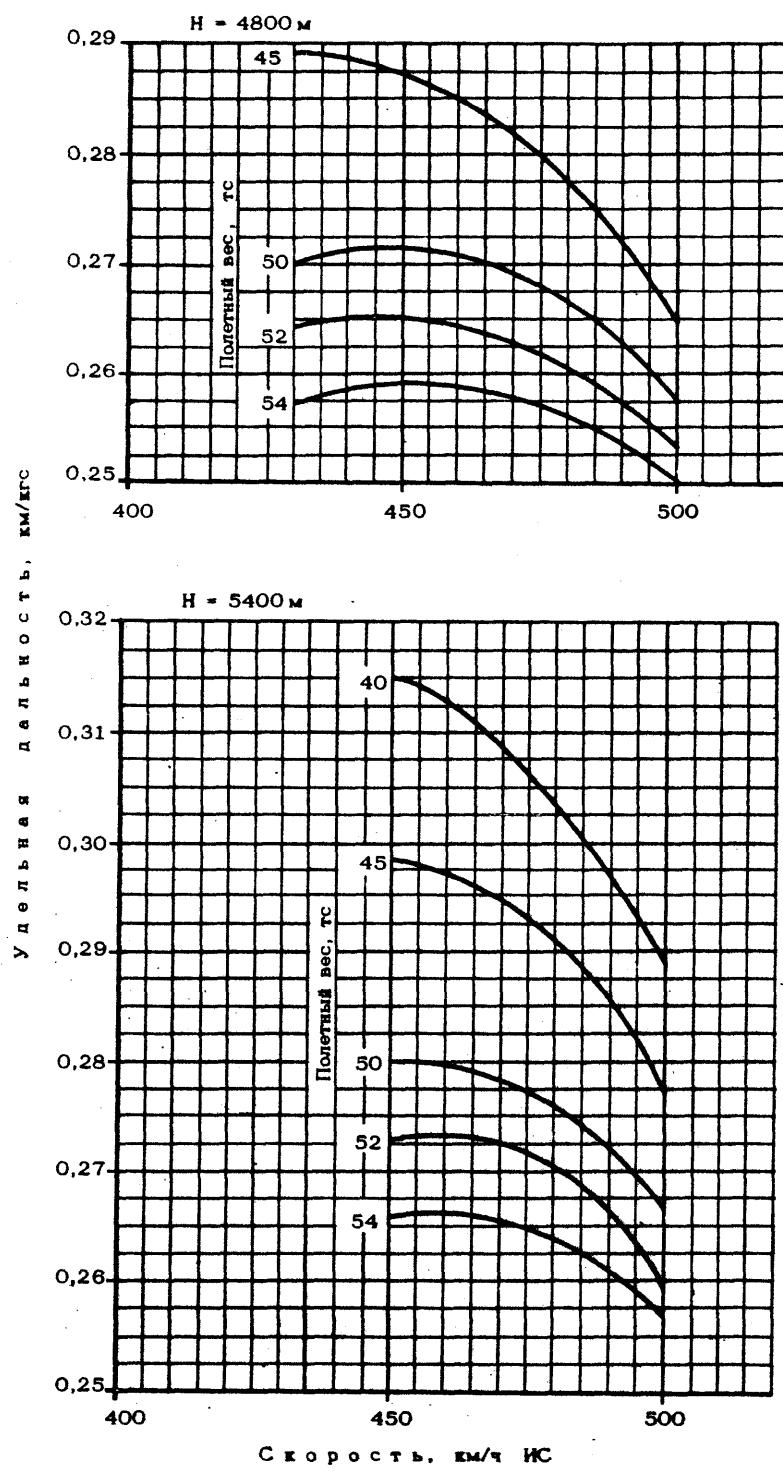


Рис. I (лист 2 из 3). Удельная дальность полета.

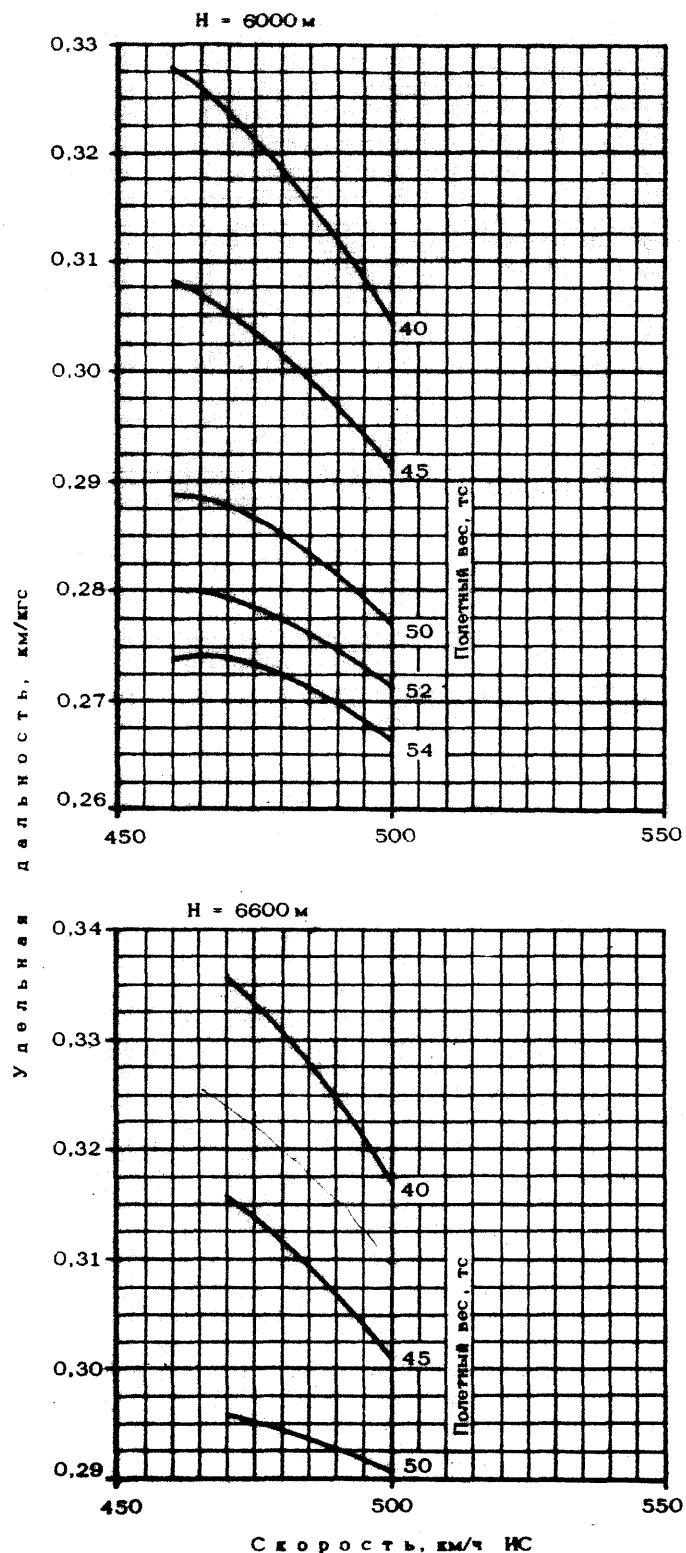


Рис. I (лист 3 из 3). Удельная дальность полета.

ПРИЛОЖЕНИЕ 4. ЛИСТЫ КОНТРОЛЬНОГО ОСМОТРА САМОЛЕТАЧЛЕНАМИ ЭКИПАЖАI. Общие указания

Контрольный осмотр и проверка являются основой подготовки самолета и экипажа к очередному полету и предполагают выполнение каждым членом экипажа определенного объема обязательных технологических операций, обеспечивающих эксплуатацию самолета.

Технологические операции, входящие в листы контрольного осмотра, подробно излагаются в разд. 3 и 6 настоящего РЛЭ.

Каждый лист контрольного осмотра состоит из двух колонок: левая содержит обобщенное содержание необходимых действий, правая – краткое (условное) наименование объектов, подлежащих осмотру и проверке.

2. Лист контрольного осмотра самолета КВСПеред запуском двигателей

- | | |
|--------------|--|
| 1. ОСМОТРЕТЬ | - планер, шасси, силовые установки по маршруту осмотра (см. рис. З.Г7) |
| 2. УБЕДИТЬСЯ | - в отсутствии повреждений самолета, подтеков топлива, масла;
- обжатие шин нормальное, повреждений нет, в соединениях подтеков нет, осадка амортизаторов нормальная;
- все люки, смотровые лючки, гондолы двигателей закрыты;
- чехлы, заглушки с ПШД и ПВД сняты;
- заглушки воздухозаборников двигателей сняты;
- снег, иней и лед на поверхности самолета, на лопастях воздушных винтов, воздухозаборниках двигателей, ПВД и ПШД, датчике ДУА отсутствует |
| 3. ОСМОТРЕТЬ | - грузовую кабину и проверить размещение грузов |
| 4. УБЕДИТЬСЯ | - стояночный тормоз включен |
| 5. ОСМОТРЕТЬ | - свое рабочее место, целостность и чистоту остекления кабины |
| 6. ПОДОГНАТЬ | - педали, кресло и проверить надежность его стопорения, исправность привязных ремней |





7. ОСМОТРЕТЬ
 - приборную доску, левый пульт; убедиться в отсутствии механических повреждений приборов, в исходном положении показаний приборов
8. ПРОВЕРИТЬ
 - наличие графика поправок к указателю скорости и таблицы суммарных поправок к высотомеру, соответствие номера высотомера указанному в таблице;
 - установку стрелок высотомера на нуль, соответствие показаний шкалы барометрического давления давлению на аэродроме;
 - установку рукоятки управления шасси в нейтральное положение и ее контровку;
 - установку крана переключения статики КВС и штурмана в положение "ЛЕВЫЙ БОРТ" и его контровку; крана резервной статики - в положение "ВЫКЛЮЧЕНО";
 - выключатели "ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ" отключены и опломбированы;
 - включение автомата тормозов и его опломбирование;
 - полное и плавное отклонение элеронов и рулей; правильность отклонения элеронов и рулей;
 - исправность кислородного прибора, маски, давление в системе; вентиль оставить открытим;
 - наличие полетной документации.

ПРИМЕЧАНИЕ. При приемке самолета экипажем от АТБ или от ремонтного завода, перед началом рейса, совместно со вторым пилотом или бортмехаником проверить правильность отклонения рулей, элеронов, триммеров, закрылок.

После подключения аэродромного источника питания
к бортсети

- I. ПРОВЕРИТЬ
 - исправность световой сигнализации, освещение своего рабочего места;
 - установку закрылок (в убранном положении);
 - установку штурвала управления триммером руля высоты и переключателей триммеров в нейтральное положение, светосигнализаторы горят;
 - исправность АГД-1, ЗУП-53, УВИД, (ВЭМ);
 - работоспособность СДУ "Курс МГ" (СН-50);
 - магнитофон МС-61Б, систему опознавания;
 - СЛУ
2. ПРИНЯТЬ
 - доклады от членов экипажа об осмотре самолета согласно листу контрольного осмотра и о готовности к запуску двигателей
3. ЗАСТЕПНУТЬСЯ
 - привязанными ремнями

После запуска двигателей

1. ВКЛЮЧИТЬ
 - СДУ, "Курс МГ" (СП-50);
 - АД-1, ЭУП-53, УВИД (ВЭМ), СОМ-64;
 - систему опознавания; установить код;
 - ЦПВ автопилота;
 - ручное управление передней опорой шасси
2. ДАТЬ КОМАНДУ
 - произвести читку карты контрольной проверки

3. Лист контрольного осмотра самолета вторым пилотомПеред запуском двигателей

1. ОСМОТРЕТЬ
 - планер, шасси, силовые установки по маршруту осмотра
2. ПРОВЕРИТЬ
 - размещение и швартовку грузов, центровку самолета по центровочному графику, взлетный вес самолета
3. ПОДОИНЯТЬ
 - педали, кресло и проверить надежность его стопорения, исправность привязных ремней
4. ОСМОТРЕТЬ
 - свое рабочее место, целостность и чистоту остекления кабинны;
 - приборную доску и правый пульт; убедиться в отсутствии механических повреждений приборов, в исходном положении показаний приборов
5. ПРОВЕРИТЬ
 - наличие графика поправок к указателю скорости и таблицы суммарных поправок к высотомеру, соответствие номера высотомера указанному в таблице;
 - установку стрелок высотомера на нуль, соответствие показаний шкалы барометрического давления давлению на аэродроме;
 - установку выключателей кранов останова двигателей в положение "ОТКРЫТО" и закрытие их крышкой;
 - установку ручки переключателя управления аварийным выпуском шасси в нейтральное положение и ее центровку;
 - установку выключателя закрылок в нейтральное положение и его контроаку;
 - установку выключателя регулировки температуры воздуха в нейтральное положение;
 - выключение остальных выключателей;
 - полное и плавное отклонение элеронов и рулей; правильность отклонения элеронов и рулей;

Приложение 4

Стр. 3

Окт 10/90



- исправность кислородного прибора, маски, давление в системе; вентиль оставить открытым

После подключения аэродромного источника питания к бортсети

1. ПРОВЕРИТЬ
 - исправность световой сигнализации, освещение своего рабочего места;
 - исправность электромеханизмов тrimмеров и сигнализации их нейтрального положения;
 - обогрев ПШД, ПВД, ДУА и приемников статического давления;
 - исправность АГД-1, ЭУП-53, РИО-2М (РИО-3) и СО-4А;
 - СЛУ, радиостанции
2. ЗАСТЕНУТЬСЯ
 - привязными ремнями
3. ДОЛОЖИТЬ
 - КВС об осмотре самолета согласно листу контрольного осмотра и готовности к запуску двигателей

После запуска двигателей

1. ПРОВЕРИТЬ
 - исправность ПОС воздухозаборников и БНА, ПОС крыла, ПОС воздушных винтов и их обтекателей и обогрева нижней части;
 - закрытие крана аварийного сброса давления;
 - установку переключателя перепада давлений в полете в положение "НОРМ."
2. ВКЛЮЧИТЬ
 - АГД-1, ЭУП-53

4. Лист контрольного осмотра самолета штурманом

Перед запуском двигателей

1. ПРОВЕРИТЬ
 - целостность и закрепление обтекателей антенн РОЗ-1, ДЛСС (НАС-1), АРК;
 - снятие чехлов, заглушек с приемников воздушного давления, температуры воздуха, статических отверстий и предохранительных колпачков с ДКУ астрокомпаса и визирной головки секстанта;
 - снятие заглушек с ЭКСП-39 и наличие комплекта сигнальных ракет в соответствии с обозначенными цветами
2. ОСМОТРЕТЬ
 - штурманскую кабину и убедиться, что пульты управления, передние панели и кожуха аппаратуры, приборы и ручки управления не имеют повреждений и надежно закреплены



3. УБЕДИТЬСЯ
- в исправности кресла и привязных ремней;
 - в целости и чистоте остекления кабины;
 - в наличии графиков поправок курсовой системы, КИ-ИЗ, указателей скорости и таблиц суммарных поправок к высотомерам и соответствия номеров высотометров указанным в таблицах;
 - в установке стрелок высотомера на нуль; сверить соответствие показаний шкалы барометрического давления давлению на аэродроме;
 - в установке точного времени на всех бортовых часах и проверить их завод;
 - в исправности кислородного прибора, маски, давления в системе; вентиль оставить открытым;
 - в наличии полетной документации.

После подключения аэродромного источника питания к бортсети

1. ПРОВЕРИТЬ
- закрытие люков и створок грузового люка;
 - обогрев стекла;
 - освещение кабины и приборов;
 - работу СПУ;
 - работу навигационного оборудования:
 - а) ДИСС (НАС-1 "Трасса");
 - б) НИ-50БМ;
 - в) РСН-2С;
 - г) радиокомпасов АРК-II;
 - д) радиолокатора РОЗ-1;
 - е) КС-6 и КИ-ИЗ;
 - ж) ДАК-ДБ-5, СП-1М;
 - з) ТНВ-15
2. ЗАСТЕИНУТЬСЯ
- привязными ремнями
3. ДОЛОЖИТЬ
- КВС об осмотре самолета согласно листу контрольного осмотра и готовности к запуску двигателей

После запуска двигателей

1. ПРОВЕРИТЬ - включение навигационного оборудования

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ "АГД - АРРЕТИР" УСТАНОВИТЬ В ПОЛОЖЕНИЕ "АРРЕТИР" ДО ВКЛЮЧЕНИЯ ПИЛОТАМИ АВИАГОРИЗОНТОВ

5. Лист контрольного осмотра самолета бортмеханикомПеред запуском двигателей

1. ПРОВЕРИТЬ - наличие и оформление бортовой документации самолета и имущества;
- наличие на стоянке противопожарного оборудования, колодок под колесами основных стоек шасси, чистоту стоянки;
- заправку самолета топливом (согласно заданию на полет), маслом, зарядку газом, кислородом
2. ОСМОТРЕТЬ - планер, шасси и силовые установки по маршруту осмотра
3. УБЕДИТЬСЯ - в отсутствии повреждений, подтеков топлива, масла;
- в обивке амортизационных стоек и пневматиков колес, отсутствии повреждений шин; проверить состояние и чистоту замков шасси, а также концевых выключателей;
- в снятии всех заглушек, чехлов, струбцин; заземление - убрано;
- в удалении с самолета снега, инея, льда, грязи;
- в закрытии замков всех люков, смотровых лючков, гондол и капотов двигателей;
- trimмеры элеронов, рулей высоты и направления - в нейтральном положении;
- хвостовая пята снята и закреплена в грузовой кабине;
- кран-салка и лебедка в грузовой кабине закреплены;
- груз и съемное имущество закреплены
4. ПРОВЕРИТЬ - давление кислорода в системах, открыть вентили
5. УБЕДИТЬСЯ - стояночный тормоз включен;
- в чистоте кабины и отсутствии посторонних предметов;
- в наличии и креплении всего штатного имущества на своих местах
6. ОСМОТРЕТЬ - свое рабочее место, исправность кресла и привязных ремней;
- приборные доски и пульт управления, убедиться в отсутствии повреждений и в исходных показаниях приборов



7. УБЕДИТЬСЯ

- в целости и чистоте остекления кабины экипажа;
- в исправности кислородного прибора, маски и проверить давление в системе; вентиль оставить открытым;
- выключатели "ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ" выключены и опломбированы;
- выключатель "АВТОМАТ ТОРМОЗОВ" включен и опломбирован;
- выключатель "ПОДАЧА ТОПЛИВА В ГИДРОСИСТЕМУ" в положении "ВЫКЛЮЧЕНО" и опломбирован;
- рукоятка аварийного торможения - в утопленном положении;
- переключатель "СБРОС ДАВЛЕНИЯ" в положении "ГЕРМЕТИЗАЦИЯ" и опломбирован;
- штурвал рулевого управления передней опорой шасси - утоплен "от себя";
- в установке на шкалах РТМС количества топлива на двигатель;
- кран управления выпуском и уборкой шасси - в нейтральном положении и законтрен;
- кран дучного гидронасоса - в нейтральном положении;
- кран кольцевания гидросистемы - закрыт;
- переключатель "ПЕРЕПАД БОЕВОЙ - НОРМ." - в положении "НОРМ.>";
- выключатели кранов останова двигателей - в положении "ОТКРЫТО" и закрыты крышкой;
- переключатели снятия винтов с упора - в положении "ВИНТ СНЯТ С УПОРА";
- переключатель АРТМ в положении "АВТОМАТ";
- отбор воздуха от двигателей - отключен;
- ручка аварийного выпуска шасси и переключатель аварийного открытия створок - в нейтральном положении и законтренны;
- краны переключения статики КВС и штурмана - в положении "ЛЕВЫЙ БОРТ" и законтренны; кран резервной статики в положении "ВЫКЛЮЧЕНО";
- главный выключатель противопожарной системы - в положении "НЕЙ-РАЛЬНО";
- ручаги управления двигателями - в положении ЗМГ;
- верхний люк в грузовой кабине закрыт и законтрен;
- входной люк кабины экипажа закрыт и кран люка законтрен;
- по записи в бортжурнале - в наличии пленки прибора КЗ-63.

После подключения аэродромного источника питания к бортсети

1. УБЕДИТЬСЯ

- зеленые светосигнализаторы "ШАССИ ВЫПУЩЕНО" горят, сигнализация ШС-2В исправна;
 - закрылки убранны;
 - красные светосигнализаторы "ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ" горят;
 - показания СЭТС-260 соответствуют количеству заправленного топлива по группам;
 - топливные насосы и их сигнализация исправны;
 - показания масломеров соответствуют количеству заправленного масла каждого двигателя;
 - механизмы створок маслорадиаторов исправны;
 - давление в гидросистемах нормальное;
 - противопожарная система включена, исправна;
 - сигнализация включения и отключения рулевого и взлетно-посадочного управления передней опорой шасси исправна;
 - система МСРН прогрета и исправна;
 - аппаратура ИВ-41 включена;
 - все табло и сигнализация исправны;
 - посадочные фары, АНО, светосигнальные маяки, подсвет двигателей, стабилизатора, освещения кабины исправны;
 - СЛУ исправно;
 - входные двери грузовой кабины закрыты
2. ДОЛОЖИТЬ
- КВС об осмотре самолета согласно листу контрольного осмотра и о готовности к запуску двигателей

После запуска двигателей

1. ПРОВЕРИТЬ

- отключение ТР-16М и закрытие заслонки;
- закрытие щитков запуска двигателей и ТР-16М;
- наличие напряжения в бортсети;
- закрытие крышек стоп-кранов, перекрывных кранов топлива;
- включение РИО-2М (РИО-3) и СО-4А;
- включение гирокомпенсаторов левой и правой приборных досок и РВ-2



2. УБЕДИТЬСЯ
- в нормальной работе:
 - а) аппаратуры ИВ-4I;
 - б) двигателей, воздушных винтов;
 - в) гидросистемы;
 - г) топливной системы;
 - д) масляной системы двигателей и проверить количество масла;
 - главный выключатель противопожарной системы - в положении "ПОЖАРО-ТУШЕНИЕ"
3. ЗАСТЕИНУТЬСЯ - привязными ремнями

6. Лист контрольного осмотра самолета бортрадистом

Перед запуском двигателей

- I. ПРОВЕРИТЬ
- исправность антенных устройств, расположенных снаружи самолета;
 - исправность кресла и привязных ремней;
 - исправность, надежность крепления, отсутствие механических повреждений радиоаппаратуры, пультов управления, приборов;
 - правильность и надежность подключения антенных фидеров к проходным изоляторам и радиоаппаратуре;
 - надежность крепления предохранителей в центральном распределительном щитке;
 - наличие и исправность гарнитур у всех членов экипажа;
 - наличие запасного имущества (радиоламп, электроламп, предохранителей) в опломбированных ящиках;
 - исправность кислородного прибора, маски, давление в системе; вентиль оставить открытым;
 - наличие на борту опломбированной аварийной радиостанции;
 - напряжение каждого аккумулятора под нагрузкой, напряжение на аварийной шине и подключение аккумуляторов к бортсети;
 - наличие полетной документации и таблиц настройки радиостанций

После подключения аэродромного источника питания к бортсети

- I. ПРОВЕРИТЬ
- включение всех АЗС и АЗР;
 - напряжение аэродромного источника и подключение его к бортсети;
 - работу радиостанций и СПУ с членами экипажа;
 - работу АН0, светосигнальных маяков, подсвет двигателей и стабилизатора;

Приложение 4

Стр. 9

окт 10/90



- работу МСРП, МС-61Б, СОМ-64;
 - работу основных и резервных преобразователей ПТ-1500Ц (ПТ-1000Ц), ПО-1500 (ПО-750);
 - освещение своего рабочего места, подсвет аппаратуры
2. ДОЛОЖИТЬ
- КВС об осмотре самолета согласно листу контрольного осмотра и о готовности к запуску двигателей
3. ЗАПРОСИТЬ
- разрешение на запуск двигателей (буксировку) по команде КВС
4. ПРОВЕРИТЬ
- напряжение ГС-24 и подключение его к бортсети (в случае запуска двигателей от ТТ-16М)
5. СЛЕДИТЬ
- при запуске двигателей за напряжением генераторов и бортсети

После запуска двигателей

- I. ПРОВЕРИТЬ
- отключение аэродромного источника питания от бортсети;
 - выключатель "АЭРОДРОМ - БОРТ" - в положении "БОРТ";
 - напряжение бортсети и параллельную работу генераторов СГР-12;
 - напряжение всех СГО;
 - напряжение в аварийной сети от генераторов № 4 и 5;
 - выключение ПО-1500 (ПО-750);
 - включение основного ПТ-1000Ц (ПТ-1500Ц);
 - включение радиоаппаратуры;
 - исправность ПОС (совместно со вторым пилотом);
 - систему опознавания;
 - карту контрольных проверок по команде КВС



РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ





РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

