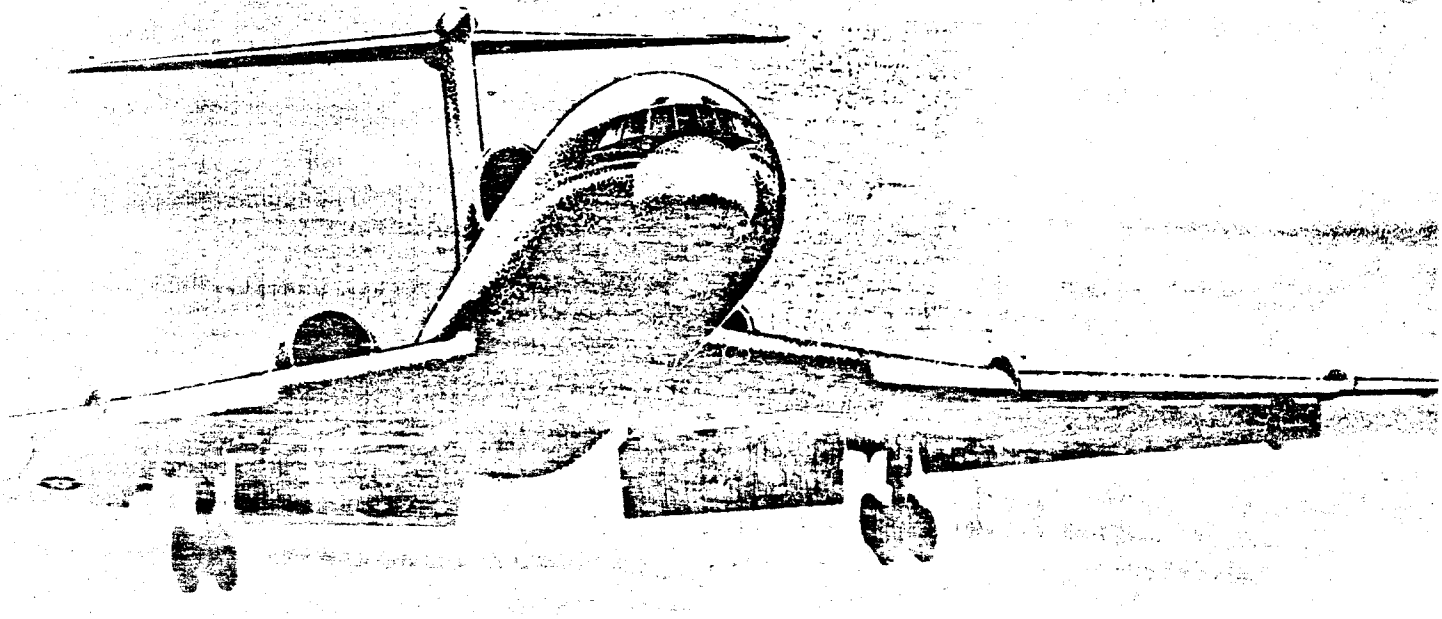
Центр "СЕРТИФИКАЦИЯ" ГосНИИ ГА
Данный экземпляр РЛЭ самолета ТУ-154М
УПЛГ ФСВТ России
Контрольному экземпляру соответствует.
В.А.Еремин Дата 27.09.99 Рег.№
проверки 000

Введено в действие
II мая 1986 года

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Книга вторая



ПЕРЕЧЕНЬ ПАПОК

Папка № 1 - РЛЭ книга 1
Папка № 2 - РЛЭ книга 2
Папка № 3 - Разделы 000, 005, 006, 007, 008, 009, 010, 011, 012, 020
Папка № 4 - Разделы 051, 052, 053, 054
Папка № 5 - Разделы 055, 056, 057
Папка № 6 - Разделы 026, 028, 049
Папка № 7 - Разделы 071, 076, 077, 079, 080
Папка № 8 - Разделы 025, 038
Папка № 9 - Разделы 029, 032
Папка № 10 - Разделы 027 часть 1
Папка № 11 - Разделы 027 часть 2
Папка № 12 - Разделы 021, 030
Папка № 13 - Разделы 024, 033
Папка № 14 - Разделы 023, 110, 113
Папка № 15 - Разделы 022, 031, 034, 035, 142
Папка № 16 - Регламент технического обслуживания
Папка № 17 - Инструкция по загрузке и центровке

ОБЩЕЕ СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 8. ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ И ОБОРУДОВАНИЯ	8.I. ДВИГАТЕЛЬ И ЕГО СИСТЕМЫ 8.2. ВСПОМОГАТЕЛЬНАЯ СИЛОВАЯ УСТАНОВКА (ВСУ) 8.3. ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА 8.4. ГИДРОСИСТЕМА 8.5. НА САМОЛЕТЕ НЕ УСТАНОВЛЕНА 8.6. ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ 8.7. УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ 8.8. АВТОМАТИЧЕСКАЯ БОРТОВАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ АБСУ-I54-2 8.9. ШАССИ 8.I0. МЕХАНИЗАЦИЯ КРЫЛА И СТАБИЛИЗАТОР 8.II. КОНДИЦИОНИРОВАНИЕ ВОЗДУХА 8.I2. РЕГУЛИРОВАНИЕ ДАВЛЕНИЯ ВОЗДУХА 8.I3. КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ 8.I4. ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА (ПОС) И СТЕКЛООЧИСТИТЕЛИ 8.I5. ПРОТИВОПОЖАРНАЯ СИСТЕМА (ППС) 8.I6. НАВИГАЦИОННЫЙ КОМПЛЕКС 8.I7. ПИЛОТАЖНЫЕ ПРИБОРЫ И АППАРАТУРА 8.I8. АППАРАТУРА УВД 8.I9. СВЯЗНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ 8.20. СВЕТОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ 8.2I. НА САМОЛЕТЕ НЕ ПРЕДУСМОТРЕНЫ 8.22. РЕГИСТРАЦИЯ РЕЖИМОВ 8.23. АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ 8.24. СИГНАЛИЗАЦИЯ 8.25. СИСТЕМЫ ВОДОСНАБЖЕНИЯ И УДАЛЕНИЯ ОТБРОСОВ
РАЗДЕЛ 9. ПРИЛОЖЕНИЯ	9.I. ИНСТРУКЦИЯ ПО ЗАПРАВКЕ САМОЛЕТА ТОПЛИВОМ 9.2. СПРАВОЧНЫЕ МАТЕРИАЛЫ 9.3. ПЕРЕГОНОЧНЫЕ ПОЛЕТЫ НА НЕИСПРАВНОМ САМОЛЕТЕ

ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ

Раздел, подраздел, пункт	Стр.	Дата
Титульный лист	–	–
Общее содержание	1/2	Май 16/88
Перечень действующих страниц	1	Июль 21/03
	2	Июнь 6/03
	3	Янв 9/03
	4	Июль 21/03
	5	Апр 15/02
	6	Май 16/02
	7	Сент 20/01
	8	Май 16/02
	9	Июнь 6/02
	10	Янв 9/03
	11/12	Июль 3/01
Шмуцтитул раздела 8	–	–
Содержание раздела 8	1	Окт 15/99
	2	Июнь 22/99
	3	Май 18/99
	4	Май 16/88
Шмуцтитул подраздела 8.1	–	–
Подраздел 8.1	8.1.1	Июнь 24/91
	8.1.2	Март 25/86
	8.1.3	Окт 23/00
	8.1.4	Июнь 22/99
	8.1.5	Июнь 22/99
	8.1.6	Июнь 22/99
	8.1.7	Март 17/90
	8.1.8	Июнь 22/99
	8.1.8.1/2	Июль 17/95
Подраздел 8.1	8.1.9	Июнь 22/99
	8.1.10	Июнь 24/91
	8.1.11	Июнь 24/91
	8.1.12	Июнь 22/99
	8.1.13	Июль 17/95
	8.1.14	Янв 25/91
	8.1.15	Июль 17/95
	8.1.16	Март 16/90
	8.1.17	Окт 27/92
	8.1.18	Дек 16/97
	8.1.18.1/2	Дек 16/97
	8.1.19	Март 24/86
	8.1.20	Июнь 22/99
	8.1.20а	Окт 23/00
	8.1.20б	Апр 15/92
	8.1.21	Янв 25/91
	8.1.22	Июль 17/95
	8.1.23	Июль 17/95
	8.1.24	Июль 30/97
	8.1.24.1	Окт 23/00
	8.1.24.2	Июнь 22/99
	8.1.25	Окт 23/00
	8.1.26	Июнь 22/99
	8.1.27	Янв 25/91
	8.1.28	Июнь 22/99
	8.1.29	Март 2/00
	8.1.30	Июль 17/95
	8.1.31	Март 24/86
	8.1.32	Июнь 22/99
	8.1.33	Нояб 26/02
	8.1.34	Нояб 26/02
	8.1.35	Июль 29/85
	8.1.36	Апр 24/84
	8.1.36.1	Дек 9/92
	8.1.36.2	Дек 9/92
	8.1.37	Апр 24/84
	8.1.38	Янв 25/91
	8.1.39/40	Янв 25/91

(прод.)

Раздел, подраздел, пункт	Стр.	Дата
Шмуцтитул подраздела 8.2	–	–
Подраздел 8.2	8.2.1	Май 29/87
	8.2.2	Май 29/87
	8.2.3	Дек 14/88
	8.2.4	Апр 15/92
	8.2.5	Май 29/87
	8.2.6	Май 29/87
	8.2.7	Нояб 26/02
	8.2.8	Нояб 26/02
	8.2.9	Март 24/86
	8.2.10	Март 24/86
	8.2.11	Апр 24/84
	8.2.12	Май 29/87
	8.2.13/14	Апр 24/84
Шмуцтитул подраздела 8.3	–	–
Подраздел 8.3	8.3.1	Янв 25/91
	8.3.2	Июнь 22/99
	8.3.3	Июль 29/85
	8.3.4	Окт 23/00
	8.3.5	Июнь 6/03
	8.3.6	Нояб 26/02
	8.3.7	Нояб 26/02
	8.3.8	Апр 24/84
	8.3.9	Май 29/87
	8.3.10	Май 29/87
	8.3.10.1/2	Май 29/87
	8.3.11	Июнь 22/99
	8.3.12	Окт 23/00
	8.3.13	Нояб 26/02
	8.3.14	Март 24/86
Подраздел 8.3	8.3.15	Март 24/86
	8.3.16	Окт 27/92
	8.3.17	Июль 29/85
	8.3.18	Март 24/86
	8.3.19	Март 24/86
	8.3.20	Нояб 26/02
Шмуцтитул подраздела 8.4	–	–
Подраздел 8.4	8.4.1	Янв 25/91
	8.4.2	Июль 3/01
	8.4.3	Март 5/01
	8.4.4	Март 5/01
	8.4.5	Март 2/00
	8.4.6	Июль 3/01
	8.4.6.1	Июль 3/01
	8.4.6.2	Июль 3/01
	8.4.7	Июль 3/01
	8.4.8	Июль 3/01
	8.4.9	Июль 3/01
	8.4.10	Июль 3/01
	8.4.11	Нояб 26/02
	8.4.12	Янв 9/03
	8.4.13	Июль 3/01
	8.4.14	Март 24/86
	8.4.15	Март 24/86
	8.4.16	Март 24/86
	8.4.17	Июль 17/95
	8.4.18	Июль 17/95
	8.4.19/20	Март 16/90
Шмуцтитул подраздела 8.6	–	–
Подраздел 8.6	8.6.1	Дек 14/88
	8.6.2	Март 5/00
	8.6.3	Апр 15/92
	8.6.4	Март 5/00

(прод.)

Раздел, подраздел, пункт	Стр.	Дата
Подраздел 8.6	8.6.5	Апр 24/84
	8.6.6	Май 29/87
	8.6.7	Май 29/87
	8.6.8	Окт 15/99
	8.6.9	Апр 24/84
	8.6.10	Февр 15/85
	8.6.11	Окт 23/00
	8.6.12	Окт 23/00
	8.6.13	Март 5/00
	8.6.14	Март 16/90
	8.6.15	Март 25/86
	8.6.16	Март 24/86
	8.6.17	Дек 11/01
	8.6.18	Дек 11/01
	8.6.19	Окт 15/99
	8.6.20	Март 24/86
	8.6.21	Март 5/00
	8.6.22	Март 5/00
Подраздел 8.6а	8.6а.1	Окт 15/99
	8.6а.2	Март 5/00
	8.6а.3	Окт 15/99
	8.6а.4	Март 5/00
	8.6а.5	Окт 15/99
	8.6а.6	Окт 15/99
	8.6а.7	Окт 15/99
	8.6а.8	Окт 15/99
	8.6а.9	Окт 15/99
	8.6а.10	Окт 15/99
	8.6а.11	Окт 23/00
	8.6а.12	Окт 23/00
	8.6а.13	Март 5/00
	8.6а.14	Окт 15/99
	8.6а.15	Окт 15/99
	8.6а.16	Окт 15/99
	8.6а.17	Дек 11/01
	8.6а.18	Дек 11/01
	8.6а.19	Окт 15/99
	8.6а.20	Окт 15/99
	8.6а.21	Март 5/00
	8.6а.22	Март 5/00
Шмуцтитул подраздела 8.7	–	–
Подраздел 8.7	8.7.1	Нояб 26/02
	8.7.2	Янв 9/03
	8.7.3	Янв 9/03
	8.7.4	Нояб 26/02
Подраздел 8.7	8.7.5	Июль 17/95
	8.7.6	Март 24/86
	8.7.7	Апр 15/02
	8.7.8	Февр 15/85
	8.7.9	Нояб 26/02
	8.7.10	Нояб 26/02
	8.7.11	Апр 15/92
	8.7.12	Апр 15/92
	8.7.13/14	Нояб 26/02
Шмуцтитул подраздела 8.8	–	–
Подраздел 8.8	8.8.1	Апр 15/92
	8.8.2	Апр 15/92
	8.8.2.1/2	Апр 15/92
	8.8.3	Июнь 6/02
	8.8.4	Дек 11/01
	8.8.5	Окт 27/92
	8.8.6	Март 16/90
	8.8.7	Дек 11/01
	8.8.8	Март 16/90
	8.8.9	Дек 11/01
	8.8.10	Июнь 22/99
	8.8.11	Апр 24/84
	8.8.12	Июль 29/85
	8.8.13	Апр 24/84
	8.8.14	Апр 15/92
	8.8.15	Февр 15/85
	8.8.16	Март 16/90
	8.8.16.1/2	Авг 10/99
	8.8.17	Окт 20/97
	8.8.18	Дек 11/01
	8.8.19	Июнь 22/99
	8.8.20	Март 16/90
	8.8.21	Окт 27/92
	8.8.22	Окт 27/92
	8.8.23	Окт 27/92
	8.8.24	Июль 17/95
	8.8.25	Окт 27/92
	8.8.26	Окт 27/92
	8.8.26.1	Июль 17/95
	8.8.26.2	Окт 27/92
	8.8.26.3/4	Окт 27/92
	8.8.27	Июль 29/85
	8.8.28	Март 2/00
	8.8.28.1/2	Март 24/86
	8.8.29	Апр 15/02

(прод.)

Раздел, подраздел, пункт	Стр.	Дата
Подраздел 8.8	8.8.30	Июнь 22/99
	8.8.31	Февр 15/85
	8.8.32	Апр 24/84
	8.8.33	Март 24/86
	8.8.34	Март 24/86
	8.8.35	Дек 11/01
	8.8.36	Апр 15/92
	8.8.37	Февр 15/85
	8.8.38	Апр 24/84
	8.8.39	Март 24/86
	8.8.40	Март 24/86
	8.8.40.1/2	Июль 21/03
	8.8.41/42	Май 16/02
Шмуцтитул подраздела 8.9	–	–
Подраздел 8.9	8.9.1	Март 16/90
	8.9.2	Апр 15/92
	8.9.3	Апр 15/92
	8.9.4	Июнь 22/99
	8.9.5	Март 24/86
	8.9.6	Окт 30/01
	8.9.7	Март 24/86
	8.9.8	Март 24/86
	8.9.9	Нояб 26/02
	8.9.10	Янв 9/03
	8.9.11	Апр 15/02
	8.9.12	Апр 15/02
	8.9.13	Апр 15/02
	8.9.14	Июнь 22/99
	8.9.15	Июль 17/95
	8.9.16	Июль 17/95
	8.9.17	Июнь 24/91
	8.9.18	Март 24/86
	8.9.19/20	Июль 17/95

Раздел, подраздел, пункт	Стр.	Дата
Шмуцтитул подраздела 8.10	–	–
Подраздел 8.10	8.10.1	Март 24/86
	8.10.2	Март 24/86
	8.10.3	Март 16/90
	8.10.4	Март 16/90
	8.10.5	Нояб 26/02
	8.10.6	Июнь 6/03
	8.10.6.1	Июнь 6/03
	8.10.6.2	Июнь 6/03
	8.10.7	Март 3/98
	8.10.8	Июнь 6/03
	8.10.8.1	Янв 25/91
	8.10.8.2	Янв 25/91
	8.10.9	Апр 15/92
	8.10.10	Июнь 6/03
	8.10.11	Март 3/98
	8.10.12	Июнь 24/91
	8.10.13	Нояб 26/02
	8.10.14	Нояб 26/02
	8.10.15	Июнь 6/03
	8.10.16	Май 29/87
Шмуцтитул подраздела 8.11	–	–
Подраздел 8.11	8.11.1	Апр 15/92
	8.11.2	Июнь 22/99
	8.11.3	Май 29/87
	8.11.4	Дек 14/88
	8.11.5	Июнь 6/02
	8.11.6	Июнь 6/02
	8.11.7	Дек 15/88
	8.11.8	Июль 17/95
	8.11.9	Июль 17/95
	8.11.10	Июль 17/95
	8.11.11	Дек 14/88
	8.11.12	Дек 14/88
	8.11.13/14	Май 16/88

(прод.)

Раздел, подраздел, пункт	Стр.	Дата	Раздел, подраздел, пункт	Стр.	Дата
Шмуцтитул подраздела 8.12	-	-	Подраздел 8.14	8.14.9	Апр 15/92
				8.14.10	Янв 25/91
Подраздел 8.12	8.12.1	Май 29/87		8.14.11	Апр 24/84
	8.12.2	Июнь 22/99		8.14.12	Апр 24/84
	8.12.3	Май 16/88		8.14.13	Февр 15/85
	8.12.4	Апр 15/92		8.14.14	Март 24/86
	8.12.5	Май 29/87			
	8.12.6	Дек 14/88			
	8.12.7	Май 29/87	Шмуцтитул подраздела 8.15	-	-
	8.12.8	Май 29/87			
			Подраздел 8.15	8.15.1	Дек 11/84
				8.15.2	Март 24/86
Шмуцтитул подраздела 8.13	-	-		8.15.3	Март 2/00
				8.15.4	Март 24/86
				8.15.5/6	Май 29/87
Подраздел 8.13	8.13.1	Май 29/87			
	8.13.2	Май 16/88			
	8.13.3	Май 29/87	Подраздел 8.15а*	8.15а.1	Июнь 22/99
	8.13.4	Февр 15/85		8.15а.2	Март 5/01
	8.13.5	Февр 15/85		8.15а.3	Июнь 22/99
	8.13.6	Февр 15/85		8.15а.4	Апр 15/02
	8.13.7	Май 29/87		8.15а.5	Июнь 22/99
	8.13.8	Март 24/86		8.15а.6	Июнь 22/99
	8.13.9	Май 29/87		8.15а.7	Июнь 22/99
	8.13.10	Февр 15/85		8.15а.8	Июнь 22/99
	8.13.10.1/2	Янв 25/91			
	8.13.11	Янв 25/91			
	8.13.12	Февр 15/85			
	8.13.13/14	Май 29/87			
	8.13.15	Май 29/87			
	8.13.16	Май 29/87			
Шмуцтитул подраздела 8.14	-	-			
Подраздел 8.14	8.14.1	Март 16/90			
	8.14.2	Окт 27/92			
	8.14.3	Окт 27/92			
	8.14.4	Апр 15/92			
	8.14.5	Апр 15/92			
	8.14.6	Окт 27/92			
	8.14.7	Окт 27/92			
	8.14.8	Март 24/86			

* Для самолетов с модернизированной системой пожарной защиты.

(прод.)

Раздел, подраздел, пункт	Стр.	Дата	Раздел, подраздел, пункт	Стр.	Дата
Шмуцтитул подраздела 8.16	-	-	Подраздел 8.16	8.16.40	Март 16/90
				8.16.41	Дек 5/83
				8.16.42	Март 24/86
Подраздел 8.16	8.16.1	Дек 5/83		8.16.43	Май 16/88
	8.16.2	Дек 5/83		8.16.44	Май 16/88
	8.16.3	Дек 5/83		8.16.45	Май 16/88
	8.16.4	Дек 5/83		8.16.46	Июнь 12/86
	8.16.5	Дек 5/83		8.16.47	Май 16/88
	8.16.6	Дек 5/83		8.16.48	Июнь 12/86
	8.16.7	Дек 11/84		8.16.49	Май 16/88
	8.16.8	Дек 5/83		8.16.50	Июнь 12/86
	8,16.9	Дек 5/83		8.16.50.1	Май 16/88
	8.16.10	Дек 5/83		8.16.50.2	Май 16/88
	8.16.11	Дек 5/83		8.16.50.3	Май 16/88
	8.16.12	Май 24/86		8.16.50.4	Май 16/88
	8.16.13	Дек 5/83		8.16.51	Май 16/88
	8.16.14	Дек 5/83		8.16.52	Май 16/88
	8.16.15	Дек 5/83		8.16.53	Май 16/88
	8.16.16	Дек 5/83		8.16.54	Июнь 12/86
	8.16.17	Дек 5/83		8.16.55	Июнь 12/86
	8.16.18	Дек 5/83		8.16.56	Июнь 12/86
	8.16.19	Май 24/86		8.16.57	Июнь 12/86
	8.16.20	Дек 5/83		8.16.58	Июнь 12/86
	8.16.21	Дек 5/83		8.16.59	Май 16/88
	8.16.22	Дек 5/83		8.16.60	Июнь 12/86
	8.16.23	Дек 5/83		8.16.61	Июнь 12/86
	8.16.24	Дек 5/83		8.16.62	Июнь 12/86
	8.16.25	Дек 5/83		8.16.63	Май 16/88
	8.16.26	Дек 5/83		8.16.64	Июнь 12/86
	8.16.27	Дек 5/83		8.16.65	Май 16/88
	8.16.28	Дек 5/83		8.16.66	Июнь 12/86
	8.16.29	Дек 5/83		8.16.67	Июнь 12/86
	8.16.30	Дек 5/83		8.16.68	Июнь 12/86
	8.16.31	Дек 5/83		8.16.69	Июнь 12/86
	8.16.32	Дек 5/83		8.16.70	Июнь 12/86
	8.16.33	Июнь 24/85		8.16.71	Июнь 12/86
	8.16.34	Дек 5/83		8.16.72	Май 16/88
	8.16.35	Май 24/86		8.16.73	Май 16/88
	8.16.36	Март 24/86		8.16.74	Май 16/88
	8.16.37	Дек 5/83		8.16.75	Май 16/88
	8.16.38	Дек 5/83		8.16.76	Май 16/88
	8.16.39	Дек 5/83			

(прод.)

Раздел, подраздел, пункт	Стр.	Дата	Раздел, подраздел, пункт	Стр.	Дата
Подраздел 8.16	8.16.77	Май 16/88	**Подраздел 8.16**	8.16.114	Июнь 24/91
	8.16.78	Июнь 12/86		8.16.115	Июнь 24/91
	8.16.79	Март 17/90		8.16.116	Июнь 24/91
	8.16.80	Окт 27/92		8.16.117	Июнь 24/91
	8.16.81	Март 16/90		8.16.118	Июнь 24/91
	8.16.82	Март 16/90		8.16.119	Июнь 24/91
	8.16.83	Март 16/90		8.16.120	Июнь 24/91
	8.16.84	Март 16/90		8.16.121	Июнь 24/91
	8.16.85	Март 16/90		8.16.122	Июнь 24/91
	8.16.86	Март 16/90		8.16.123	Июнь 24/91
	8.16.87	Окт 27/92		8.16.124	Июнь 24/91
	8.16.88	Март 16/90		8.16.125	Июнь 24/91
	8.16.89	Март 16/90		8.16.126	Июнь 24/91
	8.16.90	Март 16/90		8.16.127	Июнь 24/91
	8.16.91	Март 16/90		8.16.128	Июнь 24/91
	8.16.92	Март 16/90		8.16.129	Июнь 24/91
	8.16.93	Март 16/90		8.16.130	Июнь 24/91
	8.16.94	Март 16/90		8.16.131	Июнь 24/91
	8.16.95	Март 16/90		8.16.132	Июнь 24/91
	8.16.96	Март 16/90		8.16.133	Июнь 24/91
	8.16.97	Март 16/90		8.16.134	Июнь 24/91
	8.16.98	Март 16/90			
	8.16.99	Окт 27/92	**Шмуцтитул**		
	8.16.100	Март 16/90	**подраздела 8.17**	-	-
	8.16.101	Март 16/90			
	8.16.102	Март 16/90	**Подраздел 8.17**	8.17.1	Май 29/87
	8.16.103	Март 16/90		8.17.2	Май 29/87
	8.16.104	Июнь 24/91		8.17.3	Май 29/87
	8.16.105	Июнь 24/91		8.17.4	Май 29/87
	8.16.106	Июнь 24/91		8.17.5	Апр 24/84
	8.16.107	Июнь 24/91		8.17.6	Дек 15/88
	8.16.108	Июнь 24/91		8.17.7	Март 24/86
	8.16.109	Июнь 24/91		8.17.8	Дек 14/88
	8.16.110	Июнь 24/91		8.17.9	Июль 17/95
	8.16.111	Июнь 24/91		8.17.10	Март 16/90
	8.16.112	Июнь 24/91		8.17.11	Сент 20/01
	8.16.113	Июнь 24/91		8.17.12	Сент 20/01
				8.17.13	Март 16/90
				8.17.14	Июль 30/97

(прод.)

Раздел, подраздел, пункт	Стр.	Дата	Раздел, подраздел, пункт	Стр.	Дата
Подраздел 8.17	8.17.15	Март 16/90	Подраздел 8.17	8.17.61	Май 16/02
	8.17.16	Май 16/88		8.17.62	Апр 24/84
	8.17.17	Апр 24/84		8.17.63	Февр 15/85
	8.17.18	Май 16/88		8.17.64	Февр 15/85
	8.17.19	Апр 24/84		8.17.64.1/2	Май 16/02
	8.17.20	Апр 15/02		8.17.65	Март 24/86
	8.17.21	Март 24/86		8.17.66	Март 24/86
	8.17.22	Март 24/86		8.17.67	Окт 27/92
	8.17.23	Март 24/86		8.17.68	Март 24/86
	8.17.24	Дек 5/83		8.17.69	Май 16/88
	8.17.25	Март 2/00		8.17.70	Март 24/86
	8.17.26	Март 16/90		8.17.70.1	Май 18/99
	8.17.26.1/2	Март 16/90		8.17.70.2	Май 18/99
	8.17.27	Март 16/90		8.17.70.3	Май 18/99
	8.17.28	Апр 24/84		8.17.70.4	Май 18/99
	8.17.29	Дек 11/84		8.17.70.5	Май 18/99
	8.17.30	Март 24/86		8.17.70.6	Май 18/99
	8.17.31	Март 24/86		8.17.70.7/8	Май 18/99
	8.17.32	Март 24/86		8.17.71	Март 5/01
	8.17.32а/б	Май 24/86		8.17.72	Май 29/87
	8.17.33	Март 24/86		8.17.73	Май 29/87
	8.17.34	Март 24/86		8.17.74	Май 29/87
	8.17.35	Март 24/86		8.17.75/76	Апр 15/02
	8.17.36	Март 24/86			
	8.17.37	Апр 24/84	Шмуцтитул подраздела 8.18		
	8.17.38	Март 16/90			
	8.17.39	Апр 24/84			
	8.17.40	Апр 24/84	Подраздел 8.18		
	8.17.41	Апр 24/84		8.18.1	Дек 5/83
	8.17.42	Апр 24/84		8.18.2	Дек 5/83
	8.17.43	Март 24/86		8.18.3	Дек 5/83
	8.17.44	Апр 24/84		8.18.4	Март 24/86
	8.17.45	Апр 24/84		8.18.5	Март 24/86
	8.17.46	Март 17/90		8.18.6	Март 16/90
	8.17.47	Март 24/86			
	8.17.48	Апр 24/84			
	8.17.49	Апр 24/84			
	8.17.50	Апр 24/84			
	8.17.51	Март 24/86			
	8.17.52	Февр 15/85			
	8.17.53	Май 16/88			
	8.17.54	Апр 24/84			
	8.17.55	Апр 24/84			
	8.17.56	Март 24/86			
	8.17.57	Март 24/86			
	8.17.58	Март 24/86			
	8.17.59	Февр 15/85			
	8.17.60	Май 16/02			

(прод.)

Раздел, подраздел, пункт	Стр.	Дата
Подраздел 8.18	8.18.7	Дек 5/83
	8.18.8	Дек 5/83
Шмуцтитул подраздела 8.19	–	–
Подраздел 8.19	8.19.1	Апр 24/84
	8.19.2	Апр 24/84
	8.19.3	Июнь 24/91
	8.19.4	Март 17/90
	8.19.5	Июль 17/95
	8.19.6	Июль 17/95
	8.19.6.1/2	Июль 17/95
	8.19.7	Апр 24/84
	8.19.8	Апр 24/84
	8.19.9	Май 24/86
	8.19.10	Апр 15/92
	8.19.10.1	Май 16/88
	8.19.10.2	Июль 17/95
	8.19.11	Июль 17/95
	8.19.12	Июнь 6/02
	8.19.12.1/2	Июнь 6/02
	8.19.12.3/4	Июнь 6/02
	8.19.13	Март 24/86
	8.19.14	Янв 25/91
	8.19.15	Янв 25/91
	8.19.16	Июль 17/95
	8.19.17	Июль 17/95
	8.19.18	Янв 25/91
	8.19.18.1	Июль 17/95
	8.19.18.2	Июль 17/95
	8.19.19	Апр 24/84
	8.19.20	Март 24/86
	8.19.21/22	Апр 15/92
Шмуцтитул подраздела 8.20	–	–

Раздел, подраздел, пункт	Стр.	Дата
Подраздел 8.20	8.20.1	Июль 17/95
	8.20.2	Апр 24/84
	8.20.3	Апр 24/84
	8.20.4	Апр 24/84
	8.20.5	Апр 24/84
	8.20.6	Июнь 22/99
	8.20.7/8	Март 24/86
	8.20.9/10	Май 24/86
Шмуцтитул подраздела 8.22	–	–
Подраздел 8.22	8.22.1	Окт 23/00
	8.22.2	Окт 23/00
	8.22.3/4	Июль 30/97
Шмуцтитул подраздела 8.23	–	–
Подраздел 8.23	8.23.1	Окт 27/92
	8.23.2	Окт 27/92
	8.23.3	Дек 5/83
	8.23.4	Май 16/02
	8.23.4.1	Май 16/02
	8.23.4.2	Май 16/02
	8.23.5	Дек 5/83
	8.23.6	Дек 5/83
	8.23.7	Дек 5/83
	8.23.8	Дек 5/83
	8.23.8.1/2	Май 16/02
	8.23.9	Янв 25/91
	8.23.10	Дек 5/83
	8.23.11	Янв 25/91
	8.23.12	Дек 5/83
	8.23.13	Май 16/02
	8.23.14	Дек 5/83
	8.23.15	Дек 5/83

(прод.)

Раздел, подраздел, пункт	Стр.	Дата
Подраздел 8.23	8.23.16	Дек 5/83
	8.23.17	Дек 5/83
	8.23.18	Дек 11/84
	8.23.18.1	Дек 11/84
	8.23.18.2	Окт 27/92
	8.23.18.3	Окт 27/92
	8.23.18.4	Нояб 26/02
	8.23.18.5/6	Март 2/00
	8.23.19/20	Дек 5/83
Шмуцтитул подраздела 8.24	–	–
Подраздел 8.24	8.24.1	Март 2/00
	8.24.2	Апр 15/02
	8.24.2.1	Июнь 24/91
	8.24.2.2	Март 16/90
	8.24.3	Окт 27/92
	8.24.4	Дек 5/83
	8.24.5	Март 24/86
	8.24.6	Окт 15/99
	8.24.7	Март 16/90
	8.24.8	Июль 17/95
	8.24.8.1/2	Нояб 26/02
	8.24.9	Нояб 26/02
	8.24.10	Нояб 26/02
	8.24.11	Июль 17/95
	8.24.12	Март 24/86
	8.24.13/14	Янв 25/91
Шмуцтитул подраздела 8.25	–	–
Подраздел 8.25	8.25.1	Янв 25/91
	8.25.2	Май 16/88
	8.25.3	Янв 25/91
	8.25.4	Май 16/88
	8.25.5	Янв 25/91
	8.25.6	Май 16/88

Раздел, подраздел, пункт	Стр.	Дата
Шмуцтитул раздела 9	–	–
Содержание раздела 9	1/2	Дек 15/88
Подраздел 9.1	9.1.1	Март 5/01
	9.1.2	Нояб 26/02
	9.1.2.1	Апр 15/92
	9.1.2.2	Март 5/01
	9.1.3	Дек 5/83
	9.1.4	Дек 5/83
	9.1.5	Дек 5/83[1)]
	9.1.5	Февр 1/99[2)]
	9.1.6	Дек 5/83[1)]
	9.1.6	Февр 1/99[2)]
	9.1.7	Май 29/87
	9.1.8	Май 17/88
	9.1.9/10	Май 16/88
Подраздел 9.2	9.2.1	Март 24/86
	9.2.2	Март 24/86
	9.2.2.1/2	Март 24/86
	9.2.3/4	Март 17/90
	9.2.5/6	Апр 15/02
	9.2.7/8	Сент 20/01
	9.2.8.1/2	Сент 20/01
	9.2.8.3/4	Сент 20/01
	9.2.8.5/6	Сент 20/01
	9.2.8.7/8	Сент 20/01
	9.2.9/10	Март 5/01
	9.2.11/12	Июнь 24/91
	9.2.13/14	Март 16/90
	9.2.14.1/2	Май 18/99
	9.2.15/16	Нояб 26/02
	9.2.15/16.1/2	Нояб 26/02
	9.2.17/18	Июль 17/95
	9.2.19	Март 5/00
	9.2.20	Март 5/00
	9.2.20a	Март 5/00
	9.2.20.1	Дек 9/92
	9.2.20.2	Дек 9/92
	9.2.21	Дек 9/92

1) для СНГ, кроме России
2) для России

(прод.)

Раздел, подраздел, пункт	Стр.	Дата	Раздел, подраздел, пункт	Стр.	Дата
Подраздел 9.2	9.2.22	Май 24/86	Подраздел 9.3	9.3.12	Май 16/88
	9.2.22.1/2	Дек 15/88		9.3.13	Май 16/88
	9.2.23	Дек 15/88		9.3.14	Май 16/88
	9.2.24	Авг 1/94		9.3.15	Май 16/88
	9.2.24.1/2	Окт 27/92		9.3.16	Май 16/88
	9.2.25	Июль 3/01		9.3.17/18	Май 16/88
	9.2.26	Май 29/87		9.3.19/20	Май 16/88
	9.2.27/28	Июль 3/01		9.3.21/22	Май 16/88
	9.2.28.1/2	Март 16/90		9.3.23/24	Май 16/88
	9.2.29	Апр 16/92		9.3.25/26	Май 16/88
	9.2.30	Авг 1/94		9.3.27/28	Май 16/88
	9.2.31	Март 25/86		9.3.29/30	Янв 25/91
	9.2.32	Май 29/87			
	9.2.32.1/2	Июль 3/01			
	9.2.33	Май 24/86			
	9.2.34	Май 24/86			
	9.2.35	Июль 17/95			
	9.2.36	Март 24/86			
	9.2.36.1/2	Март 24/86			
	9.2.37	Март 16/90			
	9.2.38	Март 24/86			
	9.2.39	Март 5/01			
	9.2.40	Март 24/86			
	9.2.41/42	Март 24/86			
Подраздел 9.3	9.3.1	Май 16/88			
	9.3.2	Янв 25/91			
	9.3.3	Май 16/88			
	9.3.4	Май 16/88			
	9.3.5	Май 17/88			
	9.3.6	Июль 17/00			
	9.3.7	Май 16/88			
	9.3.8	Май 17/88			
	9.3.9	Май 16/88			
	9.3.10	Май 16/88			
	9.3.11	Май 16/88			

-oOo-

Ту-154М

Раздел 8

ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ И ОБОРУДОВАНИЯ

СОДЕРЖАНИЕ РАЗДЕЛА 8

		Стр.
8.1.	Двигатель и его системы	
8.1.1.	Эксплуатационные ограничения	8.1.1
8.1.2.	Нормальная эксплуатация	8.1.1
8.1.3.	Неисправности	8.1.6
8.1.4.	Краткое описание	8.1.21
		8.1.26
8.2.	Вспомогательная силовая установка (ВСУ)	
8.2.1	Эксплуатационные ограничения	8.2.1
8.2.2.	Нормальная эксплуатация	8.2.1
8.2.3.	Неисправности	8.2.5
8.2.4.	Краткое описание	8.2.9
		8.2.11
8.3.	Топливная система	
8.3.1.	Эксплуатационные ограничения	8.3.1
8.3.2.	Нормальная эксплуатация	8.3.1
8.3.3.	Неисправности	8.3.2
8.3.4.	Краткое описание	8.3.9
		8.3.16
8.4.	Гидросистема	
8.4.1.	Эксплуатационные ограничения	8.4.1
8.4.2.	Нормальная эксплуатация	8.4.1
8.4.3.	Неисправности	8.4.2
8.4.4.	Краткое описание	8.4.9
		8.4.17
8.6.	Электроснабжение	
8.6.1.	Эксплуатационные ограничения	8.6.1
8.6.2.	Нормальная эксплуатация	8.6.1
8.6.3.	Неисправности	8.6.3
8.6.4.	Краткое описание	8.6.15
		8.6.18
8.6a.*	Электроснабжение	
8.6a.1.	Эксплуатационные ограничения	8.6a.1
8.6a.2.	Нормальная эксплуатация	8.6a.1
8.6a.3.	Неисправности	8.6a.3
8.6a.4.	Краткое описание	8.6a.15
		8.6a.18
8.7.	Управление самолетом	
8.7.1.	Эксплуатационные ограничения	8.7.1
8.7.2.	Нормальная эксплуатация	8.7.1
8.7.3.	Неисправности	8.7.1
8.7.4.	Краткое описание	8.7.5
		8.7.8
8.8.	Автоматическая бортовая система управления АБСУ-154-2	8.8.1
8.8.1.	Эксплуатационные ограничения	8.8.1
8.8.2.	Нормальная эксплуатация	8.8.3
8.8.3.	Неисправности	8.8.28
8.8.4.	Краткое описание	8.8.37

* На самолетах с блоками БРЗУ.

(прод.)

		Стр.
8.9	Шасси	8.9.1
8.9.1	Эксплуатационные ограничения	8.9.1
8.9.2	Нормальная эксплуатация	8.9.2
8.9.3	Неисправности	8.9.9
8.9.4	Краткое описание	8.9.13
8.10	Механизация крыла и стабилизатор	8.10.1
8.10.1	Эксплуатационные ограничения	8.10.1
8.10.2	Нормальная эксплуатация	8.10.3
8.10.3	Неисправности	8.10.5
8.10.4	Краткое описание	8.10.8
8.11	Кондиционирование воздуха	8.11.1
8.11.1	Эксплуатационные ограничения	8.11.1
8.11.2	Нормальная эксплуатация	8.11.2
8.11.3	Неисправности	8.11.10
8.11.4	Краткое описание	8.11.13/14
8.12	Регулирование давления воздуха	8.12.1
8.12.1	Эксплуатационные ограничения	8.12.1
8.12.2	Нормальная эксплуатация	8.12.2
8.12.3	Неисправности	8.12.6
8.12.4	Краткое описание	8.12.8
8.13	Кислородное оборудование	8.13.1
8.13.1	Эксплуатационные ограничения	8.13.1
8.13.2	Нормальная эксплуатация	8.13.2
8.13.3	Неисправности	8.13.8
8.13.4	Краткое описание	8.13.9
8.14	Противообледенительная система (ПОС) и стеклоочистители	8.14.1
8.14.1	Эксплуатационные ограничения	8.14.1
8.14.2	Нормальная эксплуатация	8.14.3
8.14.3	Неисправности	8.14.8
8.14.4	Краткое описание	8.14.10
8.15	Противопожарная система (ППС)	8.15.1
8.15.1	Эксплуатационные ограничения	8.15.1
8.15.2	Нормальная эксплуатация	8.15.1
8.15.3	Неисправности	8.15.3
8.15.4	Краткое описание	8.15.3
8.15 а*	Противопожарная система (ППС)	8.15a.1
8.15a.1	Эксплуатационные ограничения	8.15a.1
8.15a.2	Нормальная эксплуатация	8.15a.1
8.15a.3	Неисправности	8.15a.3
8.15a.4	Краткое описание	8.15a.4

* Для самолетов с модифицированной системой пожарной защиты.

		Стр.
8.16.	Навигационный комплекс	8.16.1
8.16.1.	Навигационное вычислительное устройство НВУ-БЗ	8.16.1
8.16.2.	Планшет автоматический ПА-3	8.16.14
8.16.3.	Курсовая система ТКС-П2 с дополнительным магнитным каналом	8.16.20
8.16.4.	Измеритель путевой скорости и угла сноса ДИСС-013	8.16.36
8.16.5.	Магнитный компас КИ-13	8.16.42
8.16.6.	Радиотехническая система дальней навигации "Омега/ВЛФ" (СМА-771)	8.16.43
8.16.7.	Изделие А-723	8.16.79
8.16.7.	Изделие А-723 (для изделий А-723 с ПМО 0200)	8.16.105
8.17.	Пилотажные приборы и аппаратура	8.17.1
8.17.1.	Указатели скорости, числа М, высотомеры, вариометры. Система полного и статического давления	8.17.1
8.17.2.	Радиовысотомер (РВ-5М или РВ-5)	8.17.10
8.17.3.	Автомат углов атаки и перегрузок АУАСП-12ВРИ (АУАСП-12ВРИ-2)	8.17.16
8.17.4.	Автоматический радиокомпас АРК-15М	8.17.21
8.17.5.	Аппаратура навигации и посадки	8.17.25
8.17.6.	Дальномер СД-75	8.17.33
8.17.7.	Радиолокационная станция "Гроза-154М"	8.17.37
8.17.8.	Система сигнализации опасной скорости сближения с землей (ССОС)	8.17.47
8.17.9.	Система индикации и контроля пространственного положения (СИКПП)	8.17.51
8.17.10.	Радиотехническая система ближней навигации РСБН-2СА	8.17.65
8.17.10а.	Радиотехническая система ближней навигации РСБН А-324	8.17 70.1
8.17.11.	Система воздушных сигналов СВС-ПН-15-4Б	8.17.71
8.18.	Аппаратура УВД	8.18.1
8.18.1.	Радиолокационный ответчик СО-72М	8.18.1
8.18.2.	Радиолокационный ответчик резервный	8.18.6
8.19.	Связное оборудование	8.19.1
8.19.1.	Самолетной переговорное устройство СПУ-7	8.19.1

(прод.)

		Стр.
8.I9.2	Самолетный радиоузел – самолетная громкоговорящая система (СГС)	8.I9.5
8.I9.3	Аппаратура сбора звуковой информации	8.I9.I0
8.I9.3.А.	Аппаратура сбора звуковой информации (на самолетах ЦУ МВС)	8.I9.I0.2
8.I9.4	УКВ радиостанция (БАКЛАН)	8.I9.I2
8.I9.5	Радиостанция МИКРОН	8.I9.I4
8.I9.6	Авиагарнитура ТСШ-А-Т8	8.I9.I9
8.I9.7	Переносной электрометафон (5ПЭМ-I)	8.I9.2I/22
8.20	Светотехническое оборудование	8.20.I
8.20.I	Эксплуатационные ограничения	8.20.I
8 20.2	Нормальная эксплуатация	8.20.I
8.20.3	Неисправности	8.20.4
8.20.4	Краткое описание	8.20.5
8.22	Регистрация режимов	8.22.I
8.22.I	Эксплуатационные ограничения	8.22.I
8.22.2	Нормальная эксплуатация	8.22.I
8.22.3	Неисправности	8.22.2
8.22.4	Краткое описание	8.22.3/4
8.23	Аварийно-спасательное оборудование	8.23.I
8.23.I	Схема размещения	8.23.I
8.23.2	Аварийные выходы	8.23.I
8.23.3	Средства аварийной эвакуации	8.23.I
8.23.4	Средства спасения на воде	8.23.II
8.23.5	Прочее оборудование	8.23.I3
8.24	Сигнализация	8.24.I
8.24.I	Виды пожара	8.24.I
8.24.2	Разгерметизация гермокабины	8.24.2
8.24.3	Приближение и достижение эксплуатационных ограничений	8.24.2
8.24.4	Опасные отказы систем и оборудования	8.24.3
8.24.5	Неготовность самолета к взлету	8.24.6
8.24.6	Невыпущенное положение шасси перед посадкой	8.24.8
8.24.7	Прочие виды сигнализации	8.24.8
8.25	Системы водоснабжения и удаления отбросов	8.25.I

—ооо—

Ту-154М

Подраздел 8.1

ДВИГАТЕЛЬ И ЕГО СИСТЕМЫ

8.I. ДВИГАТЕЛЬ И ЕГО СИСТЕМЫ

8.I.I. Эксплуатационные ограничения

	Наименование параметра	Единица измерен.	Миним.	Норм	Макс.
(I)	Частота вращения ротора КНД ($n_{нд}$)	%	-	-	95
(2)	Частота вращения ротора КВД ($n_{вд}$)	%	-	-	98,5
(3)	Температура газа за турбиной	°С			
	- при запуске				550
	- на взлетном режиме		-	-	По табл. 8.I.3
	- на номинальном режиме		-	-	
(4)*	Давление топлива перед насосом-регулятором	кгс/см^2	I,8	-	-
(5)	Давление топлива перед форсунками	кгс/см^2	-	-	65
(6)	Давление масла на входе в двигатель				
	- малый газ	кгс/см^2	2,5	-	-
	- на остальных режимах	кгс/см^2	3,5	-	4,5
(7)	Температура масла на входе в двигатель	°С	-30	-	+90 в течение I0 мин
(8)	Расход масла	кг/ч	-	-	0,9
(9)	Вибрация двигателя	%	-	-	55
(I0)	Время непрерывной работы двигателя				
	- на взлетном режиме	мин			5 до высоты, равной 3 км (в особых случаях до I5 независимо от высоты)
	- на остальных режимах				не ограничено
(II)	Время выхода на режим малого газа при запуске	с	35	-	на земле - 80, в полете - I20

* С самолета № 85657 указатель УИ-4 давления топлива перед насосом-регулятором снят, на предыдущих снят после выполнения доработок по бюллетеню (прд)

Наименование параметра	Единица измерен.	Миним.	Норм.	Макс.
(I2) Допустимая высота запуска двигателя в полете	м	–	–	7000
(I3) Частота вращения роторов КВД компрессора при авторотации в случае запуска в полете				
– на высоте менее 4000 м	%	II	–	–
– на высоте от 4000 до 7000 м	%	I4	–	–
(I4) Давление воздуха перед запуском двигателей	кгс/см^2	см.	пункт	8.2.I
(I5) Время непрерывной работы двигателя на режиме обратной тяги	мин	–	–	I
(I6) Частота вращения $n_{ВД_{пр}}$ закрытия клапанов перепуска воздуха при увеличении режима работы двигателя	%	77,5	–	80 (см. рис. 8.I.4)
(I7) Частота вращения $n_{ВД_{пр}}$ открытия клапанов перепуска при снижении режима работы двигателя	%	76,5 (при резком сбросе 73,5)	–	80
(I8) Частота вращения $n_{ВД_{пр}}$ начала переукладки лопаток ВНА с угла – 33° на угол 0° (погасание табло ВНА – 33°) при увеличении режима работы двигателя	%	74	–	77

(прод.)

	Наименование параметра	Единица измерен.	Миним.	Норм.	Макс.
(19)	Частота вращения $n_{ВДпр}$ установки лопаток ВНА на угол 0° (погасание табло ВНА 0°) при увеличении режима работы двигателя	%	90,5	-	93
(20)	Частота вращения $n_{ВДпр}$ начала перекладки лопаток ВНА с угла 0° на угол 33° (загорается табло ВНА 0°) при снижении режима работы двигателя	%	88 (при резком сбросе 85,5)	-	93
(21)	Частота вращения $n_{ВДпр}$ установки лопаток ВНА на угол 33° (загорается табло ВНА 33°) при снижении режима работы двигателя ПРИМЕЧАНИЕ. Параметры по пунктам (16) - (21) даны для МСА. Для остальных условий, см. рис. 8.1.4.	%	72 (при резком сбросе 70)	-	77
(22)	Частота вращения $n_{ВДзам}$ переключения 30 В с XI на VI ступень при увеличении режима работы двигателя	%	78,5	-	81,5
(23)	Частота вращения $n_{ВДзам}$ переключения 30 В с VI на XI ступень при уменьшении режима работы двигателя	%	77,5 (при резком сбросе 70,5)	-	81,5
(24)	Частота вращения ротора КВД ($n_{ВД}$) на режиме максимальной обратной тяги	%	-	-	95

Наземные режимы работы ($P_н$ = 760 мм рт.ст., $t_н$ = 15 °С, H = 0, $M_п$ = 0)

Таблица 8.1.1

Режим работы	Частота вращения роторов, %		Средняя температура газа за турбиной, °С
	КНД	КВД	
Взлетный	85,5 ... 88,0	94,5 ... 96,0	595 не более
Номинальный	82,0 ... 85,0	93,0 ... 95,0	585 не более
0,9 номинального	78,5 ... 81,5	91,0 ... 92,8	545 (для сведения)
0,7 номинального	71,0 ... 74,0	87,5 ... 90,0	505 (для сведения)
0,6 номинального	67,0 ... 70,0	85,5 ... 88,0	485 (для сведения)
0,42 номинального (посадочный малый газ)	57,5 ... 60,5	81,0 ... 83,5	445 (для сведения)
Малый газ	30	59,5 ... 61,5	465 (для сведения)

Высотные режимы работы (H = 11 км, M = 0,8 при СА)

Таблица 8.1.2

Режим работы	Частота вращения роторов, %		Средняя температура газа за турбиной, °С
	КНД	КВД	
Взлетный	93,5 ... 95,0	95,5 ... 97,5	585 не более
Номинальный	88,0 ... 90,5	93,0 ... 95,0	550 не более
0,9 номинального	85,5 ... 88,0	91,0 ... 93,5	510 не более
0,7 номинального	79,5 ... 82,5	87,5 ... 90,0	470 (для сведения)
0,6 номинального	76,0 ... 79,0	85,5 ... 88,0	440 (для сведения)
0,42 номинального (посадочный малый газ)	68,0 ... 70,5	81,0 ... 83,5	380 (для сведения)
Малый газ	63,0	78,0	365 (для сведения)

Таблица 8.1.3

Максимально допустимая температура газа за турбиной на взлетном, номинальном, 0,9 номинального режима в полете и режиме максимальной обратной тяги

$t^*_н$, °C	-60	-50	-40	-30	-20	-10	0	+10	+20	+30	+40	+50
$t^*_{т.взл.}$, °C	574	583	591	600	608	617	625	634	642	650	658	666
$t^*_{т.ном.}$, °C	560	569	577	586	594	603	611	619	626	634	642	650
$t^*_{т.\ 0,9\ ном.}$, °C	514	523	531	540	548	557	565	574	582	590	598	606
$t^*_{т.\ Rmax\ обр.}$, °C	395	418	440	464	487	511	535	558	582	606	620	628

$t^*_н$ - температура наружного воздуха, измеренная по указателю ТНВ-1 (на взлете по данным метеостанции).

$t^*_т$ - температура газа за турбиной, измеренная по указателю УТ-7А.

Примечания:

1. Трафарет с информацией таблицы 8.1.3 установлен на бронеперегородке бортинженера.
2. Температура газа за турбиной на режиме максимальной обратной тяги не должна превышать табличные значения через 10 ... 15 с после выхода на режим.

(прод.)

8.1.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Внешний осмотр самолета	Бортинженер Доклад от наземного техсостава о подготовке самолета к полету	- получить
	В наличии наземных пожарных средств около самолета	- убедиться
	В отсутствии течи топлива и масла на гондолах двигателей	- убедиться
	При температуре +10 °С и ниже: Доклад об отсутствии льда, снега, инея на воздухозаборниках, элементах входного канала, лопатках ВНА и рабочих лопатках КНД двигателя	- получить
(2) Осмотр внутри самолета	Двери и люки, замки и защелки закрыты	- убедиться по светосигнальным табло
(3) Перед запуском двигателей	Напряжение аэродромного питания	- проверить
	Аэродромный источник к бортсети	- подсоединить
	Напряжение сетей постоянного и переменного тока	- проверить
	Питание приборов системы запуска и автоматики двигателя	- проверить
	Выключатели ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ ДВИГАТЕЛЕЙ	- включить*
	СЗТ** двигателей	- включить
	В надежности связи со связным на земле	- убедиться
	Доклад "ТЕХНИЧЕСКИЙ СОСТАВ К ЗАПУСКУ ГОТОВ"	- получить
	Самолет на стояночный тормоз	- установить
	Давление в гидросистеме и в системе аварийного торможения	- проверить
	Если давление ниже 180 кгс/см², дозарядить до давления 200 - 220 кгс/см² включением насосной станции гидросистемы 2 с последующим подключением гидросистемы 2 на гидросистему 1. После дозарядки отключить гидросистему 2 от гидросистемы 1 и выключить насосную станцию гидросистемы 2. Стравить давление в гидросистемах 1, 2 и 3 до величины 160 кгс/см².	

* С самолета № 85663 - включить и закрыть колпачками.
** На самолетах, оборудованных электронной СЗТ

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
	- стрелки индикаторов масломеров находятся на зеленом участке шкалы - в маслобаке 2I...27 л масла	- проверить
	- если в маслобаке менее I7 л, маслобак	- дозаправить
	- обслуживающий персонал на расстоянии не менее I0 м перед в/заборниками и 50 м от среза сопла в зоне реактивной струи, см. рис. 8.I.9	- отсутствует
	- переключатали генераторов	- выключить
	- кнопка КОНТРОЛЬ ЛАМП	- нажать. Убедиться, что все светосигнализаторы и светосигнальные табло исправны
	- сигнализация режима работы двигателей	- горят светосигнальные табло Р ТОПЛИВА, Р МАСЛА, ВНА-ЗЗ, ВНА-О
	- поочередной установкой переключателя вибрации в положения I ДВ, 2 ДВ, 3 ДВ (переключателей вибрации I, 2, 3 двигателей в положение ПП, ЗП*) и нажатием кнопки (кнопок*) КОНТРОЛЬ (КОНТРОЛЬ ВИБРАЦИИ*) уход стрелки (стрелок*) указателя (указателей*) виброскорости на 90 - I00 % и загорание светосигнальных табло ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА и ОПАСНАЯ ВИБРАЦИЯ	- проверить
	- плавность хода РУД от положения МАЛЫЙ ГАЗ до положения ВЗЛЕТ	- проверить
	Проверить плавность хода РОД из положения СТОП-КРАН ЗАКРЫТ в положение СТОП-КРАН ОТКРЫТ и обратно, а также надежность фиксации рычагов в положении СТОП-КРАН ОТКРЫТ.	
	- температуру и давление наружного воздуха по метеоданным	- определить

* С самолета № 85663, на предыдущих после выполнения доработок по бюллетеню.

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(4) Запуск двигателя от УВЗ	- команду о подключении УВЗ	- подать
	- доклад от наземного технического состава о готовности к запуску	- принять
	- исходное значение давления воздуха в линии запуска	- проверить
	- команду "ОТ ДВИГАТЕЛЕЙ"	- подать
	- выключатель питания противопожарной системы	- включить
	- выключатель ТОПЛИВОМЕР	- включить
	- выключатели РАСХОДНЫЙ БАК № 1	- включить
	- выключатель АВТОМАТ ТОПЛИВА	- включить
	- выключатель РАСХОДОМЕР	- включить
	- переключатель АВТОМАТ - РУЧНОЕ	- в положение АВТОМАТ
	- выключател ПОЖАРНЫЕ КРАНЫ	- в положение ОТКРЫТО
	- крышку панели ЗАПУСК ДВИГАТ НА ЗЕМЛЕ	- открыть
	- ГЛАВНЫЙ ВЫКЛ	- включить
	- выключатель ЗАПУСК - ХОЛОДН ПРОКРУТ	- в положение ЗАПУСК
	- переключатель ВЫБОР ДВИГ 1, 2, 3	- в положение номера двигателя
	- РУД	- МАЛЫЙ ГАЗ
	- РОД	- в положение СТОП-КРАН ОТКРЫТ
	- РУР	- в нижнем положении на фиксаторе
	Запустить двигатель, для чего:	
	- кнопку ЗАПУСК	- нажать
	- секундомер	- включить
	ВНИМАНИЕ: 1. Запрещается при запуске производить ручную корректировку расхода топлива путем измененияя положения РУД. 2. Запрещается при запуске производить отборы воздуха от запускаемого двигателя на самолетные нужды, кроме ПОС двигателя и воздухозаборника. 3. При температуре наружного воздуха +10 °С и ниже запуск производить с включенной ПОС двигателя и воздухозаборника. После выхода двигателя на режим "МАЛЫЙ ГАЗ" ПОС двигателя и воздухозаборника выключить. Время нормального запуска двигателей (с момента нажатия кнопки ЗАПУСК до момента выхода на режим малого газа) 35 - 80 с.	

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	При запуске двигателя проследить: а) за появлением давления масла, которое должно быть на частоте вращения ротора КВД 16,5... 21,0% не менее 0,5 кгс/см^2; б) за открытием КПВ, которое должно произойти на частоте вращения ротора КВД не более 14%. Контроль открытия вести по загоранию светосигнального табло КЛАПАНЫ ПЕРЕПУСКА; в) за закрытием заслонки воздушного стартера. Контроль закрытия заслонки воздушного стартера вести по восстановлению исходного значения давления воздуха на входе в стартер при закрытой заслонке стартера. (Воздушный стартер отключается электрогидравлическим выключателем насоса-регулятора НР-30КУ на частоте вращения ротора КВД 43 $^{+1}_{-2}$% или панелью запуска АПД-55 после того, как панель отработает 56 ±4 с). Если стартер не отключился на частоте вращения ротора КВД 44% или после отработки панелью запуска времени 60 с, отключить стартер вручную, нажав кнопку ПРЕКРАЩЕНИЕ ЗАПУСКА на частоте вращения ротора КВД, не превышающей 46 $^{+3}$%. При загорании сигнальной лампы ОПАСНЫЕ ОБОРОТЫ СТАРТЕРА отключить стартер нажатием кнопки ПРЕКРАЩЕНИЕ ЗАПУСКА, перевести РОД в положение ОСТАНОВ и выключить подачу воздуха в стартер. Повторных попыток запуска двигателя не производить; г) за изменением температуры газов за турбиной двигателя. Не допускать заброса температуры газа за турбиной выше 550°С. При запуске работа двигателя с температурой газа, равной 550°С, допускается в течение не более 4 с; д) за срабатыванием сигнализатора минимального давления масла на входе в двигатель. Светосигнальное табло Р МАСЛА должно погаснуть при давлении масла 2,2 ±0,45 кгс/см^2; е) за срабатыванием сигнализатора минимального давления топлива на входе в насос-регулятор НР-30КУ-4. Светосигнальное табло Р ТОПЛИВА должно погаснуть при давлении 1,6 ±0,3 кгс/см^2. На самолетах со снятыми указателями УИ1-4 контроль минимального давления топлива осуществляется по погасанию светосигнального табло Р ТОПЛИВА.

(прод.)

Условия (этап) работы	- Необходимые действия
	Примечания: 1. ЗАПРЕЩАЕТСЯ производить запуск двигателя после двух неудавшихся запусков без выявления и устранения причины неудавшегося запуска. 2. ЗАПРЕЩАЕТСЯ производить запуск двигателя одновременно от двух различных источников сжатого воздуха. 3. После неудавшегося запуска, если не произошло загорание топлива, произвести холодную прокрутку двигателя. 4. Перерывы между включениями воздушного стартера при холодных прокрутках, ложных запусках и запусках двигателей должны быть не менее 3 мин при условии остановки ротора КВД. После пяти включений воздушного стартера, следующих один за другим, выдержать перерыв не менее 30 мин для охлаждения агрегатов системы запуска. После двух циклов по пять включений воздушного стартера производить охлаждение агрегатов системы запуска в течение не менее одного часа.
	Произвести запуск остальных двух двигателей. После запуска двигателей проконтролировать уровень масла в маслобаках. (Допускается уход масла из маслобака в двигатель не более 6 л, при этом стрелка индикатора масломера может находиться на красно-зеленом участке шкалы).
(5) После запуска двигателей	ГЛАВНЫЙ ВЫКЛ - выключить Выключатель ЗАПУСК - ХОЛОДН ПРОКРУТ - в положение ЗАПУСК Переключатель ВЫБОР ДВИГ - в нейтральное положение Крышку панели ЗАПУСК ДВИГАТ НА ЗЕМЛЕ - закрыть
(6)* Прогрев и опробование двигателя	Параметры двигателей на режиме "МАЛЫЙ ГАЗ" (см. рис. 8.1.1) - проверить Генератор переменного тока в соответствии с п.п. 8.6.2 (2) (а) - проверить и включить Опробование двигателя по полному или сокращенному графику опробования (см. рис. 8.1.5 и рис. 8.1.6) - произвести ВНИМАНИЕ. Допускается выключение генератора на работающем двигателе во время измерения параметров двигателя. Двигатель на режим 0,7 номинального - плавно вывести Частоты вращения ротора КВД в момент страгивания лопаток ВНА с угла - 33° и в момент закрытия КПВ (см. рис. 8.1.4) - проверить Моменты страгивания лопаток и закрытия КПВ по потуханию светосигнальных табло ВНА-33° и КЛАПАНЫ ПЕРЕПУСК - определить

* Опробование двигателей перед полетом не производить (порядок опробования дан для сведения). При необходимости опробование производить в порядке, предусмотренном РЭ двигателя.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
	На режиме 0,7 номинального не менее одной минуты	– проработать
	Частоту вращения ротора КВД и температуру газа за турбиной	– проверить
	Давление масла на входе в двигатель	– проверить
	Работу всережимного регулятора температуры газа за турбиной ВПРТ-44	– проверить
	Двигатель на режим 0,6 номинального	– перевести
	Переключатель рода работы ВПРТ-44 в положение НАСТРОЙКА ВПРТ-44	– установить
	Руд в положение взлетного режима	– плавно перевести
	На режиме НАСТРОЙКА ВПРТ-44 20-30 с	– проработать
	Температуру газа за турбиной	– проверить
	Режим работы двигателя до 0,6 номинального	– уменьшить
	Переключатель рода работы системы ВПРТ-44 в рабочее положение	– установить
	Двигатель на номинальный режим	– плавно вывести
	Частоту вращения ротора (см. рис. 8.I.3)	– проверить
	КВД в момент установки лопаток ВНА на угол –0°	
	Момент установки по потуханию светосигнального табло ВНА – 0°	– определить
	Одну минуту на номинальном режиме	– проработать
	Частоту вращения ротора КВД и температуру газа за турбиной (для номинального режима см. рис. 8.I.3)	– проверить
	Величину вибраций корпусов двигателя, которая не должна превышать 55%	– проверить
	Частоту генератора в соответствии с п. 8.6.2 (2) (а)	– проверить

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
	Двигатель на взлетный режим	– вывести
	На взлетном режиме 10 – 15 с	– проработать
	Частоту вращения ротора КВД и температуру газа за турбиной (для взлетного режима, см. рис. 8.1.2)	– проверить
	Частоту вращения ротора КНД	– проверить
	Величину вибраций корпусов двигателя, которая не должна превышать 55%	– проверить
	Частоту генератора в соответствии с п. 8.6.2 (2) (а)	– проверить
	Двигатель на режим малого газа	– плавно перевести
	Частоты вращения ротора КВД в моменты страгивания лопаток ВНА с угла – 0°, открытия КПВ и установки лопаток ВНА на угол – 33°	– проверить
	Моменты страгивания лопаток с угла – 0°, открытие КПВ и установки лопаток ВНА на угол – 33° по загоранию светосигнальных табло соответственно ВНА – 0° КЛАПАНЫ ПЕРЕПУСК и ВНА – 33° (см. рис. 8.1.4)	– определить
	На режиме малого газа две минуты	– проработать
	Давление масла, которое должно быть не менее 2,5 кгс/см^2	– проверить
	Частоту вращения ротора КВД и температуру газа за турбиной	– проверить
	При опробовании двигателя по сокращенному графику (рис. 8.1.6)	– двигатель выключить
	При опробовании двигателя по полному графику (рис.8.1.5):	
	Приемистость двигателя	– проверить
	РУД из положения МАЛЫЙ ГАЗ за 1-2 с на взлетный режим	– перевести
	Одновременно с началом перевода РУД секундомер	– включить

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Время приемистости с режима малого газа до взлетного, см. рис. 8.1.9. - зафиксировать Время приемистости считать от начала перевода РУД до достижения частоты вращения ротора КВД на 1,0 % ниже частоты вращения на взлетном режиме для данных атмосферных условий. После выхода двигателя на взлетный режим - проработать 8 - 10 с Частоту вращения ротора КВД и температуру газа за турбиной - проверить РУД за 1 - 2 с в положение МАЛЫЙ ГАЗ - перевести Примечания: 1. При увеличении режима двигателя от малого газа до взлетного и загрузке генератора переменного тока не менее 5 кВ·А допускается заброс частоты тока до 430 Гц. Продолжительность работы генератора с частотой тока свыше 420 Гц не более 3,5 с. 2. При уменьшении режима двигателя от взлетного до малого газа допускается уменьшение частоты тока до 370 Гц. Продолжительность работы генератора с частотой тока ниже 380 Гц не более 2 с. На режиме малого газа одну минуту - проработать Давление масла, которое должно быть не менее 2,5 кгс/см², - проверить Работу реверсивного устройства - проверить РУР за 1 - 2 с из положения прямой тяги на площадку включения РУ - перевести При этом створки РУ должны переложиться в положение обратной тяги и должно загореться светосигнальное табло СТВОРКИ РЕВЕРСА. Время перекладки створок должно быть не более 2 с. На режиме минимальной обратной тяги 8 - 10 с - проработать РУР за 1 - 2 с в положение прямой тяги - перевести Створки РУ должны переложиться в положение прямой тяги, при этом кратковременно загорается светосигнальное табло ЗАМОК РЕВЕРСА и должно погаснуть светосигнальное табло СТВОРКИ РЕВЕРСА. Если при переводе РУР в положение прямой тяги створки реверса не переклыдаваются в положение прямой тяги (табло СТВОРКИ РЕВЕРСА продолжает гореть), перевести кратковременно РУД соответствующего двигателя на пульте пилотов вперед на величину 1 ... 1,5 ширины головки рычага до погасания табло СТВОРКИ РЕВЕРСА, затем РУД перевести в положение МАЛЫЙ ГАЗ.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Примечание. При перекладке створок РУ в положение прямой тяги кратковременно загорается светосигнальное табло ЗАМОК РЕВЕРСА.
	ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: I. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ОДНОВРЕМЕННОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ РЕВЕРСА ДВИГАТЕЛЕЙ № I И № 3.
	2. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ВЫВОД РЕВЕРСА НА МАКСИМАЛЬНУЮ ОБРАТНУЮ ТЯГУ.
	3. ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ ПРОВЕРКИ РЕВЕРСА НА САМОЛЕТЕ, ЗАГРУЖЕННОМ ГРУЗОМ (БЕЗ ПАССАЖИРОВ), ЦЕНТРОВКА ДОЛЖНА БЫТЬ НЕ БОЛЕЕ 44% САХ.
	На режиме малого газа две минуты - проработать
	Давление масла, которое должно быть не меньше 2,5 кгс/см² - проверить
	Частоту вращения ротора КВД и температуру газа за турбиной - проверить
	Работу СЗТ* по полному (рис. 8.I.6а) или сокращенному графику опробования (рис.8.I.6б) - проверить
	Примечание. После проверки по полному графику опробования, через I5 мин после выключения двигателя, повторно запустить двигатель и прогреть на режиме 0,7 номинала в течение I мин.
	Двигатель - выключить
	Примечание. Если условия стоянки самолета не позволяют проверить работу РУ на работающем двигателе, то разрешается производить проверку на неработающем двигателе сразу после его выключения.
	Для чего:
	РУР на площадку включения РУ - перевести
	При этом створки должны переложиться в положение обратной тяги за время не более двух секунд и должно загореться светосигнальное табло СТВОРКИ РЕВЕРСА.
	РУР в положение прямой тяги - перевести
	При этом створки РУ должны переложиться на прямую тягу и должно погаснуть светосигнальное табло СТВОРКИ РЕВЕРСА.
	При перекладке створок в положение прямой тяги кратковременно загорается светосигнальное табло ЗАМОК РЕВЕРСА.
	Объем гидроаккумуляторов рассчитан на одноразовый цикл проверки РУ.
(7) Запуск двигателей от ВСУ	ВСУ - запустить
	Отбор воздуха на запуск двигателей в соответствии с п. 8.2.2 (5) - включить
	Заслонки отбора воздуха на ПОС самолета - закрыть
	Двигатель аналогично запуску от УВЗ, п. 8.I.2 (4) - запустить
(8) Запуск двигателей от работающего двигателя	Кран отбора воздуха работающего двигателя - открыть
	Кран отбора воздуха от ВСУ - закрыть
	Рекомендуемые обороты ВД работающего двигателя согласно рис. 8.I.7 - установить
	Двигатель аналогично запуску от УВЗ, п. 8.I.2 (4) - запустить
	ВНИМАНИЕ! В процессе запуска двигателей контроль за отключением воздушного стартера выполнять как указано в п.8.I.2 (4).

*) На самолетах, оборудованных электронной СЗТ.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(9) Холодная прокрутка	ГЛАВНЫЙ ВЫКЛ. - включить Переключатель ЗАПУСК ХОЛОДН ПРОКРУТ - в положение холодная прокрутка Переключатель ВЫБОР ДВИГАТ - в положение, соответствующее номеру запускаемого двигателя РУД - в положение МАЛЫЙ ГАЗ Рычаг РОД - в положение СТОП-КРАН ЗАКРЫТ Пожарный кран - положение ОТКРЫТ Подкачивающий насос - включить ВСУ - запустить Переключатель ОТБОР ВОЗДУХА на панели ВСУ - нажать вверх, удерживать в течение 7... 8 с Кнопку ЗАПУСК ДВИГ. НА ЗЕМЛЕ - нажать на I... 2 с Проверить: - давление масла, которое должно быть не менее 0,5 кгс/см^2; - частоту вращения ротора КВД, которая должна быть не менее I7%.
(I0) Останов двигателя	а) В нормальных условиях: РУД - в положение МАЛЫЙ ГАЗ, проработать не менее 2 минут. Охлаждение и останов двигателя после посадки производить согласно п. 4.I.2 (4). Переключатель генератора - в положение ВЫКЛ. РОД - в положение СТОП-КРАН ЗАКРЫТ. Время выбега роторов КВД и КНД с частоты вращения $n_{вд}$ = 9% - замерить - после полета для роторов КВД двигателей № I и № 3 $n_{вд}$ (по указателю ИТЭ-2Т) - не менее 30 с - для ротора КВД двигателя № 2 $n_{вд}$ (по указателю ИТЭ-2Т) - не менее 20 с - при опробовании для ротора КВД $n_{вд}$ (по ротору генератора переменного тока) для: - двигателей № I и № 3 - не менее 60 с - двигателя № 2 - не менее 45 с - для ротора КНД $n_{нд}$ - не менее 80 с . б) В экстренных случаях: Двигатель может быть остановлен с любого режима без охлаждения на режиме малого газа. РОД - в положение СТОП-КРАН ЗАКРЫТ с последующим (через 2-3 с) переводом РУД в положение МАЛЫЙ ГАЗ Генератор и отбор воздуха на самолетные нужды - выключить ВНИМАНИЕ: I. Останов двигателя закрытием пожарного крана запрещается во избежание выхода из строя агрегатов топливной автоматики двигателя при работе без топлива. 2. В нормальных условиях ЗАПРЕЩАЕТСЯ производить выключение двигателя без предварительного перевода РУД в положение МАЛЫЙ ГАЗ. (прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(II) После останова двигателя	Пожарный кран не ранее чем через три минуты после перевода РОД в положение СТОП-КРАН ЗАКРЫТ - закрыть Выключатели насосов РАСХОДНЫЙ БАК I - в положение ВЫКЛЮЧЕНО Все выключатели, включенные для запуска и опробования двигателей, - в положение ВЫКЛЮЧЕНО Двигатель - осмотреть. Убедиться в отсутствии течи топлива и масла Входной канал, лопатки ВНА и просматриваемые лопатки компрессора - осмотреть Реактивное сопло и створки реверса - осмотреть После осмотра двигателей поставить заглушки во входной канал, а после останова и охлаждения двигателей - на реактивное сопло (через I2 - I5 мин).
(I2) Останов неисправного двигателя в полете	а) В нормальных условиях РУД - в положение МАЛЫЙ ГАЗ. Проработать не менее I минуты Генератор и отбор воздуха на самолетные нужды - выключить РОД - в положение СТОП-КРАН ЗАКРЫТ б) В экстренных случаях Останов двигателя производить с любого режима его работы. РОД - в положение СТОП-КРАН ЗАКРЫТ с последующим (через 2 - 3 с) переводом РУД в положение МАЛЫЙ ГАЗ Пожарный кран при пожаре - закрыть Генератор и отбор воздуха на самолетные нужды - выключить ВНИМАНИЕ:I. Экстренный останов двигателя в полете производить при возникновении пожара и в случаях, указанных в п. 8.I.3 (3). 2. При выключении неисправного двигателя на любом этапе продолженного взлёта уборку РУД этого двигателя производить с большой осторожностью во избежание ошибочной уборки РУД исправных двигателей. 3. После останова двигателя в полете необходимо закрыть пожарный кран при пожаре.
(I3) Запуск двигателя в полете	ВНИМАНИЕ:I. Запуск двигателя в полете после выключения его закрытием топливного пожарного крана ЗАПРЕЩАЕТСЯ. 2. При полете в условиях обледенения с выключенным двигателем запускать двигатель в полете ЗАПРЕЩАЕТСЯ. Запуск двигателя в воздухе выполнять при авторотации с частотой вращения ротора не ниже II% до высоты H = 4000 м и не ниже I4% на высотах выше 4000 м. (прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
	ПОЖАРНЫЙ КРАН	- открыт
	Переключатель генератора	- в положение ВЫКЛ.
	РУД	- МАЛЫЙ ГАЗ
	РОД	- СТОП-КРАН ЗАКРЫТ
	Кнопку ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ	- нажать
	Одновременно секундомер	- включить
	Через 5-8 с после нажатия кнопки, РОД	- СТОП-КРАН ОТКРЫТ
	Двигатель должен автоматически выйти на режим малого газа за время не более I20 с.	
	За появлением давления топлива и за поджигом топливной смеси в камере сгорания по росту температуры газа за турбиной	- проследить визуально
	После выхода двигателя на режим малого газа	- проработать на этом режиме не менее одной мин
	П р и м е ч а н и е. При положении РУД на упоре МАЛЫЙ ГАЗ частота вращения ротора КВД будет тем больше, чем выше высота полета.	
	ВНИМАНИЕ. Заброс температуры газа за турбиной при запуске допускается не выше 550° С на время не более 4 с.	
	Генератор переменного тока	- включить
	Двигатель на требуемый режим	- перевести
	При неудавшемся запуске и для прекращения запуска	- перевести РОД в положение СТОП-КРАН ЗАКРЫТ и продуть на авторотации не менее 30 с
(I4) Особенности эксплуатации двигателей при отрицательных температурах и в условиях возможного обледенения	Перед запуском двигателей	- получить доклад от техсостава об отсутствии льда, снега, инея на воздухозаборниках, элементах входного канала, лопатках ВНА, рабочих лопатках КНД двигателей и о свободном вращении ротора КНД.
	Если имеются льдообразования и (или) ротор не вращается	- прогреть горячим (+80° С) воздухом места примерзания и проверить вращение ротора каждого двигателя.

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	ВНИМАНИЕ. Запрещается запускать двигатель при наличии льда, снега, инея на элементах входного канала, воздухозаборнике, лопатках ВНА, рабочих лопатка КНД. Лед удалить с помощью подогревательных средств. Механическое скалывание льда запрещается!
	При температуре +5 °С и ниже при наличии облачности, тумана, снегопада, дождя или мороси после запуска каждого двигателя и выхода его на режим малого газа включить его противообледенительную систему.
	Перед запуском двигателя, если стоянка самолета продолжалась более 2-х часов при температуре воздуха -30 °С и ниже, аэродромным подогревателем (с температурой воздуха не выше +80 °С) прогреть в течение не менее 20 минут до повышения температуры масла на входе в двигатель до +10° С: насос-регулятор, область автомата запуска и автомата разгона, ВНА с лопатками, по которым проходит масло, топливно-масляный радиатор, маслобак, переднюю и заднюю коробку приводов, корректор частоты, воздушный стартер. При температуре наружного воздуха минус 40° С и ниже на двигателях № 1 и № 3, одновременно с указанными выше зонами прогрева двигателя, прогреть бак и насос гидросистемы РУ.
(I4а) Особенности эксплуатации двигателей на высокогорных аэродромах	При эксплуатации двигателя на высокогорном аэродроме Н ≥ 1000 м, в случае неудавшегося запуска, повторный запуск двигателя производить с отбором воздуха на ПОС двигателя и воздухозаборника независимо от температуры окружающей среды.
	После выхода на режим малого газа отбор воздуха на ПОС двигателя и воздухозаборника выключить.
(I5) Руление	ВНИМАНИЕ. Запрещается эксплуатация двигателя в условиях обледенения с выключенной противообледенительной системой двигателя!
	После запуска двигатели – прогреть
	Режим прогрева: две минуты на режиме малого газа и одну минуту на режиме 0,7 номинального.
	Разрешается прогрев двигателя на режиме малого газа в течение 5 минут, включая время руления.
	Если взлет самолета выполняется непосредственно после запуска, вывод двигателей на взлётный режим разрешается производить только после указанного прогрева.
	Не рекомендуется работать на частотах вращения ротора КВД, на которых происходит открытие/закрытие клапанов перепуска воздуха (КПВ).
	При рулении на режиме малого газа не допускать уменьшение частоты вращения ротора КВД ниже 61%.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	При снижении частоты вращения ниже 61 % восстановите ее перемещением РУД. При снижении частоты вращения ротора КРД ниже 55 % или резком росте температуры газа двигатель выключить переводом РОД в положение СТОП-КРАН ЗАКРЫТ. ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: В УСЛОВИЯХ ВОЗМОЖНОГО ОБЛЕДЕНЕНИЯ - ТЕМПЕРАТУРА НАРУЖНОГО ВОЗДУХА +5 °С И НИЖЕ ПРИ ПОВЫШЕННОЙ (80 % И ВЫШЕ) ОТНОСИТЕЛЬНОЙ ВЛАЖНОСТИ ВОЗДУХА И ПРИ НАЛИЧИИ ТУМАНА, СНЕГОПАДА, ДОЖДЯ, МОРОСИ - ПРИ ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОЙ (10 мин И БОЛЕЕ) РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЯ ВОЗМОЖНО ОБРАЗОВАНИЕ ЛЬДА НА ЛОПАТКАХ КОМПРЕССОРА НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ, ПРИВОДЯЩЕЕ К ПОВЫШЕНИЮ УРОВНЯ ВИБРАЦИИ ПРИ ВЫВОДЕ ДВИГАТЕЛЯ НА ВЗЛЕТНЫЙ РЕЖИМ. ДЛЯ СБРОСА ЛЬДА С ЛОПАТОК КНД НА ПРЕДВАРИТЕЛЬНОМ СТАРТЕ ПЕРЕД НАЧАЛОМ ДВИЖЕНИЯ НА ИСПОЛНИТЕЛЬНЫЙ СТАРТ ВЫВЕСТИ ДВИГАТЕЛЬ НА РЕЖИМ РАБОТЫ 0,9 НОМИНАЛЬНОГО НА ВРЕМЯ 3 - 5 с С ПОСЛЕДУЮЩИМ УМЕНЬШЕНИЕМ РЕЖИМА ДО МАЛОГО ГАЗА. ПРИ ЭТОМ ВОЗМОЖЕН КРАТКОВРЕМЕННЫЙ, НА 3 - 5 с РОСТ ВИБРАЦИИ, ПРЕВЫШАЮЩИЙ ДОПУСТИМЫЙ ПО ТУ УРОВЕНЬ, С ЗАГОРАНИЕМ СВЕТОСИГНАЛЬНОГО ТАБЛО ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА. ЕСЛИ ПЕРЕД УБОРКОЙ РУД ВИБРАЦИЯ НЕ СНИЗИЛАСЬ ДО УРОВНЯ НИЖЕ ДОПУСТИМОГО ЗНАЧЕНИЯ, ВЗЛЕТ НЕ ПРОИЗВОДИТЬ. ПОСЛЕ ЗАРУЛИВАНИЯ САМОЛЕТА НА СТОЯНКУ УДАЛИТЬ ЛЕД С ЛОПАТОК КОМПРЕССОРА ПОДОГРЕВОМ ДВИГАТЕЛЯ ОТ НАЗЕМНОГО ИСТОЧНИКА.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Перед взлетом самолета, при работе двигателей на взлетном режиме, убедиться, что частота вращения ротора КВД и температура газов за турбиной соответствуют значениям, определенным по графику, рис. 8.1.2, в зависимости от атмосферных условий. Убедиться, что давление масла на входе в двигатель находится в пределах 3,5 - 4,5 кгс/см² (на малом газе не менее 2,5 кгс/см²). При работе двигателя на взлетном режиме, светосигнальные табло на панели КОНТРОЛЬ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ не горят. ВНИМАНИЕ: 1. ПЕРЕМЕЩЕНИЕ РУД НА ЗЕМЛЕ И В ПОЛЕТЕ ПРОИЗВОДИТЬ ПЛАВНО, БЕЗ РЫВКОВ И БОЛЬШИХ УСИЛИЙ. 2. ДЛЯ ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ САМОПРОИЗВОЛЬНОГО ПЕРЕМЕЩЕНИЯ РУД ПРИ РАБОТЕ НА ЗЕМЛЕ И В ПОЛЕТЕ НЕОБХОДИМО ПРИТОРМОЗИТЬ ИХ С ПОМОЩЬЮ РУЧНОГО ТОРМОЗА.
(16) Взлет и набор высоты	Время непрерывной работы двигателя на взлетном режиме 5 мин - не превышать Примечание. В особых случаях, при необходимости, время непрерывной работы двигателя на взлетном режиме допускается до 15 минут. Взлетный режим - применять до высоты 3 км Выше 3 км взлетный режим применять в особых случаях. Вибрацию двигателей контролировать по светосигнальным табло ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА и ОПАСНАЯ ВИБРАЦИЯ, а также по указателям (указателю по самолет № 85662) ВИБРАЦИЯ.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
	После взлета и набора безопасной высоты	– установить номинальный режим работы двигателей
	При температуре наружного воздуха на земле +15 °С и выше	– установить РУД в положение, обеспечивающее частоту вращения ротора КВД – 93... 95%. С увеличением высоты полета контролировать автоматическое поддержание указанной частоты вращения
	При температуре наружного воздуха на земле ниже +15 °С	– установить частоту вращения ротора КВД на 1,5% ниже фактической частоты вращения на взлетном режиме в момент перевода РУД на номинальный режим. С увеличением высоты полета увеличивайте частоту вращения ротора КВД на 1... 2% на каждые 1000 м до достижения частоты вращения 93... 95%. При дальнейшем увеличении высоты полета контролировать автоматическое поддержание указанной частоты при неизменном положении РУД
	ПРИМЕЧАНИЯ: 1. На высотах выше 8000 м допускается уменьшение частоты вращения ротора КВД (из-за вступления в работу системы ВПРТ-44) не более чем на 2% при неизменном положении РУД. 2. При включении отбора воздуха на ПОС самолета допускается уменьшение частоты вращения ротора КВД (из-за вступления в работу системы ВПРТ-44) не более чем на 3% при неизменном положении РУД. 3. Разрешается поддержание частоты вращения номинального режима переводом РУД, при этом температура газа не должна превышать значений для номинального режима, указанных в таблице 8.1.3.	
	Максимально допустимая температура газа за турбиной на взлетном режиме в зависимости от температуры наружного воздуха не должна превышать значений, указанных в таблице 8.1.3.	
	Максимально допустимая температура газа за турбиной на номинальном режиме в зависимости от температуры наружного воздуха не должна превышать значений, указанных в таблице 8.1.3.	

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	ВНИМАНИЕ. Работа на взлетном режиме с температурой газа за турбиной выше максимально допустимой, определенной по таблице 8.1.3, ЗАПРЕЩАЕТСЯ. При работе двигателя с отборами воздуха на крейсерских режимах разрешается повышать режим работы до достижения температуры газа за турбиной, равной максимальной допустимой температуре для номинального режима, определенного по таблице 8.1.3, при этом частота вращения ротора КВД не должна превышать частоты вращения на номинальном режиме. Работу двигателя в этом случае засчитывайте как работу на номинальном режиме.
(17) Горизонтальный полет	Горизонтальный полет разрешается производить на любом режиме работы двигателя. В полете в условиях возможного обледенения (температура воздуха +5 °С и ниже при наличии облачности, тумана, снегопада, дождя или мороси), а также в случае загорания светосигнализатора ОБЛЕДЕНЕНИЕ (ОБЛЕДЕНЕНИЕ ВНА*) систему противообледенения воздухозаборника входного канала, лопаток ВНА и кока двигателя - включить За показаниями приборов, контролирующих работу двигателя - следить В каждом полете производить измерение текущей величины виброскорости каждого двигателя с точностью 5,0 мм/с на крейсерском режиме горизонтального полета на оборотах КВД 89 %. Запись текущих величин уровней виброскорости двигателей вносить в таблицу бортжурнала.

* Снят серийно с № 85639, на остальных - отключен или снят после выполнения доработки по бюллетеню.

(прод.)

ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ И ОБОРУДОВАНИЯ. – ДВИГАТЕЛЬ И ЕГО СИСТЕМА

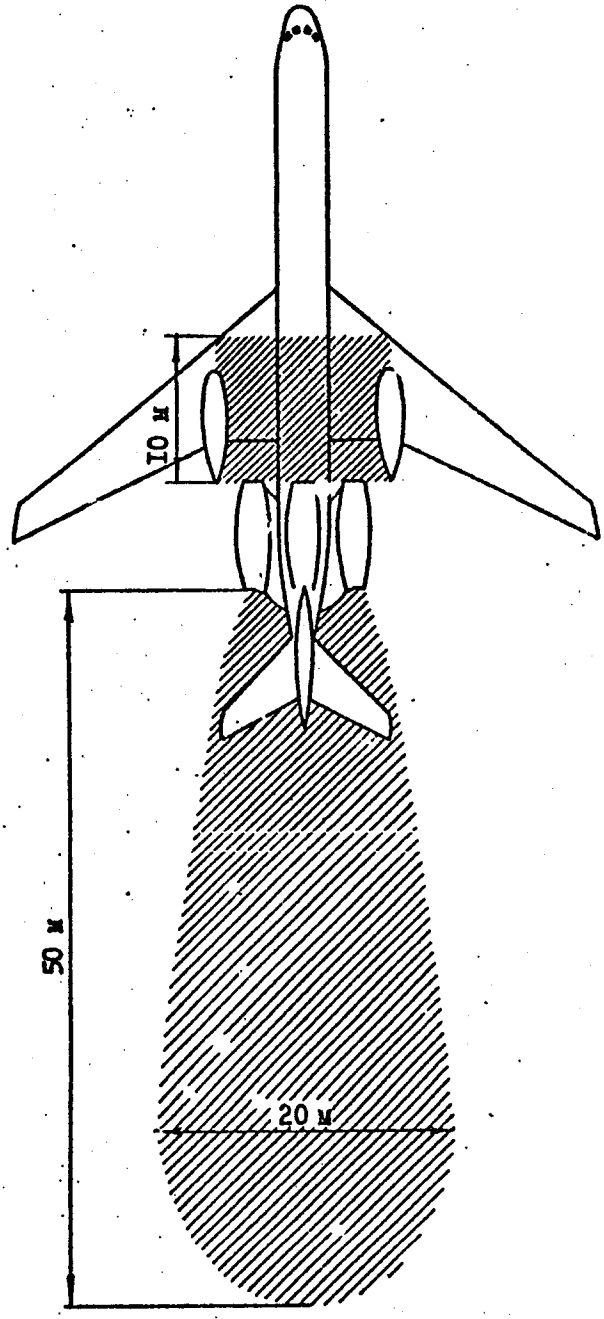
Вложить лицевой стороной к стр. 8.1.20а

На стр. 8.1.20а, п. 8.1.2, подпункт (18) дать в новой редакции:

(18) Снижение, заход на посадку и посадка	РУД на режим МАЛЫЙ ГАЗ – установить
	ВНИМАНИЕ: 1. Установку РУД на малый газ производить плавным перемещением их, контролируя синхронность изменения параметров работы двигателей, не допуская снижения частоты вращения ротора КВД ниже 61% во избежание отключения ППО двигателя.
	2. Если при уменьшении режима работы двигателей в полете до малого газа наблюдается самопроизвольное уменьшение частоты вращения одного из двигателей с его выключением рекомендуется не допускать уменьшение режима работающим двигателям ниже 81% по $\eta_{КВД}$ до высоты круга и не ниже 65% по $\eta_{КВД}$ до высоты выравнивания.
	Выключение двигателя по снижению оборотов ниже 55% по $\eta_{КВД}$ или резкому росту температуры газов за турбиной производить установкой РОД в положение СТОП-КРАН ЗАКРЫТ.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(18) Снижение	РУД на режим МАЛЫЙ ГАЗ - установить ВНИМАНИЕ. При снижении, заходе на посадку и посадке на режиме малого газа не допускать уменьшения частоты вращения ротора КВД ниже 61 % во избежание выключения ППО двигателя. При снижении частоты вращения ниже 61 % восстановите ее перемещением РУД на увеличение режима. При снижении частоты вращения ниже 55% или резком росте температуры газа за турбиной двигатель выключить переводом РОД в положение СТОП-КРАН ЗАКРЫТ.

(прод.)



Опасные зоны при работе двигателей
Рис. 8.I.0

(прод.)

8.I.3. Неисправности

Проявление неисправности	Необходимые действия
(I) Неисправности, при которых необходимо немедленно прекратить запуск:	РОД - в положение СТОП-КРАН ЗАКРЫТ
- при медленном увеличении частоты вращения ротора КВД и резком возрастании температуры газа за турбиной или при достижении температуры газа за турбиной 550°С;	кнопку ПРЕКРАЩЕНИЕ ЗАПУСКА - нажать
- при прекращении увеличения (зависании) частоты вращения ротора КВД;	
- при давлении масла менее 0,5 кгс/см^2 на частоте ротора КВД более 2I%;	
- при загорании светосигнального табло СТРУЖКА В МАСЛЕ;	
- при загорании сигнальной лампы ОПАСНЫЕ ОБОРОТЫ СТАРТЕРА;	
- при самопроизвольной перекладке створок реверсивного устройства в положение обратной тяги и загорании светосигнального табло СТВОРКИ РЕВЕРСА;	
- при самопроизвольном открытии замка створок реверса и загорании светосигнального табло ЗАМОК РЕВЕРСА;	
- при повороте лопаток ВНА из положения -33° и погасании светосигнального табло ВНА-33°;	

(прод)

Проявление неисправности	Необходимые действия
- не восстановилось исходное значение давления воздуха на входе в стартер; - если не открылись клапаны перепуска и не загорелось светосигнальное табло КЛАПАНЫ ПЕРЕПУСК при частоте вращения ротора КВД более 14%; - при загорании светосигнального табло ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА или (и) ОПАСНАЯ ВИБРАЦИЯ; - если время запуска двигателя более 80 с; - при других ненормальных явлениях в работе двигателя и его агрегатов, обнаруженных во время запуска; - при самопроизвольном движении самолета; - при отказе приборов контроля работы двигателя; - при возникновении пожара в мотогондоле запускаемого двигателя.	
(2) Неисправности, требующие выключения двигателя после запуска: - резкое падение давления масла на входе в двигатель ниже допустимого; - появление факела или сильного искрения на выходе из сопла; - обледенение входного канала; - возникновение пожара; - появление посторонних шумов в двигателе;	РУД - в положение МАЛЫЙ ГАЗ РОД - в положение СТОП-КРАН ЗАКРЫТ

(прод.)

Проявление неисправности	Необходимые действия
– невыпуск клапанов перепуска воздуха из-за У и УТ ступеней КВД ниже нижнего предела оборотов для данной температуры наружного воздуха; – при повышении вибрации; – загорание красного светосигнализатора СЗТ* в режиме непрерывного горения – загорание сигнальной лампы ОПАСНЫЕ ОБОРОТЫ СТАРТЕРА	Двигатель – экстренно выключить Повторных попыток запуска не производить.
(3) Неисправности, требующие выключения или уменьшения режима работы двигателя: – загорание красного светосигнализатора СЗТ* в режиме непрерывного горения	На всех этапах полета, включая взлет, двигатель – экстренно выключить
– загорание желтого светосигнального табло ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА (55%) и красного светосигнального табло ОПАСНАЯ ВИБРАЦИЯ (65%) или только одного табло ОПАСНАЯ ВИБРАЦИЯ	На всех этапах полета, включая взлет, двигатель – экстренно выключить
– загорание желтого табло ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА и табло СТРУЙКА В МАСЛЕ	На всех этапах полета, включая взлет, двигатель – экстренно выключить
– загорание только желтого светосигнального табло ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА	На взлете до достижения скорости V_1 – взлет прекратить Использовать реверс (максимальный реверс)** исправных двигателей (двигателя). Двигатель, на котором сработала сигнализация ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА в конце пробега – экстренно выключить На взлете после достижения скорости V_1 и на остальных этапах полета – взлет и полет продолжить. После набора безопасной высоты на скорости не менее безопасной с убранными закрылками и на всех остальных этапах полета проверить параметры работы двигателя по индикаторам и сигнализаторам:

*) На самолетах, оборудованных электронной СЗТ.
**) На самолетах, оборудованных ступенчатым управлением реверсом тяги.

(прод.)

Проявление неисправности	Необходимые действия
	- при отклонении любого из параметров работы двигателя от установленных норм двигатель – экстренно выключить
	- при соответствии параметров работы двигателя установленным нормам режим работы двигателя до погасания светосигнального табло ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА – установить - работу двигателя на вновь установленном режиме, усилив контроль его параметров, – продолжить
	Если уменьшение режима работы двигателя не привело к погасанию светосигнального табло ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА : - исправность аппаратуры контроля вибрации двигателя нажатием кнопки проверки аппаратуры вибрации КОНТРОЛЬ – проверить
	а) стрелка указателя вибрации показывает 55% и более: - если при проверке виброаппаратуры стрелка указателя вибрации отклоняется до значения 90 - 100% и после проверки возвращается в первоначальное положение, двигатель – экстренно выключить
	б) стрелка указателя вибрации показывает менее 55% : - если при проверке виброаппаратуры стрелка указателя вибрации не изменила положения, двигатель – акстренно выключить - если при проверке виброаппаратуры стрелка указателя вибрации отклоняется до значения 90 - 100% и после проверки возвращается в первоначальное положение, двигатель – не выключать. Разрешается устанавливать любой режим работы двигателя, не допуская превышения виброскорости более 55%. Усилить контроль параметров двигателя
- загорание сигнальной лампы ОПАСНЫЕ ОБОРОТЫ СТАРТЕРА	На рулении и всех этапах полета, включая взлет, двигатель – экстренно выключить
- частота вращения $n_{вд}$ на взлетном режиме выше допустимой по графику 8.I.2	Частоту вращения $n_{вд}$ на взлетном режиме перемещением РУД до значения по графику 8.I.2 – уменьшить
- температура газа за турбиной выше допустимой по таблице 8.I.3.	На взлете до достижения скорости V_1: - взлет – прекратить - двигатель – выключить На взлете после достижения скорости V_1: - режим работы двигателя до малого газа – уменьшить - взлет – продолжить

(прод.)

Проявление неисправности	Необходимые действия
	Если температура газа за турбиной не уменьшилась, двигатель – выключить
	Если после уменьшения режима работы двигателя температура газа за турбиной снизилась до максимально допустимой для номинального режима, разрешается работу двигателя на режиме малого газа – продолжить
	Если т-ра газа за турбиной ниже максимально допустимой для номинального режима, при необходимости разрешается увеличивать режим работы двигателя
– загорание светосигнального табло СТРУЖКА В МАСЛЕ	При загорании табло на взлете двигатель после набора безопасной высоты – выключить
	При загорании табло в полете при всех работающих двигателях двигатель, от которого поступил сигнал, – выключить
	При загорании табло во время полета на двух двигателях режим работы двигателя, от которого поступил сигнал, – уменьшить до 0,7 номинального
	Полет до ближайшего аэродрома – продолжать
	Уровень вибрации, давление и температуру масла этого двигателя – контролировать
– увеличение расхода масла более 0,9 кг/ч	Полет – продолжать
	Давление, температуру и уровень масла – контролировать
– загорание светосигнального табло УРОВЕНЬ МАСЛА	Уровень масла в баке по указателю масломера – проверить
	На взлете после набора безопасной высоты режим работы двигателя – уменьшить до 0,7 номинального
	Если уровень масла упал до нуля или превысил 34 л, а давление и температура масла вышли из норм ТУ, двигатель – выключить
– загорание светосигнального табло Р ТОПЛИВА	При загорании в полете табло минимального давления топлива Р ТОПЛИВА на одном двигателе:
	Величину давления топлива в первом контуре форсунок и частоту вращения роторов КВД визуально по указателям – проверить

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Если давление топлива и частота вращения ротора не изменяются, режим работы двигателя - не изменять Полет - продолжать В случае уменьшения частоты вращения ротора КВД разрешается снизить режим работы двигателя вплоть до малого газа, высоту полета - до 5000 м. Если после принятых мер табло погасло, то полет - продолжать Если табло не погасло, двигатель - выключить На взлете после набора безопасной высоты двигатель - выключить При загорании в полете табло Р ТОПЛИВА на двух или трех двигателях: Величину давления топлива в первом контуре форсунок, частоту вращения ротора КВД, температуру газа за турбиной, уровень вибрации визуально по указателям - проверить Если загорание табло не сопровождается изменением ни одного из указанных параметров работы двигателя, то режим работы двигателей - не изменять полет до ближайшего аэродрома по расписанию - продолжить Если загорание табло сопровождается изменением (уменьшением) режима работы двигателей, то необходимо режим работы двигателей - снизить или высоту полета - снизить до 5000 м полет до ближайшего аэродрома - продолжить
- загорание светосигнального табло Р МАСЛА	При загорании табло и падении давления масла на входе в двигатель ниже 2,5 кгс/см² двигатель - выключить На взлете после набора безопасной высоты двигатель - выключить
- температура масла на входе в двигатель +90 °С	При повышении температуры масла на входе в двигатель до +90 °С в течение более 10 минут режим работы двигателя - уменьшить

(прод.)

Проявление неисправности	Необходимые действия
	Если при этом температура масла снизилась, полет - продолжить Если температура масла не снизилась, двигатель - выключить Примечание. При падении давления масла на входе в двигатель ниже 3,5 кгс/см^2, но табло Р МАСЛА не горит, продолжить полет, не снижая режима работы двигателя и усилив контроль за давлением и температурой масла.
- загорание светосигнального табло ФИЛЬТР ЗАСОРЕН на одном, двух или трех двигателях	Полет до ближайшего аэродрома - продолжить При снижении, заходе на посадку и посадке строго руководствоваться рекомендациями, см. пункт 8.1.2, подпункт (18).
- одновременное загорание светосигнальных табло ВНА 0°, ВНА 33°, КЛАПАНЫ ПЕРЕПУСКА на режимах с частотой вращения ротора КВД, превышающей ту, при которой должно происходить страгивание лопаток ВНА с угла 0°	Режим работы двигателя до оборотов КВД ($n_{ВД}$) ≤ 80 % - уменьшить Уровень вибрации двигателя, температуру газов за турбиной и отсутствие стружки в масле - контролировать Двигатель - экстренно выключить
- загорание светосигнальных табло ЗАМОК РЕВЕРСА и СТВОРКИ РЕВЕРСА или одного из них (самопроизвольное включение реверса) При работающем автомате тяги	Действовать в соответствии с 8.8.3 (6), (г)
- загорание красного светосигнализатора СЗТ* в режиме прерывистого горения	Систему защиты турбин (СЗТ) от раскрутки - отключить Работу двигателя - продолжить Контроль параметров двигателя - усилить
- загорание красного светосигнального табло НЕИСПР ДВИГ 1, 2, 3	На взлете операции, предусмотренные в подпункте 4.2.5 (3) - выполнить На всех остальных этапах полета, если параметры двигателя в норме и не высвечиваются светосигнальные табло на панели КОНТРОЛЬ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ, эксплуатацию двигателя с усиленным контролем его работы - продолжить

* На самолетах, оборудованных электронной СЗТ.

8.1.4. Краткое описание

8.1.4.1. Общие сведения

На самолете Ту-154М установлен двигатель Д30-КУ-154, который представляет собой турбореактивный двухконтурный двухроторный двигатель с двухкаскадным компрессором и со смешением потоков воздуха наружного и внутреннего контуров.

Тяга двигателя в статических условиях при СА на взлетном режиме 10500 ± 1 % кгс, на номинальном режиме 9500 - 2 % кгс, удельные расходы топлива - 0,498 и 0,492 $\frac{кг\ топл.}{кгс\ т.ч}$ соответственно.

Компрессор двигателя двухкаскадный осевого типа с первой сверхзвуковой ступенью компрессора низкого давления. Первый каскад низкого давления компрессора - трехступенчатый, второй каскад высокого давления - одиннадцатиступенчатый.

Для обеспечения устойчивой работы на малых частотах вращения компрессора высокого давления за V и VI ступенями предусмотрен перепуск воздуха в наружный контур двигателя и поворот лопаток входного направляющего аппарата.

Камера сгорания - трубчатокольцевого типа, шаровых труб - 12.

Турбина двигателя - осевого типа, реактивная, количество ступеней:
- первой турбины (для второго каскада компрессора) - 2;
- второй турбины (для первого каскада компрессора) - 4.

Двигатель оборудован электронной системой защиты турбины (СЗТ) от раскрутки*.
Система автоматически выключает неисправный двигатель при превышении им максимально допустимой частоты вращения ротора турбины НД.**
Включение СЗТ, сигнализация срабатывания - три красных светосигнализатора СЗТ (по одному на каждый двигатель) и контроль исправности (только на земле) осуществляются со специального щитка, расположенного под рычагами останова двигателей на пульте бортинженера, рис. 9.2.2.10.1.
При срабатывании СЗТ неисправного двигателя системы защиты исправных двигателей автоматически отключаются. В полете работа тумблером КОНТРОЛЬ (закрытого колпачком) ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

Двигатель оборудован системой отбора воздуха для наддува гермокабины, противообледенительных систем самолета и двигателя.

Два крайних двигателя (первый и третий) оборудованы системой реверса тяги.

Для обеспечения ступенчатого реверсирования тяги на режимах обратной тяги эти двигатели укомплектованы новыми насосами-регуляторами НР-30КУ-4 с измененной характеристикой $C_т = f(\alpha_{руд})$ на участке реверсирования тяги.
Внешней отличительной особенностью новых насосов-регуляторов НР-30КУ-4 является то, что после номера агрегата ставится буква "П".

8.1.4.2. Система управления двигателями

Управление режимами работы двигателей осуществляется рычагами РУД как со среднего пульта пилотов, так и с пульта Б/И.
Для исключения возможности самопроизвольного перемещения РУД на пульте Б/И имеется тормозное устройство.
При перемещении рычага тормоза вперед РУД заторможены, назад - растормошены.
При включенном автомате тяги с заторможенным РУД на 2 - 3 щелчка на пульте Б/И загораются желтые светосигнальные табло РАССТОП СЕКТОРА, при этом автомат тяги выключается. Для повторного включения АТ необходимо РУД снять с тормоза.
На рычагах РУД установлены ломающиеся рукоятки с вмонтированными в них концевыми выключателями, предназначенными для отключения автомата тяги при приложении к рукояткам усилия 2 - 3 кгс.
Всякое перемещение РУД на земле и в полете производить плавно, без рывков и больших усилий.
При установлении трем двигателям единого необходимого режима работы на земле и в полете несинхронность ("развилка") в положении рычагов управления двигателями на пульте Б/И допускается не более одного диаметра головки рычага.

* На самолетах, оборудованных электронной СЗТ.
** На самолетах с подключенным электромагнитным клапаном останова двигателя.

(прод.)

Останов двигателей осуществляется рычагами останова двигателей (РОД), установленными на пульте Б/И. Рычаги имеют два положения: от себя СТОП-КРАН ОТКРЫТ, на себя СТОП-КРАН ЗАКРЫТ. В положении СТОП-КРАН ОТКРЫТ рычаги фиксируются защелками.

В головках РОД установлены красные светосигнализаторы, которые загораются при срабатывании системы тушения пожара в мотогондоле двигателей и при загорании светосигнального табло ОПАСНАЯ ВИБРАЦИЯ.

Горение светосигнализатора уменьшает вероятность останова исправного двигателя.

Реверсивное устройство и его агрегаты управления установлены на двигателе и предназначены для получения обратной тяги.

Реверсивное устройство служит для торможения самолета выхлопной струей газа с целью сокращения длины пробега на посадке и для экстренного торможения самолета при прерванном взлете.

Обратная (отрицательная) тяга создается путем направления потока выхлопных газов вперед, в направлении движения самолета.

Отклонение потока выхлопных газов производится открытием створок реверсивного устройства. Створки устанавливаются в двух положениях: ПРЯМАЯ ТЯГА или ОБРАТНАЯ ТЯГА.

Перекладка створок реверса в положение ПРЯМАЯ ТЯГА или ОБРАТНАЯ ТЯГА осуществляется с помощью двух силовых гидроцилиндров, поршни которых соединены с рычажным механизмом гидросистемы управления реверсивным устройством.

Управление реверсом тяги осуществляется только пилотами со среднего пульта рычагами РУР, установленными на РУД 1ДВ и 3ДВ.

РУР в нижнем выключенном положении стопорятся фиксаторами. Для снятия РУР с фиксатора необходимо нажать на головку РУР.

Для включения реверса тяги снять РУР с фиксатора и перевести вверх до упора.

Значение обратной тяги определяется величиной отклонения РУР вверх аналогично отклонению РУД при управлении прямой тягой.

Перед включением реверса тяги РУД переводится в положение МАЛЫЙ ГАЗ.

Самолеты, оборудованные ступенчатым реверсом тяги двигателей, имеют трафарет с надписью РЕВЕРС СТУПЕНЧАТЫЙ, установленный на среднем пульте пилотов под рычагами управления двигателями. Рычаги управления ступенчатым реверсом тяги имеют проходные фиксаторы, которые обеспечивают установку рычагов управления реверсом в положение МАЛЫЙ РЕВЕРС как на прямом, так и на обратном ходе рычага.

Дополнительное усилие на РУР при прохождении фиксатора МАЛЫЙ РЕВЕРС 3 - 5 КГс.

Для включения режима МАКСИМАЛЬНЫЙ РЕВЕРС тяги необходимо снять РУР с проходного фиксатора и перевести вверх до упора.

Для выключения реверса тяги РУР перевести вниз до установки на фиксатор, при этом табло СТВОРКИ РЕВЕРСА должны погаснуть.

Если при выключении реверса створки реверса не перекладываются в положение прямой тяги, то необходимо кратковременно перевести РУД соответствующего двигателя вперед на величину I ... I,5 диаметра головки рычага до погасания табло СТВОРКИ РЕВЕРСА, затем перевести РУД в положение МАЛЫЙ ГАЗ.

Если при перемещении РУД вперед створки реверса не переложились на прямую тягу, то остановить двигатель.

(прод.)

Контроль за работой реверсивного устройства осуществляется по светосигнальным табло:
- красного цвета ЗАМОК РЕВЕРСА;
- зеленого цвета СТВОРКИ РЕВЕРСА, размещенным на пульте Б/И, и зеленым светосигнальным табло СТВОРКИ РЕВЕРСА 1, 3 на средней приборной доске пилотов.

Светосигнальные табло СТВОРКИ РЕВЕРСА загораются при установке створок в открытое положение (обратная тяга). При перекладке створок реверса в положение прямой тяги кратковременно загорается светосигнальное табло ЗАМОК РЕВЕРСА.

При самопроизвольном открытии замка реверса светосигнальное табло ЗАМОК РЕВЕРСА горит постоянно.

8.1.4.3. Система запуска

Система запуска обеспечивает:
- запуск двигателя на земле;
- холодную прокрутку двигателей;
- ложный запуск двигателей;
- автоматический запуск двигателя в полете;
- прекращение запуска.

Запуск двигателя - автоматический от стартера, приводимого в действие сжатым воздухом, давление которого контролируется по манометру.

Запуск двигателя осуществляется поочередно в любой последовательности.

Выбор номера запускаемого двигателя производится переключателем ВЫБОР ДВИГ 1, 2, 3.

Управление системой запуска осуществляется с панели запуска, на которой размещены:
- выключатель ГЛАВНЫЙ ВЫКЛ;
- переключатель выбора ВЫБОР ДВИГ 1, 2, 3 запускаемого двигателя;
- переключатель ЗАПУСК - ХОЛОДН ПРОКРУТ;
- кнопка ЗАПУСК;
- кнопка ПРЕКРАЩЕНИЕ ЗАПУСКА;
- три зеленых светосигнализатора АЗС ВКЛ РАБОТАЕТ 1, 2, 3;
- три кнопки 1 ДВИГ, 2 ДВИГ, 3 ДВИГ ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ;
- манометр, измеряющий давление воздуха.

8.1.4.4. Топливная система двигателя

Топливная система обеспечивает питание двигателей топливом, регулирование количества подаваемого топлива в зависимости от режима работы двигателей, а также обеспечивает работу агрегатов управления двигателями.

Топливная система состоит из системы низкого давления, системы высокого давления и дренажной системы.

В дренажную систему входят передний дренажный бак и трубопроводы, соединяющие полости агрегатов с баком.

Топливо из расходного бака самолетным подкачивающими насосами через пожарный кран и датчик расходомера по трубопроводам подается к подкачивающему насосу двигателя. От насоса по трубопроводам через топливно-масляный радиатор (служащий для охлаждения масла) и сетчатый фильтр тонкой очистки (находящийся в топливно-масляном радиаторе) поступает в насос-регулятор.
От насоса-регулятора по трубопроводам топливо под высоким давлением поступает в кольцевые топливные коллекторы первого и второго контуров, оттуда по двадцати четырем трубопроводам к двенадцати форсункам.

Контроль за работой топливной системы осуществляется по:
- манометру высокого давления топлива перед форсунками (трехстрелочный индикатор);
- манометру давления топлива перед насосом-регулятором*;
- светосигнальным табло желтого цвета, из которых:
  Р ТОПЛИВА загорается при падении давления топлива перед насосом-регулятором до $1,6 \pm 0,3$ кгс/см^2;
  ФИЛЬТР ЗАСОРЕН загорается при засорении топливного фильтра низкого давления.

Допустимые значения давления топлива – см. пункт 8.1.1.

8.1.4.5. Система смазки

Система смазки каждого двигателя автономная, с циркуляцией масла через маслобак и топливно-масляный радиатор. Суфлирование системы с атмосферой производится через центробежный суфлер, установленный на корпусе двигателя.

Топливно-масляный радиатор включен в линии низкого давления масла и топлива.

В качестве рабочей жидкости масляной системы двигателя применяются минеральные масла МК-8П ГОСТ 6457-66, МС-8П ОСТ 38.01163-78, МС-8РК ТУ 38.1011181-88 и их смеси в любой пропорции. Разрешается эксплуатация двигателя на маслах, приведенных в таблице:

Масла России (СССР) ГОСТ, ОСТ, ТУ	Иностранные масла		
	Марка	Спецификация	Фирма, страна
МК-8П ГОСТ 6457-66	AVI-8A	CS 132/83	РУМЫНИЯ
МС-8П ОСТ 38.01163-78	HP-8	-	КИТАЙ
МС-8РК ТУ 38.1011181-88	Turbonycoil 321	-	Nyco, ФРАНЦИЯ

Смешение масел МК-8П, МС-8П, МС-8РК, AVI-8A, HP-8, Turbonycoil 321 разрешается в любых пропорциях.

* С самолета № 85663 (на предыдущих – после выполнения доработки по бюллетеню) манометр давления топлива снят.

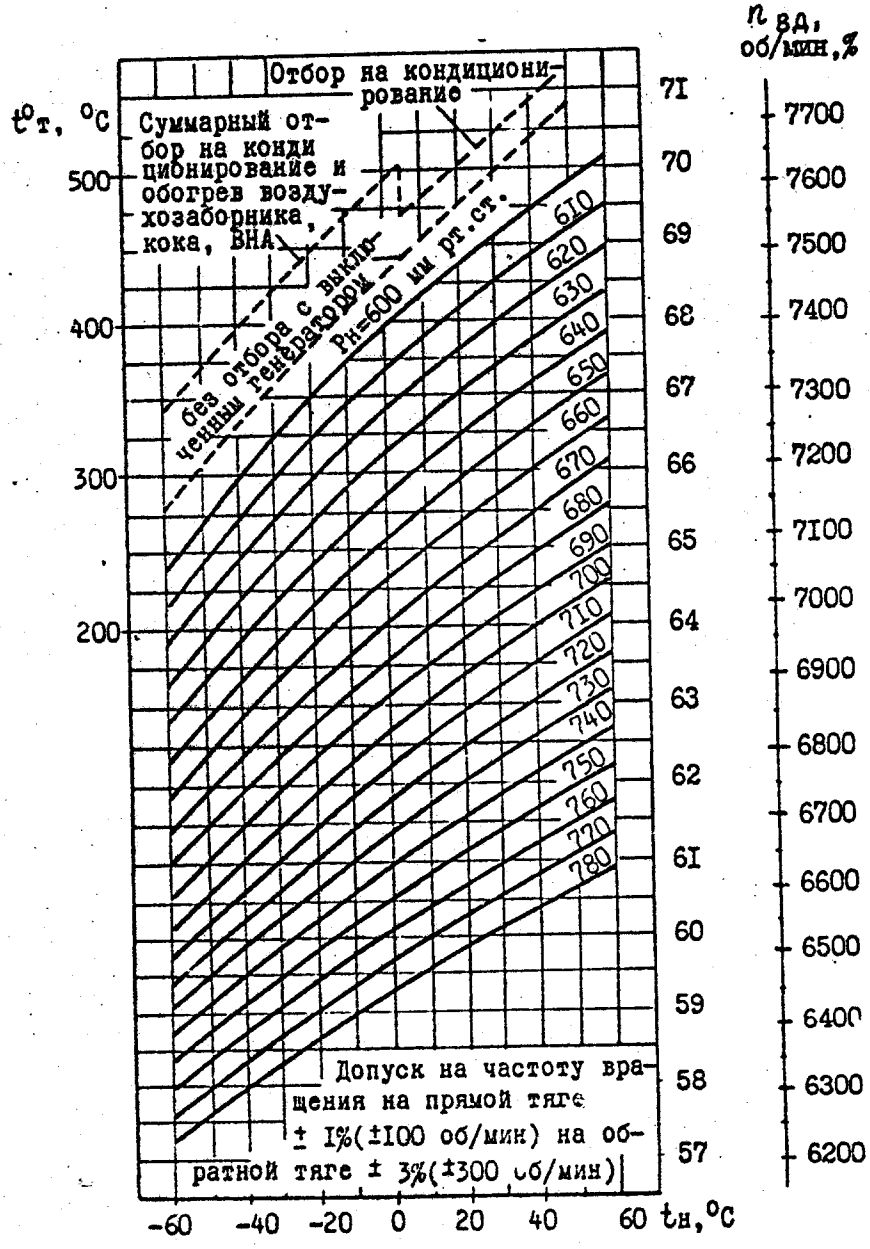
Все агрегаты маслосистемы смонтированы на двигателе.

Все три маслобака объединены одной общей системой централизованной заправки маслом, управление которой осуществляется со щитка заправки.

Контроль за работой масляной системы осуществляется бортинженером:

- по желтому светосигнальному табло Р МАСЛА, которое срабатывает (загорается) при падении давления до 2,2 ±0,45 кгс/см^2;
- по желтому светосигнальному табло СТРУЖКА В МАСЛЕ, которое загорается при появлении стружки в масле;
- по желтому светосигнальному табло УРОВЕНЬ МАСЛА, которое загорается при понижении уровня масла в баке до 8 ±2 л и при повышении уровня масла до 34 ±2 л;
- по масломерам I ДВ, 2 ДВ и 3 ДВ, измеряющим количество масла в маслобаках;
- по трехстрелочным индикаторам, измеряющим давление и температуру масла, см. рис. 9.2.2.10 .

(прод)

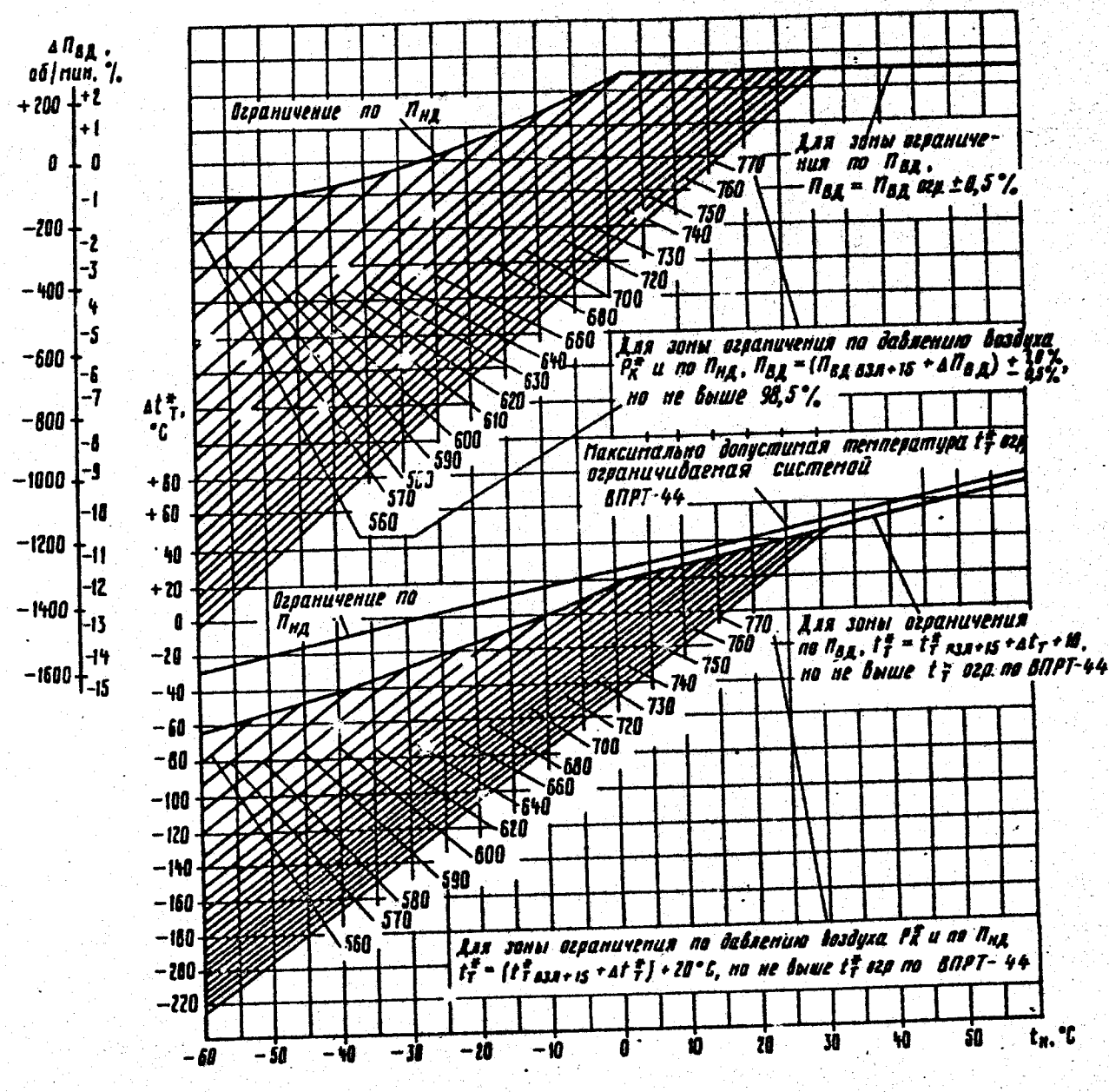


--- изменение температуры газа за турбиной
—— изменение частоты вращения ротора КВД (без отбора воздуха)

Изменение температуры газа за турбиной и частоты вращения ротора КВД на режиме малого газа в зависимости от атмосферных условий при работе двигателя на земле

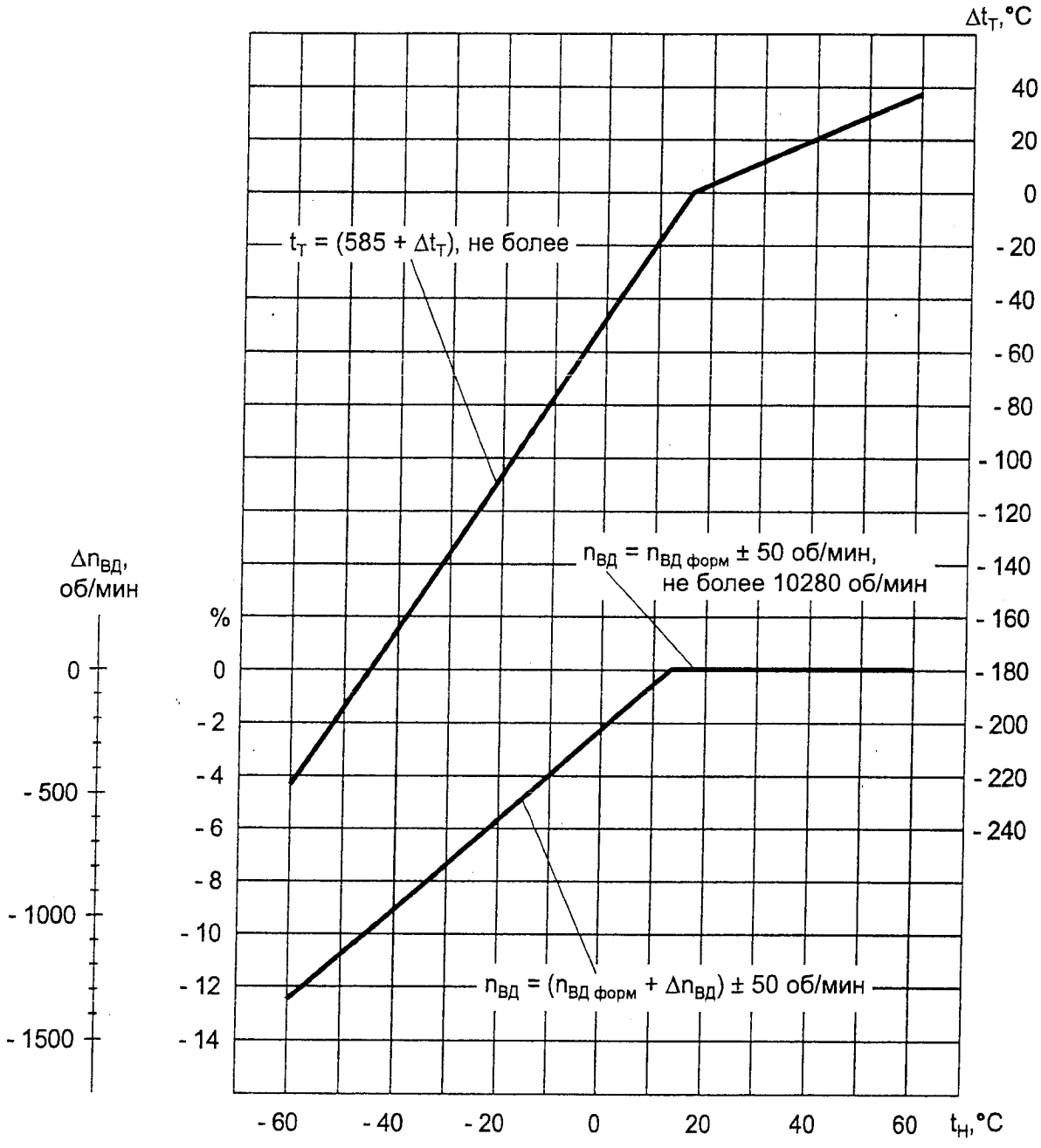
Рис. 8.I.I

(прод.)



Изменение частоты вращения ротора КВД и температуры газа за турбиной в зависимости от атмосферных условий при работе двигателя на взлетном режиме на земле
Рис. 8.1.2

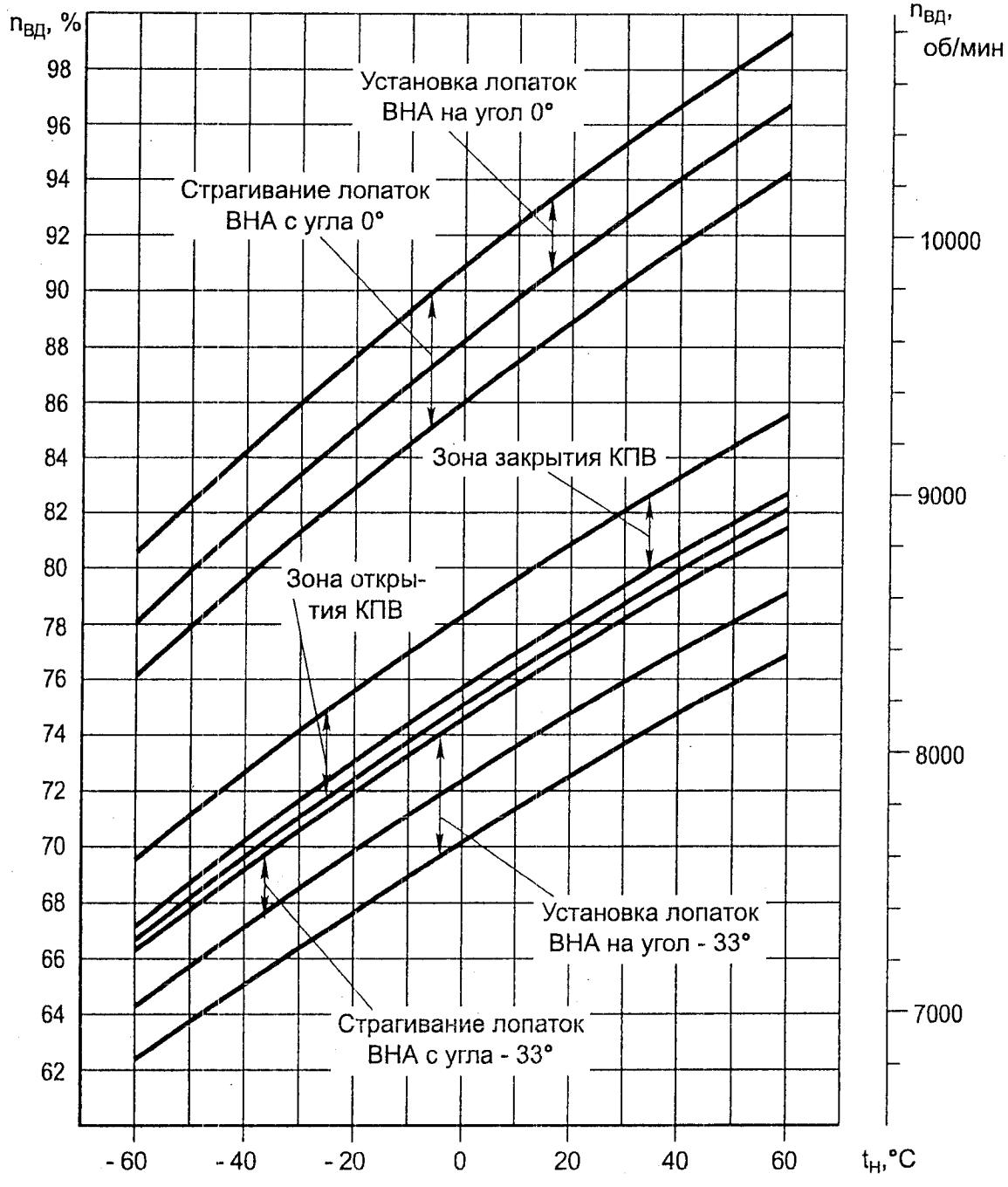
(прод.)



Изменение частоты вращения ротора КВД и температуры газа за турбиной на номинальном и крейсерских режимах в зависимости от температуры атмосферного воздуха при работе двигателя на земле

Рис. 8.1.3

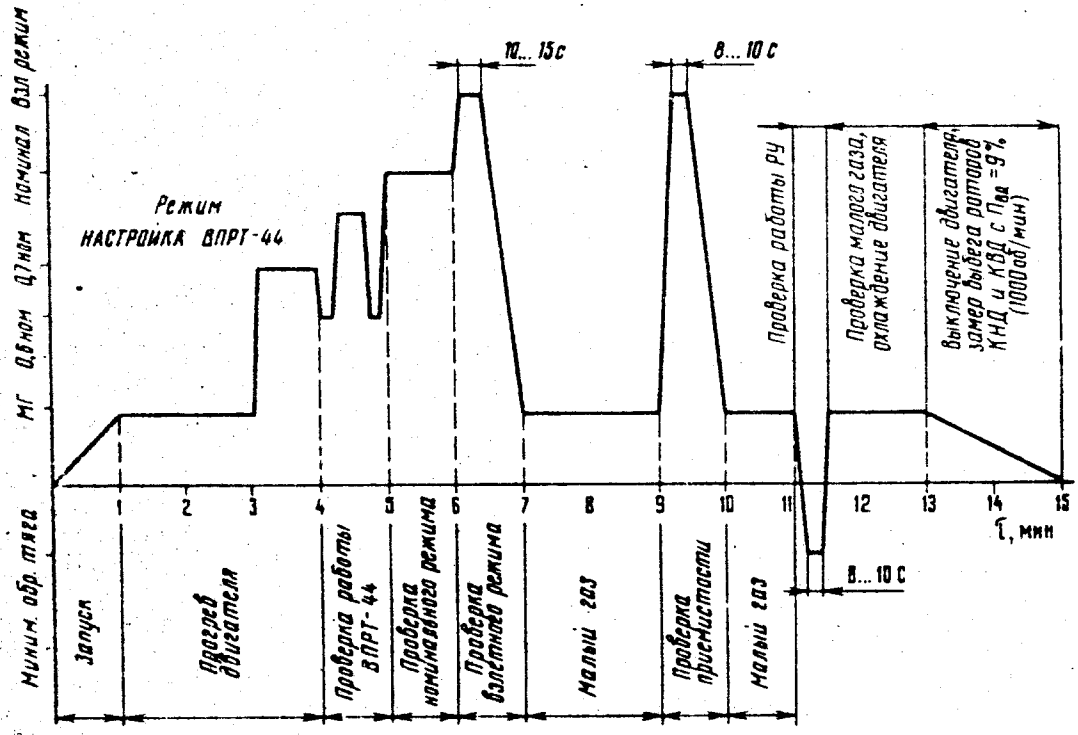
(прод.)



Изменение замеренной частоты вращения ротора КВД в моменты закрытия и открытия КПВ, страгивания и установки лопаток ВНА в положения - 33° и 0° в зависимости от температуры атмосферного воздуха при плавном увеличении и уменьшении режима работы двигателя

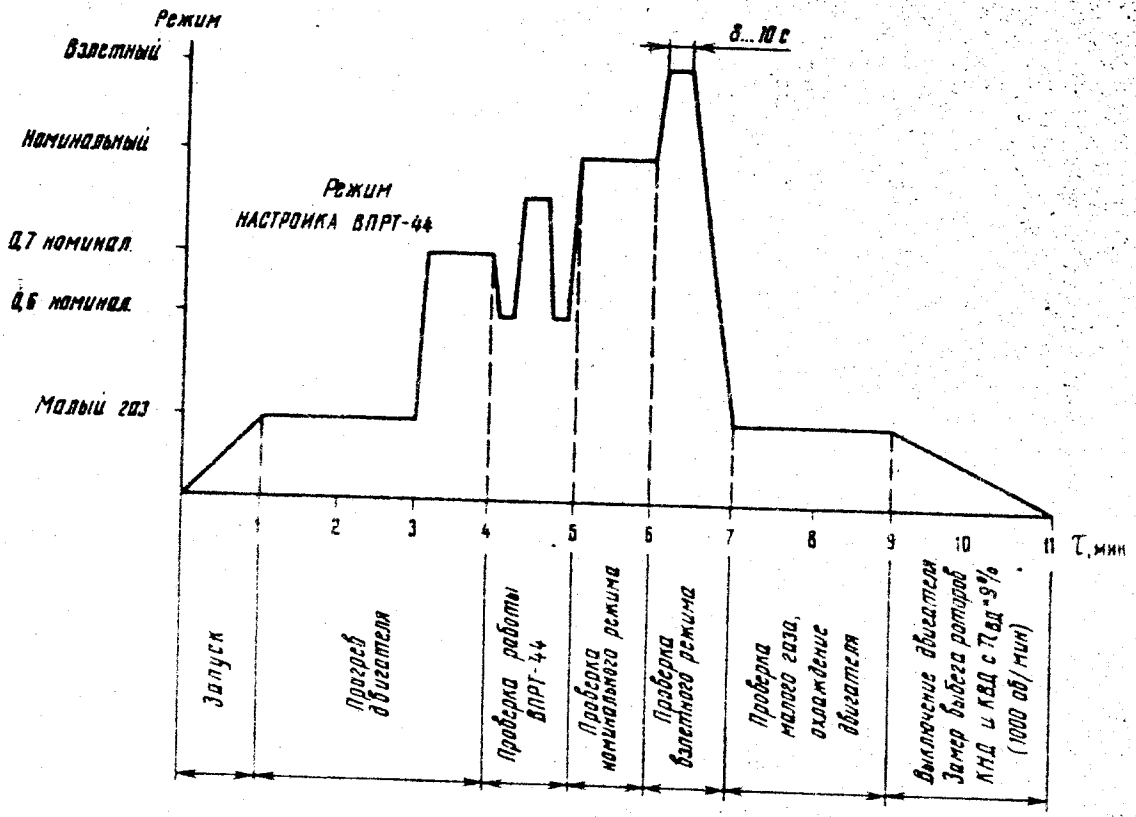
Рис. 8.1.4

(прод.)



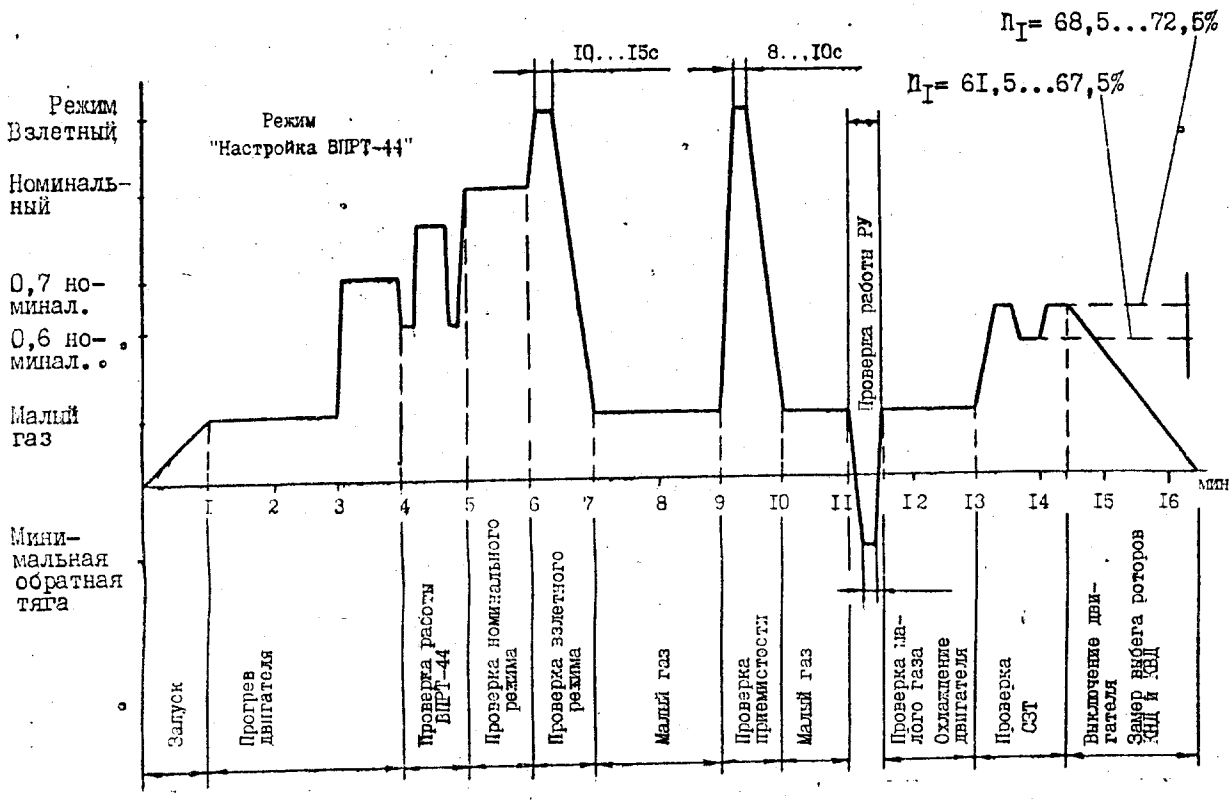
Полный график опробования двигателя
Рис. 8.I.5

(прод)



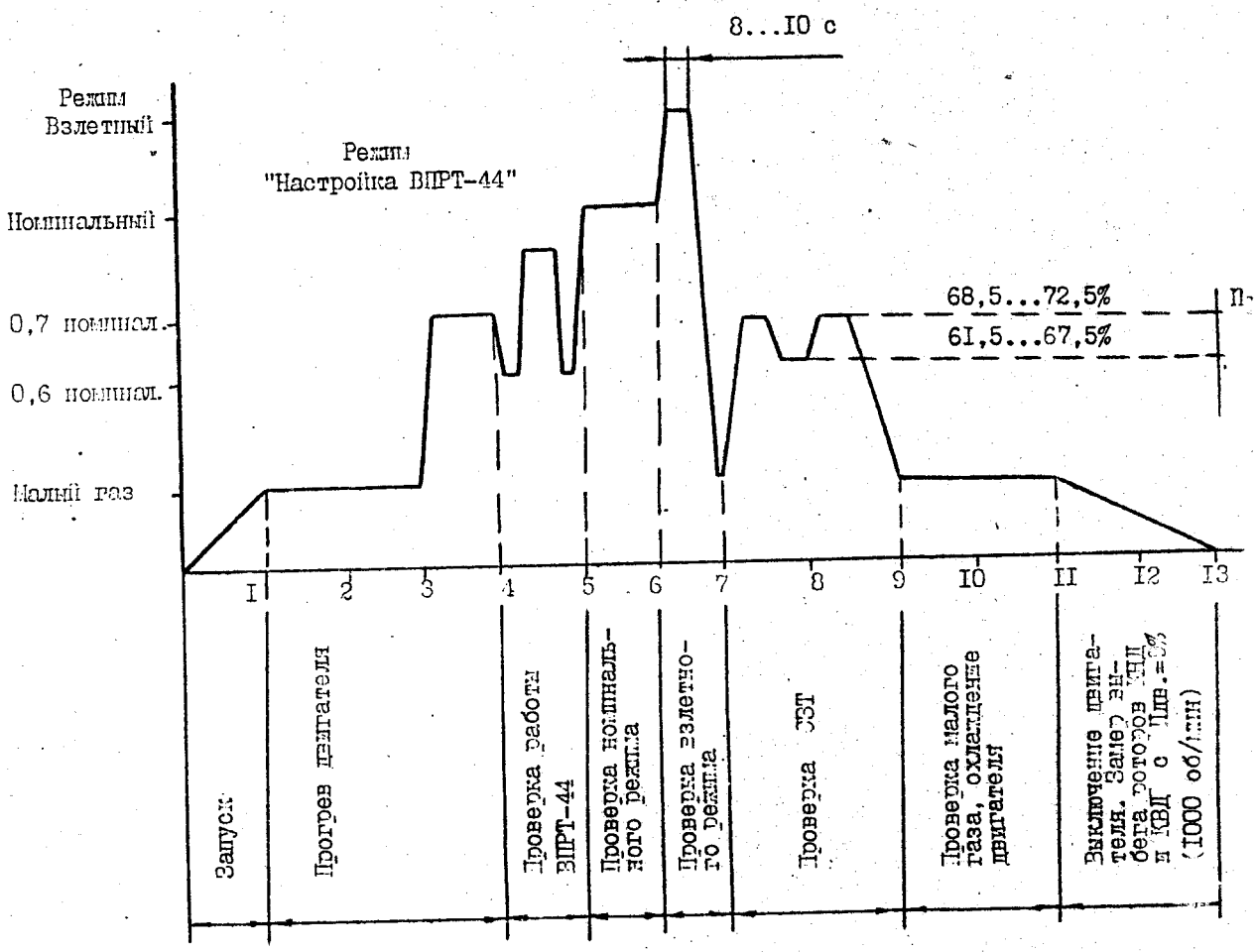
Сокращенный график опробования двигателя
Рис. 8.I.6

(прод)



Полный график опробования двигателя
Рис, 8.I.6а

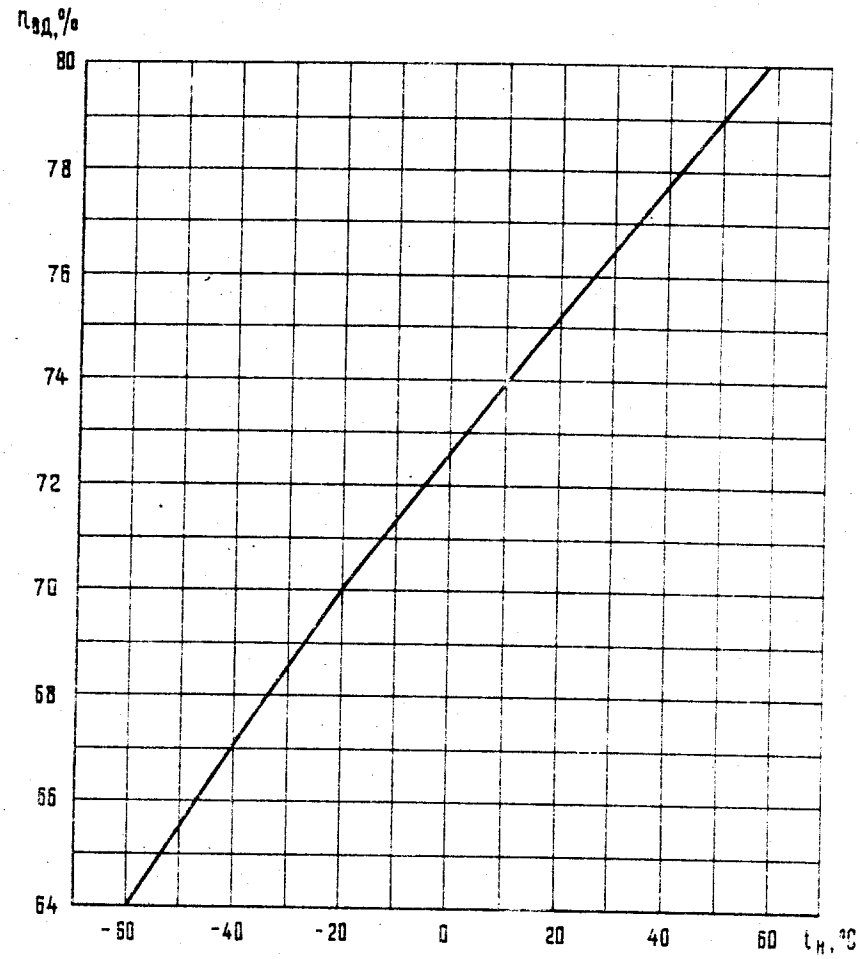
(прод)



Сокращенный график опробования двигателя

Рис. 8.I.66

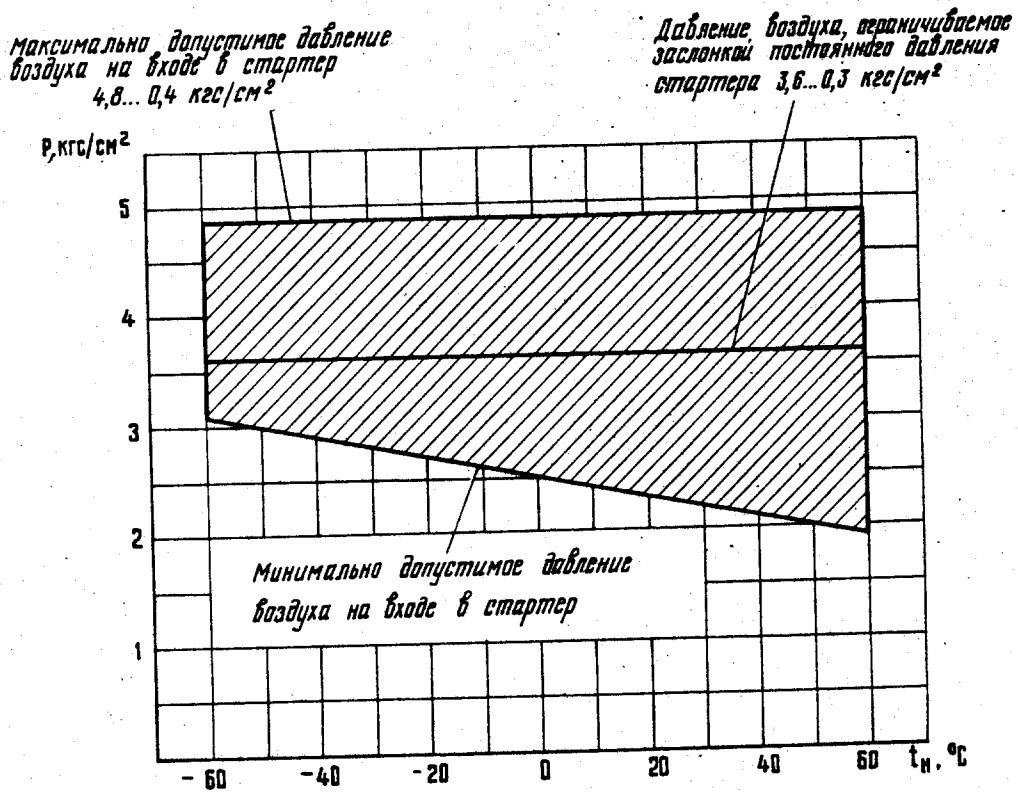
(прод)



Рекомендуемая частота вращения ротора КВД двигателя при отборе от него воздуха для запуска другого двигателя в зависимости от температуры атмосферного воздуха

Рис. 8.I.7

(прод)



Давление воздуха на входе в воздушный стартер во время запуска

Рис. 8.I.8

(прод)

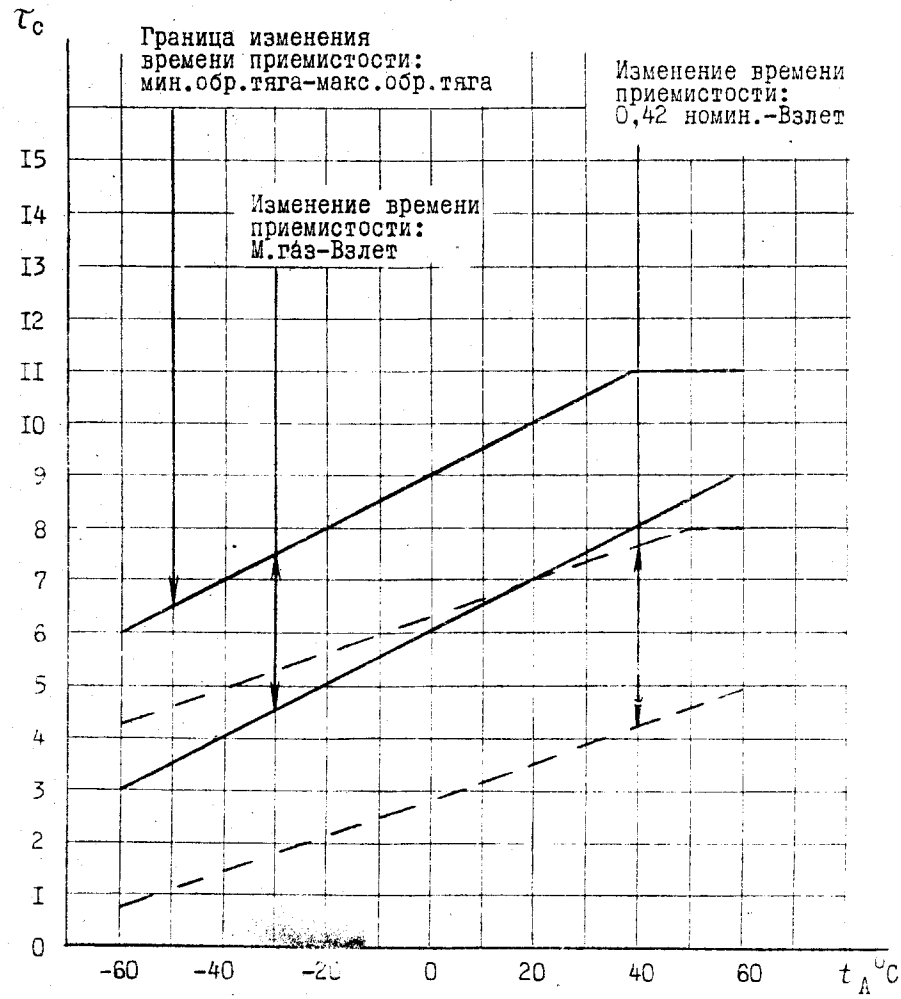


График изменения времени приемистости: малый газ - взлет, 0,42 номин - взлет, минимальная обратная тяга - максимальная обратная тяга, в зависимости от температуры на входе в двигатель

Рис. 8.I.9

-oOo-

Ту-154М

Подраздел 8.2

ВСПОМОГАТЕЛЬНАЯ СИЛОВАЯ УСТАНОВКА (ВСУ)

8.2. ВСПОМОГАТЕЛЬНАЯ СИЛОВАЯ УСТАНОВКА (ВСУ)

8.2.I. Эксплуатационные ограничения

Наименование параметра	Единица измерен.	Миним.	Норм.	Макс.
(I) Подготовка к запуску на земле и в полете:				
Напряжение бортовой сети постоянного тока перед запуском	В	В соответствии с 8.6.I		
Температура масла в маслобаке на земле	°С	-25	-	-
ВНИМАНИЕ. Запуск при температуре масла ниже минус 25°С ЗАПРЕЩАЕТСЯ.				
Время подогрева двигателя от наземного источника горячего воздуха	мин	I5	-	-
Количество масла в маслобаке	л	Светосигнальное табло МАСЛА МАЛО не должно гореть	-	8
ВНИМАНИЕ. Взлет с горящим светосигнальным табло МАСЛА МАЛО ЗАПРЕЩАЕТСЯ.				
Время снижения до высоты запуска ВСУ с момента перехода бортсети на питание от аккумуляторов	мин	-	-	8
(2) Запуск на земле и в полете:				
Температура газов за турбиной:	°С			
- на земле		-	-	680
- в полете		-	-	до автоматического останова, но не более 700

(прод)

Наименование параметра	Единицы измерен.	Миним.	Норм.	Макс.
Заброс частоты вращения ротора	%			
- на земле		-	-	103 с последующим снижением до 99±1 за время не более 3 с
- в полете		-	-	до автоматического останова, но не более 108
Время выхода на режим холостого хода (до достижения частоты вращения холостого хода)	с			
- на земле		28	32...37	40
- в полете		-	-	60
Высота запуска	м	-	-	3000
Скорость самолета при запуске	км/ч	400	-	525
Количество последовательных запусков на земле от наземного источника		-	-	7
Перерыв между первыми пятью запусками	мин	I	-	-
Перерыв после 5-го запуска	мин	I5	-	-
Перерыв после 6-го запуска	мин	I	-	-
Перерыв после 7-го запуска	мин	Охлаждение стартера-генератора до температуры окружающей среды не менее двух часов		
Количество последовательных запусков на земле от аккумуляторных батарей		-	-	3
Перерыв между запусками	мин	3	-	-

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВЗЛЕТ С АККУМУЛЯТОРНЫМИ БАТАРЕЯМИ, РАЗРЯЖЕННЫМИ БОЛЕЕ ЧЕМ ТРЕМЯ ЗАПУСКАМИ ИЛИ ХОЛОДНЫМИ ПРОКРУТКАМИ, ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

(прод)

Наименование параметров	Единица измерен.	Миним.	Норм.	Макс.
Количество запусков в полете		–	–	I
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: I. ПОВТОРНЫЙ ЗАПУСК В ПОЛЕТЕ ОТ АККУМУЛЯТОРОВ ЗАПРЕЩАЕТСЯ. 2. ЗАПУСК ПОСЛЕ ПОСАДКИ РАЗРЕШАЕТСЯ ТОЛЬКО ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ РЕВЕРСА, КРОМЕ СЛУЧАЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ВСУ В ПОЛЕТЕ ПРИ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОМ ОТКАЗЕ ТРЕХ ГЕНЕРАТОРОВ ОСНОВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ИЛИ ПРИ ОТКАЗЕ 2-х ИЛИ 3-х ДВИГАТЕЛЕЙ.				
(3) Режим холостого хода на земле и в полете:				
Температура газов за турбиной	°С	–	–	455 + $t_н$
Частота вращения ротора	%	98	–	I00
Время прогрева на частоте вращения холостого хода до включения нагрузки	мин	I	–	–
Примечание. В полете в сложной или аварийной ситуации разрешается включать нагрузку сразу после загорания светосигнального табло ВЫХОД НА РЕЖИМ.				
Давление воздуха в системе запуска двигателей на земле (при открытой заслонке отбора воздуха) по манометру на панели запуска двигателей	кгс/см^2	3,4 (при +50°С)	3,8 (при +I5°С)	4,8 (при -50°С)
(4) Режим нагрузки на земле и в полете:				
Высота полета	м	–	–	9000
Скорость полета	км/ч	–	–	575
Температура газов за турбиной	°С	–	–	550
Примечание. В полете при отказе трех генераторов или трех двигателей разрешается работа ВСУ до автоматического останова по предельной температуре, но не более 570°С.				
Частота вращения ротора:	%			
– на земле и в полете на высотах до 3000 м		97	–	I0I
– в полете на высоте более 3000 м		–	–	I03,5
Примечание. При включении или резком изменении нагрузки допускается отклонение частоты вращения от установившейся не более 3% с последующим восстановлением до установившейся в течение не более 3 с.				
Время непрерывной работы	ч	–	–	5
Температура масла в маслобаке	°С	–	–	II5

(прод)

Наименование параметра	Единица измерен.	Миним.	Норм.	Макс.
Ток нагрузки генератора переменного тока на земле одновременно с отбором воздуха на запуск основных двигателей или в систему кондиционирования и ток нагрузки генератора в полете	А	В соответствии с 8.6.I		
Ток нагрузки генератора переменного тока на земле при температуре атмосферного воздуха $\geqslant 30^{0}$ С при запуске двигателей и кондиционировании	А	–	–	70
Время работы ВСУ на холостом ходу после снятия нагрузки	мин	I	–	–
(5) Холодная прокрутка				
Частота вращения ротора	%	I9	–	23
Цикл холодной прокрутки	с	–	–	32
(6) Останов ВСУ				
Время "выбега" ротора с частоты вращения 30% до I0%	с	I4	–	–

(прод)

8.2.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(I) Подготовка к запуску на земле	Связь по СПУ со связным на земле	– установить
	Все АЗС, необходимые для запуска	– проверить включение
	Аэродромное питание или аккумуляторные батареи	– включить в соответствии с 8.6.2
	Напряжение аэродромного питания или аккумуляторных батарей	– проверить соответствие 8.6.2
	Противопожарная система	– проверить и включить в соответствии с 8.I5
	Кнопка* КОНТРОЛЬ ЛАМП ТАБЛО	– нажать и отпустить
	При нажатии кнопки в исправности светосигнальных табло	– убедиться
	Переключатель ЗАПУСК – ВЫКЛ.	– в положение ЗАПУСК
	Загорание светосигнальных табло СТВОРКИ ОТКРЫТЫ, ГОТОВ К ЗАПУСКУ	– проконтролировать
	Светосигнальные табло МАСЛА МАЛО и ПТА-6М НЕИСПРАВ	– не должны гореть
	Температура масла в маслобаке	– проверить в соответствии с 8.2.I(I)
	Переключатель ЗАПУСК-ХОЛ.ПРОКР.	– установить в положение ЗАПУСК
	Загорание светосигнального табло Р ТОПЛИВА	– проконтролировать
(2) Запуск на земле	Кнопка ЗАПУСК	– кратковременно на 2 – 3 с нажать и одновременно включить секундомер
	Контролировать процесс запуска по приборам, светосигнальным табло и времени. Светосигнальное табло ВЫХОД НА РЕЖИМ должно загореться на частоте вращения 90%. При запуске двигателя с забросом температуры газов за турбиной более 570°С допускается задержка до I0 с загорания табло ВЫХОД НА РЕЖИМ после выхода двигателя на режим холостого хода.	
	* КОНТРОЛЬ ЛАМП. Серийно с самолета № 767. На остальных после проведения доработки по бюллетеню.	

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(3) Запуск в полете	Режим полета по высоте и приборной скорости – установить
	Напряжение бортсети постоянного тока при питании от аккумуляторов или БУ – проверить соответствие 8.6.I
	Переключатель ЗАПУСК-ВЫКЛ. – установить в положение ЗАПУСК
	Загорание светосигнальных табло СТВОРКИ ОТКРЫТЫ, ГОТОВ К ЗАПУСКУ – проконтролировать
	Табло МАСЛА МАЛО и ПТА-6М-НЕИСПРАВ – не должны гореть
	Переключатель ЗАПУСК-ХОЛ. ПРОКР. – установить в положение ЗАПУСК
	Загорание светосигнального табло Р ТОПЛИВА – проконтролировать
	Кнопка ЗАПУСК – кратковременно на 2 – 3 с нажать и одновременно включить секундомер
	Процесс запуска по приборам, светосигнальным табло и времени – контролировать
	Светосигнальное табло ВЫХОД НА РЕЖИМ должно загореться на частоте вращения 90% после снижения температуры газов за турбиной ниже 570°С.
(4) Включение (выключение) отбора электроэнергии переменного тока на земле и в полете	В соответствии с 8.6.2.
(5) Включение отбора воздуха на земле	Переключатель ОТБОР ВОЗДУХА-ЗАКРЫТ – нажать в положение ОТБОР ВОЗДУХА на 7 – 8 с

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
	Погасание светосигнального табло ГОТОВ К ЗАПУСКУ	- проконтролировать
	Система кондиционирования или запуска основных двигателей	- включить в соответствии с 8.1.2 или 8.11.2
(6) Выключение отбора воздуха на земле	Система кондиционирования	- выключить в соответствии с 8.11.2
	Переключатель ОТБОР ВОЗДУХА – ЗАКРЫТ	- нажать в положение ЗАКРЫТ до загорания светосигнального табло ГОТОВ К ЗАПУСКУ
(7) Включение (выключение) комбинированной нагрузки	Включение (выключение) отбора воздуха одновременно с включением (выключением) отбора электроэнергии переменного тока может выполняться в любой последовательности	
(8) Контроль за работой двигателя на режимах нагрузки	Контроль за работой двигателя осуществлять по визуальным приборам и светосигнальным табло. При работе двигателя на установившемся режиме на земле допускается периодический (через 10 ... 15 мин) контроль параметров	
(9) Останов двигателя на земле	Отбор воздуха и электроэнергии	- выключить
	На режиме холостого хода не менее 1 мин	- проработать
	Кнопка СТОП	- кратковременно на 2 ... 3 с нажать
	Выбег ротора двигателя	- измерить
	Переключатель ЗАПУСК – ХОЛ ПРОКР	- установить в положение ХОЛ ПРОКР
	Погасание светосигнального табло Р ТОПЛИВА	- проконтролировать
	Переключатель ЗАПУСК – ВЫКЛ после полной остановки ротора двигателя	- установить в положение ВЫКЛ
	Светосигнальное табло СТВОРКИ ОТКРЫТЫ	- проконтролировать погасание

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	ВНИМАНИЕ. При использовании ВСУ в полете в условиях обледенения закрытие воздухозаборной и выхлопной створок после посадки производить только после осмотра воздухозаборной створки и удаления льда. ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ДЛЯ ИСКЛЮЧЕНИЯ ВОЗДЕЙСТВИЯ ВЫСОКИХ ТЕМПЕРАТУР ВОЗДУХА НА ЭЛЕМЕНТЫ КОНСТРУКЦИИ ФЮЗЕЛЯЖА В ЗОНЕ УСТАНОВКИ ВЫХЛОПНОГО УСТРОЙСТВА ВСУ КАТЕГОРИЧЕСКИ ЗАПРЕЩАЕТСЯ УСТАНАВЛИВАТЬ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ "ЗАПУСК – ВЫКЛ" В ПОЛОЖЕНИЕ "ВЫКЛ" ДО ПОЛНОЙ ОСТАНОВКИ РОТОРА ДВИГАТЕЛЯ.
(10) Холодная прокрутка	Подготовка двигателя к запуску – выполнить п 8.2.1 (1) Переключатель ЗАПУСК – ХОЛ ПРОКР – установить в положение ХОЛ ПРОКР Кнопка ЗАПУСК – кратковременно на 2 – 3 с нажать и одновременно включить секундомер Время холодной прокрутки – контролировать Частота вращения холодной прокрутки – контролировать

(прод.)

8.2.3. Неисправности

Проявление неисправности	Необходимые действия
(I) Запуск:	
– время запуска превышает допустимое (на земле)	Кнопка СТОП – нажать
– отсутствие воспламенения топлива в течение 8–10 с;	Кнопка СТОП – нажать
– рост температуры газов за турбиной $\geq 550^{\circ}C$ в диапазоне частоты вращения ротора до 45%	Кнопка СТОП – нажать
– заброс температуры газов за турбиной $\geq 680^{\circ}C$ на частоте вращения ротора выше 45%;	
– невыход на частоту вращения 45% за 32 с	Кнопка СТОП – нажать
(2) Запуск, режим холостого хода, режимы нагрузки:	
– помпаж двигателя;	Кнопка СТОП – нажать
– пожар в отсеке ВСУ;	Кнопка СТОП – нажать
– автоматический останов с загоранием светосигнальных табло ПРЕДЕЛЬН.ТЕМПЕРАТ., или ПРЕДЕЛЬН. ОБОРОТЫ, или Р МАСЛА;	Кнопка СТОП – нажать
– загорание светосигнального табло ПТА-6А НЕИСПРАВ:	
– на земле	Кнопка СТОП – нажать
– в полете в сложной или аварийной ситуации	Обратить повышенное внимание на контролируемые параметры

(прод.)

Проявление неисправности	Необходимые действия
– загорание светосигнального табло МАСЛА МАЛО: – на земле – в полете в сложной или аварийной ситуации	Допускается работа в течение не более 2-х часов Допускается работа до автоматического останова
– температура газов за турбиной превышает допустимую: – на земле – в полете в сложной или аварийной ситуации	Кнопка СТОП – нажать Допускается работа до автоматического останова, но не более 570°С. При достижении температуры 570°С кнопку СТОП – нажать.
– частота вращения ротора выходит за допустимые пределы: – на земле – в полете в сложной или аварийной ситуации	Кнопка СТОП – нажать Допускается работа до автоматического останова, но не более 108%. При достижении частоты вращения 108% Кнопка СТОП – нажать После останова двигателя повторный запуск не производить до выяснения и устранения неисправности. Примечание. Запуск после автоматического останова по предельной температуре выхлопных газов возможен только после переключения выключателя ЗАПУСК-ХОЛ ПРОКР в положение ХОЛ ПРОКР и обратно, а по предельной частоте вращения или минимальному давлению масла после нажатия кнопки СТОП. Случай автоматического останова зафиксировать в формуляре двигателя.

(прод.)

8.2.4. Краткое описание

(I) Вспомогательная силовая установка (ВСУ) расположена в задней негерметичной части фюзеляжа и обеспечивает:

- воздушный запуск основных двигателей на земле;
- питание сжатым воздухом системы кондиционирования;
- питание бортовой сети электроэнергией переменного тока на земле и, при необходимости, в полете.

ВСУ состоит из газотурбинного двигателя и систем, обеспечивающих его крепление, подвод воздуха из-за борта к компрессору, отвод выхлопных газов за борт, запуск и работу на эксплуатационных режимах.
Газотурбинный двигатель представляет собой одновальный двигатель с отбором воздуха за компрессором. На редукторе двигателя установлены стартер-генератор, работающий только в стартерном режиме, и генератор переменного тока.

(2) Система запуска обеспечивает автоматический запуск ВСУ, холодную прокрутку и ложный запуск и включает в себя следующие основные элементы:

- стартер-генератор;
- воспламенители со свечами;
- автоматическую панель запуска двигателя;
- панель стартер-генератора;
- агрегат зажигания.

(3) Система смазки автономная, циркуляционная, под давлением обеспечивает смазку вентилятора, редуктора, смазку и охлаждение подшипников двигателя и включает в себя следующие основные элементы:

- масляный бак;
- масляный насос;
- воздушно-масляный радиатор;
- центробежный суфлер.

Система эксплуатируется на маслах, применяемых для основных двигателей, и позволяет производить автоматическую централизованную заправку маслобака.

(4) Топливная система обеспечивает автоматическую подачу топлива в камеру сгорания по заданному закону в процессе запуска и на установившихся эксплуатационных режимах, а также автоматическое поддержание постоянной физической частоты вращения ротора с заданной точностью на всех эксплуатационных режимах.
Система включает в себя следующие основные элементы:

- топливный фильтр;
- топливный насос/регулятор;
- электромагнитные клапаны пускового и основного топлива.

Система эксплуатируется на топливах, применяемых для основных двигателей.

(прод)

(5) Система регулирования отбором и перепуском воздуха служит для обеспечения запасов газодинамической устойчивости компрессора на всех режимах работы двигателя, управления отбором воздуха и ограничения максимальной его величины. Система включает в себя:

- регулятор отбора воздуха;
- систему перепуска воздуха.

Контрольно-измерительная аппаратура и органы управления ВСУ расположены на приборной доске бортинженера (рис.9.2.2.I5) и включает в себя следующие элементы:

- переключатель ЗАПУСК-ВЫКЛ., управляющий открытием и закрытием створок воздухозаборного и выхлопного устройств, питанием системы запуска;
- переключатель режимов ЗАПУСК-ХОЛ.ПРОКР., управляющий включением (выключением) подкачивающего насоса и открытием (закрытием) перекрывного топливного крана;
- переключатель ОТБОР ВОЗДУХА-ЗАКРЫТ, управляющий открытием (закрытием) заслонки регулятора отбора воздуха;
- кнопка ЗАПУСК, подающая электропитание в автоматическую панель запуска двигателя;
- кнопка СТОП, снимающая питание с автоматической панели запуска двигателя;
- кнопка* КОНТРОЛЬ ЛАМП ТАБЛО для проверки исправности ламп в светосигнальных табло;
- измеритель частоты вращения ротора двигателя;
- измеритель температуры газов за турбиной;
- указатель температуры масла в маслобаке;
- светосигнальные табло СТВОРКИ ОТКРЫТЫ, Р ТОПЛИВА, ГОТОВ К ЗАПУСКУ, ВЫХОД НА РЕЖИМ, ЗАПУСТИ ВСУ (загорается на земле при включении вентиляторов обдува колес шасси), МАСЛА МАЛО, Р МАСЛА, ПРЕДЕЛЬН. ТЕМПЕРАТ., ПРЕДЕЛЬН. ОБОРОТЫ, ПТА-6М НЕИСПРАВ.

В процессе запуска и работы двигателя на эксплуатационных режимах основные параметры его находятся под контролем следящих систем, автоматически выключающих двигатель при:

- температуре газов за турбиной $700^{+8}_{-8}{}^{\circ}C$ в процессе запуска и $570^{\circ} \pm 8^{\circ}C$ после выхода на режим холостого хода с одновременным загоранием светосигнального табло ПРЕДЕЛЬН. ТЕМПЕРАТ
- частоте вращения ротора двигателя $105^{+3}_{-1}\%$ с одновременным загоранием светосигнального табло ПРЕДЕЛЬН. ОБОРОТЫ;
- давлении масла $(3,2 \pm 0,4)$ кгс/см^2 на частоте вращения $\geq 90\%$ с одновременным загоранием светосигнального табло Р МАСЛА.

Кроме того, двигатель выключается автоматически с одновременным закрытием створок воздухозаборного и выхлопного устройств, выключением подкачивающего насоса и закрытием перекрывного топливного крана по сигналу пожарной системы (загорается светосигнальное табло ПОЖАР и лампа-кнопка ВСУ).

Холодная прокрутка двигателя выполняется с целью удаления топлива из камеры сгорания и охлаждения двигателя и производится в следующих случаях:

- после неудавшегося запуска;
- после "ложного" запуска;

* КОНТРОЛЬ ЛАМП. Серийно с самолета № 767. На остальных после проведения доработок по бюллетеню. (прод)

- при догорании топлива или масла после останова (определяется визуально по дымлению из выхлопного устройства);
- за I...3 мин до повторного запуска при остаточной температуре газов за турбиной $\geqslant 70^{\circ}C$.

-oOo-

Ту-154М

Подраздел 8.3

ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

8.3. ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

8.3.I. Эксплуатационные ограничения

Наименование параметра	Единица измерен.	Миним.	Норм.	Макс.
(I) Невырабатываемый остаток топлива:	кг			
– при вынужденном отключении трех генераторов (в баках I, 2, 3, 4)		–	–	700
– при последовательном отказе трех генераторов (в баке № I; перекачка из очередных баков прекратится)		–	–	550
(2) Уровень топлива в расходном баке, поддерживаемый автоматически и вручную	кг	3I50	–	3300
(3) Остаток топлива, при котором срабатывают светосигнальные табло	кг	2500	–	3300

(прод.)

8.3.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) При внешнем осмотре самолета	(а) На капотах двигателей	- подтеки топлива и масла отсутствуют
	(б) В местах расположения топливных баков, агрегатов и трубопроводов	- топливо не подтекает
	(в) Дренажные отверстия	- чистые
	(г) Выключатели на щитке заправки	- выключены
	(д) Крышки люков штуцеров заправки и щитка управления заправкой	- закрыты
	(е) Отстой топлива из сливных точек топливной системы	- слит
	ВНИМАНИЕ. Проконтролировать заправку бака № 4 в соответствии с коммерческой нагрузкой.	
	(ж) Пробки заливных горловин (если топливо заправлялось через горловины)	- закрыты
	(з) Заслонки клапанов слива перелитого топлива	- закрыты
(2) При осмотре внутри самолета	Выключатель ПРИНУД ВКЛ ПОРЦ	- убедиться, что выключен и закрыт колпачком
(3) Перед запуском двигателей	Исправность светосигнализаторов ОСТАТОК ТОПЛИВА 2500, РАСХОД ИЗ БАКА № 1	- проверить
	Исправность перекрывных кранов резервной перекачки	- проверить
	Для чего:	
	Выключатель КРАНЫ РЕЗЕРВНОЙ ПЕРЕКАЧКИ В БАК № 1	- установить в положение ОТКРЫТЫ
	Два желтых светосигнализатора ЛЕВ и ПРАВ	- горят

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Выключатель КРАНЫ РЕЗЕРВНОЙ ПЕРЕКАЧКИ В БАК № I - установить в положение ЗАКРЫТЫ и закрыть колпачком Светосигнализаторы ЛЕВ и ПРАВ - гаснут Выключатель ТОПЛИВОМЕР - включить Кнопки Н и Р на указателях топливомера - нажать поочередно ВНИМАНИЕ. ОДНОВРЕМЕННОЕ НАЖАТИЕ КНОПОК Н И Р ЗАПРЕЩАЕТСЯ. В отклонении стрелок указателя к нулевой и максимальной отметкам шкалы - убедиться После отпускания кнопок стрелки должны вернуться в исходное положение: По указателям топливомера запас топлива в баках в соответствии с заданием на полет - проверить Выключатель АВТ РАСХ - включить При этом погаснет красный светосигнализатор АР НЕ РАБ и загорятся соответствующие желтые светосигнализаторы ПОРЯДОК РАСХОДА в зависимости от наличия топлива в баках. Переключатель АВТОМАТ - РУЧНОЕ в положение -АВТОМАТ При этом в зависимости от наличия топлива в баках возможны три варианта срабатывания светосигнализаторов: - при загорании желтого светосигнализатора ПОРЯДОК РАСХОДА, БАКИ № 2 должны работать перекачивающие насосы баков № 2 и гореть зеленые светосигнализаторы их работы; - при загорании желтых светосигнализаторов ПОРЯДОК РАСХОДА, БАКИ № 2 и БАКИ № 3 должны работать перекачивающие насосы баков № 2 и баков № 3 или только баков № 3 и гореть зеленые светосигнализаторы работы насосов, соответствующих баков; - при загорании желтых светосигнализаторов ПОРЯДОК РАСХОДА, БАКИ № 2, БАКИ № 3 и БАК № 4 должны работать перекачивающие насосы бака № 4 и гореть зеленые светосигнализаторы их работы.

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Выключатель АВТОМАТ ВЫРАВНИВАНИЯ – включить По загоранию зеленого светосигнализатора – убедиться в его исправности Выключатель РАСХОДОМЕР – включить Убедиться, что: – переключатель СТ на указателе РАСХОДОМЕР – соответствует сорту заправленного топлива – стрелка указателя РАСХОДОМЕР – выставлена по показанию стрелки С топливомера Выключатели РАСХОДНЫЙ БАК № I I, 2, 3, 4 поочередно – включить Загорание соответствующих зеленых светосигнализаторов свидетельствует о работе насосов (светосигнализатор горит – насос работает). Кнопку ПРОВЕРКА РЕЗЕРВН ТОПЛ НАСОС – нажать Загорание зеленого светосигнализатора РЕЗЕРВ свидетельствует о работе резервного топливного насоса ЭЦН-3I9 (светосигнализатор горит – насос работает)*. При включенных насосах подкачки проконтролировать герметичность пожарных кранов по отсутствию погасания светосигнального табло Р ТОПЛИВА в течение 5 с. Выключатели ПОЖАРНЫЕ КРАНЫ I, 2,3 в положение ОТКРЫТЫ поочередно – установить Загорание соответствующих зеленых светосигнализаторов свидетельствует об их открытии. Переключатель АВТОМАТ-РУЧНОЕ в положение РУЧНОЕ – установить Поочередно включить выключатели БАК № 2, БАК № 3 (ЛЕВ и ПРАВ), БАК № 4 – убедиться по загоранию зеленых светосигнализаторов в работе насосов Зеленый светосигнализатор горит – насос работает (при наличии топлива в баке) П р и м е ч а н и е. При проверке насосов перекачки следить по указателям топливомера за количеством топлива в баках № I и № 2,которое не должно изменяться. Увеличение количества топлива в баках свидетельствует о том,что: – не закрыты краны резервной перекачки в бак № I или неисправны клапаны поршнонер. Переключатель АВТОМАТ-РУЧНОЕ в положение АВТОМАТ – установить

* С самолета № 85663, на предыдущих после выполнения доработок по бюллетеню № I54-45I0-БУ.

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Проверить работу топливного насоса ВСУ, для чего: - выключатель ЗАПУСК (на панели запуска ВСУ) - включить - переключатель ЗАПУСК – ХОЛ ПРОКР ВСУ в положение ЗАПУСК - установить Загорание зеленого светосигнального табло Р ТОПЛИВА на панели запуска ВСУ свидетельствует об исправности насоса
(4) После запуска двигателей	Светосигнализаторы ПОРЯДОК РАСХОДА и работы топливных насосов - горят согласно порядку расхода
(5) На исполнительном старте	Провести контроль согласно п.п. (4) настоящего пункта
(6) Эксплуатация в полете	ВНИМАНИЕ: 1. На всех этапах полета (набор высоты, горизонтальный полет, снижение, перед заходом и в процессе захода на посадку) бортинженер обязан об обнаруженных отклонениях в работе топливной системы немедленно докладывать КВС. 2. При наличии топлива на борту перед взлетом до 25 т в процессе набора высоты возможно включение насосов баков № 3 при остатке топлива в баках № 2 около 3000 кг. 3. Во всех случаях, когда переключатель АВТОМАТ – РУЧНОЕ устанавливается в положение РУЧНОЕ, пилотирование самолета выполнять в штурвальном режиме, кроме случая перехода на РУЧНОЕ после полной выработки топлива из баков № 2 (бак № 4 пустой или топливо из него не вырабатывается), при сбалансированном по крену самолете. ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ "АВТ РАСХ" И ВЫКЛЮЧАТЕЛИ ПОДКАЧИВАЮЩИХ НАСОСОВ № 1, 2, 3, 4 РАСХОДНОГО БАКА № 1 ДОЛЖНЫ НАХОДИТЬСЯ ВО ВКЛЮЧЕННОМ ПОЛОЖЕНИИ В ТЕЧЕНИЕ ВСЕГО ПОЛЕТА. Количество топлива в баках по топливомеру и расходомеру - периодически контролировать 4 Заправка самолета топливом от 8000 кг до 15000 кг производится в ручном режиме, выработка топлива производится в автоматическом и ручном режиме, см. схему рис. 9.1.3."

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	(а) Управление насосами осуществлять в автоматическом режиме: выключатели РАСХОДНЫЙ БАК № 1. 1, 2, 3, 4 - убедиться во включении выключатели насосов перекачки БАК № 2, БАК № 3 (ЛЕВ и ПРАВ), БАК № 4 - убедиться во включении Примечание. Для выполнения полета без выработки топлива из бака № 4 выключатель насосов бака № 4 не включать, а после выработки топлива из баков № 2 перейти на ручное управление топливными насосами. переключатель АВТОМАТ – РУЧНОЕ в положение АВТОМАТ - установить работу топливных насосов по зеленым светосигнализаторам в соответствии с порядком расхода топлива и работу автомата выравнивания - контролировать

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	(б) На ручное управление топливными насосами переходить: - при отказе в работе автомата расхода топлива (для обеспечения необходимой центровки) - при малых остатках топлива (пустых баках № 2, № 3, № 4 в начале выработки топлива из расходного бака № 1) - при преждевременном отключении насосов бака № 4 (в баке № 4 осталось примерно 600 кг) - при преждевременном отключении насосов баков № 2 и № 3 (с малым количеством топлива в этих баках) в начале выработки топлива из бака № 4 или бака № 1 (при отсутствии топлива в баке № 4) - после ручного выравнивания количества топлива в баках № 2 и № 3, если насосы этих баков при переходе на автоматическое управление не включаются - при отказе насосов очередных баков: - 2-х насосов бака № 2 левого или правого; - 3-х насосов бака № 3 левого или правого; - 2-х насосов бака № 4. Для чего: - переключатель АВТОМАТ – РУЧНОЕ в положение РУЧНОЕ - установить - выключатели БАК № 2, БАК № 3 (ЛЕВ, ПРАВ), БАК № 4 - включать и выключать в соответствии с порядком расхода топлива - наличие топлива определять по указателям топливомеров и светосигнализаторам работы насосов. (в) При загорании желтого светосигнализатора РАСХОД ИЗ БАКА № 1: - количество топлива по указателям топливомера и расходомера - проконтролировать - переключатель АВТОМАТ – РУЧНОЕ в положение РУЧНОЕ - установить

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	- выключатели БАК № 2, БАК № 3 (ЛЕВ, ПРАВ) - включить - выключатели БАК №.2, БАК № 3 (ЛЕВ, ПРАВ) по погасании их зеленых светосигнализаторов - выключить - посадку на ближайший аэродром - выполнить

(прод)

8.3.3. Неисправности

Проявление неисправности	Необходимые действия
(I) Не горит зеленый светосигнализатор одного (двух) подкачивающих насосов расходного бака. Выключатели насосов РАСХОДНЫЙ БАК № I включены.	Светосигнализаторы – проверить исправность При исправных светосигнализаторах выключатели отказавших насосов – выключить и включить По амперметру (пусковому току) исправность насоса – определить Неисправный насос – выключить Параметры работы двигателей – контролировать Выполнение полета – продолжать
(2) Не горит зеленый светосигнализатор одного насоса бака № 2 (двух, по одному в каждом баке) при наличии топлива в баке (баках).	Светосигнализатор – проверить Расход топлива по топливомеру – контролировать Выполнение полета – продолжать
(3) Не горят зеленые светосигнализаторы двух насосов одного бака № 2 при наличии топлива в баке, а насосы автоматом выравнивания не выключены. Выключатели насосов БАК № 2 (ЛЕВ и ПРАВ) включены	Светосигнализаторы – проверить исправность Убедиться по топливомеру, что перекачки из бака нет При исправных светосигнализаторах переключатель АВТОМАТ–РУЧНОЕ в положение РУЧНОЕ – установить Выключатель отказавших насосов БАК № 2 (ЛЕВ или ПРАВ) в положение ВЫКЛ – установить ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВЫРАБОТКА ТОПЛИВА ИЗ ОДНОГО БАКА № 2 РАЗРЕШАЕТСЯ ДО РАЗНИЦЫ ТОПЛИВА МЕЖДУ ЛЕВЫМ И ПРАВЫМ БАКОМ НЕ БОЛЕЕ 7000 КГ, ПОСЛЕ ЧЕГО НАСОСЫ БАКА № 2 ВЫКЛЮЧИТЬ.

(прод.)

Проявление неисправности	Необходимые действия
	Дальнейшая выработка топлива только из баков № 3 медленно смещает центровку самолета вперед, при этом: – наибольшее смещение центровки (на 3,4% САХ) произойдет при отказе топливных насосов в баке № 2 вскоре после взлета с полной заправкой основных топливных баков и продолжении полета до посадки с топливом: в баке № I 3,3 т. (баки № 3 пустые, в баках № 2 невыработанного топлива I2 т). Центровка при этом на посадке может выйти за предельно допустимую переднюю центровку, а посадочная масса самолета может превысить максимальную примерно на 5 т; – при отказе топливных насосов в баке № 2 вскоре после взлета с полной заправкой основных баков и бака № 4, смещение центровки вперед на 3,4% САХ компенсируется следующей выработкой топлива: бак № 4, затем бак № 3, затем бак № I при ручном управлении расходом топлива (каждая тонна вырабатываемого топлива из бака № 4 смещает центровку назад на 0,8% САХ); – отказ топливных насосов в баке № 2 при общем запасе топлива равном или менее 2I т приводит к смещению центровки вперед до I% САХ. Посадочная масса – в пределах допустимой. При неравномерной выработке топлива из баков № 2 и возникновении кренящего момента парировать крен механизмом триммирования элеронов. Для выбора аэродрома посадки производить расчет дальности полета, исходя из количества вырабатываемого топлива на борту. При центровке более передней, чем предельно допустимая, посадку производить с закрылками, выпущенными на 28° и стабилизатором, установленным в положение 5,5 в ручном режиме, на расчетной для закрылков 28° скорости.
(4) Не горит зеленый светосигнализатор одного (двух) насосов в каждом баке № 3 при наличии топлива в баках	Светосигнализаторы – проверить исправность Расход топлива по топливомеру – контролировать Выполнение полета – продолжить

(прод.)

Проявление неисправности	Необходимые действия
(5) Не горят зеленые светосигнализаторы трех насосов одного бака № 3 при наличии топлива в баке, а насосы автоматом выравнивания не выключены. Выключатели насосов БАК № 3 ЛЕВ и ПРАВ включены	Светосигнализаторы – проверить исправность Убедиться по топливомеру, что перекачки из бака нет. При исправных светосигнализаторах и отсутствии перекачки переключатель АВТОМАТ-РУЧНОЕ в положение РУЧНОЕ – установить Выключатели насосов БАК № 3 ЛЕВ и ПРАВ – выключить Посадку на ближайший аэродром – выполнить ПРИМЕЧАНИЯ: 1. При определении остатка топлива на полет из общей суммы оставшегося топлива вычесть топливо баков № 3. 2. Если запаса топлива недостаточно для завершения полета, разрешается перекачка топлива из баков № 3 до разницы между ними не более 1000 кг, после чего выключить выключатель насосов бак № 3.
(6) Не горит зеленый светосигнализатор одного насоса бака № 4 при наличии топлива в баке	Светосигнализаторы – проверить Расход топлива по топливомеру – контролировать Выполнение полета – продолжить
(7) Не горят зеленые светосигнализаторы двух насосов бака № 4 при наличии топлива в баке, а желтое светосигнальное табло ПОРЯДОК РАСХОДА БАК № 4 горит. Выключатель насосов БАК № 4 включен	Светосигнализаторы – проверить При неисправных светосигнализаторах – полет продолжить Убедиться по топливомеру, что перекачки из бака нет. При исправных светосигнализаторах переключатель АВТОМАТ-РУЧНОЕ в положение РУЧНОЕ – установить Выключатели перекачивающих насосов всех баков – включить Выключатель БАК № 4 – выключить Посадку на ближайший аэродром – выполнить

(прод.)

Проявление неисправности	Необходимые действия
(9) При ручном и автоматическом управлении повысился уровень топлива в расходном баке и увеличился уровень топлива в баках № 2	Свидетельствует об отказе порционера в открытом положении. Управление насосами перекачки осуществлять вручную. Топливо из бака № 2, в котором отмечено повышение уровня - выработать Количество топлива в очередных баках № 2 и № 3 в соответствии с порядком расхода топлива - привести Перекачивающие насосы БАК № 2 и БАК № 3 (ЛЕВ и ПРАВ) - выключить Топливо из расходного бака до уровня 3150 кг - выработать. Насосы БАК № 2 и БАК № 3 (ЛЕВ и ПРАВ) - включить Дать порционеру самому закрыть перекачку. При возобновлении переполнения расходного бака указанные действия - повторить
(10) Понизился уровень топлива в расходном баке ниже 3150 кг. Светосигнализаторы насосов перекачки горят, насосы перекачки работают	Свидетельствует об отказе порционера в закрытом положении. Выключатель ПРИНУД ВКЛ ПОРЦ - включить После повышения уровня топлива в расходном баке до нормы - выключить Уровень топлива в расходном баке в пределах 3300 - 3150 кг - поддерживать Выключатель ПРИНУД ВКЛ ПОРЦ периодически - включать и выключать Если порционер не включается выключателем ПРИНУД ВКЛ ПОРЦ количество топлива в расходном баке в пределах 3150 - 3300 кг - поддерживать периодической установкой выключателя КРАНЫ РЕЗЕРВНОЙ ПЕРЕКАЧКИ В БАК № 1 в положение ОТКРЫТЫ, ЗАКРЫТЫ.
(11) Уровень топлива в расходном баке понизился до остатка топлива 2500 кг. Мигает красный светосиг-	Действия экипажа - см. подпункт (10) п. 8.3.3. Для снятия звукового сигнала выключатель ОСТ ТОПЛ 2500 ЗВУК СИГН в положение ВЫКЛ - установить

Проявление неисправности	Необходимые действия
нализатор и красное светосигнальное табло ОСТАТОК ТОПЛИВА 2500, прерывисто звучит громкоговоритель. Зеленые светосигнализаторы насосов перекачки горят - насосы перекачки работают.	
(12) Резко возрос мгновенный расход топлива одного из двигателей	В правильности определения двигателя с повышенным расходом топлива - убедиться Двигатель - выключить Пожарный кран этого двигателя - закрыть Полет на двух двигателях - продолжить
(12а) Резко понизился мгновенный расход топлива одного из двигателей	Работу двигателя - проконтролировать При соответствии параметров работы двигателя установленному режиму: Полет на трех двигателях - продолжить Соответствие параметров двигателей - проконтролировать Усилить контроль за расходом топлива по расходомеру и суммарному топливомеру. При несоответствии параметров работы двигателя установленному режиму: Двигатель - выключить Пожарный кран - закрыть Полет на двух двигателях - продолжить
(13) Горит желтое светосигнальное табло ФИЛЬТР ЗАСОРЕН одной силовой установки	Полет до очередного по расписанию аэропорта посадки, контролируя работу двигателей по другим приборам, - продолжить После посадки причину срабатывания сигнализации - установить Фильтры всех двигателей - осмотреть и промыть

(прод.)

Проявление неисправности	Необходимые действия
(14) Горят желтые светосигнальные табло ФИЛЬТР ЗАСОРЕН двух (трех) силовых установок	Посадку на ближайший аэродром - выполнить После посадки причину срабатывания сигнализации - установить Фильтры всех двигателей - осмотреть и промыть
(15) Термометры заторможенного потока воздуха КВС и Б/И не отслеживают изменение температуры	Полет разрешается на всех сортах топлива. Полеты на топливе Jet A-1 и смеси его остатка с топливом других сортов производить, руководствуясь указаниями 8.3.2 (6).
(16) Термометр температуры топлива одного из баков № 3 не отслеживает изменение температуры топлива	Температуру топлива в этом баке - определить по термометру симметричного бака
(17) Одна из двух стрелок индикатора топливомера баков № 2 прижата к левому или правому ограничителю	Свидетельствует о частичном отказе топливомера бака № 2. Убедиться в отказе топливомера нажатием кнопок Н и Р, см. 8.3.2 (3). Контролировать расход из бака № 2 по стрелке индикатора топливомера симметричного бака, топливомер которого исправен. Определить конец расхода по погасанию зеленых светосигнализаторов работы насосов бака.
(18) Обе стрелки индикатора топливомера баков № 2 прижаты к левому или правому ограничителю	Свидетельствует об отказе топливомера баков № 2. Убедиться в отказе топливомера нажатием кнопок Н и Р, см. 8.3.2 (3). Контролировать начало расхода из этого бака по загоранию желтого светосигнализатора ПОРЯДОК РАСХОДА БАКИ № 2. Определить конец работы по погасанию зеленых светосигнализаторов работы насосов бака № 2.
(19) Одна из двух стрелок индикатора топливомера баков № 3 прижата к левому или правому ограничителю	Свидетельствует о частичном отказе топливомера бака № 3. Убедиться в отказе топливомера нажатием кнопок Н и Р, см. 8.3.2 (3). Контролировать расход из бака № 3 по стрелке индикатора топливомера симметричного бака, топливомер которого исправен.

Проявление неисправности	Необходимые действия
	Определить конец расхода по погасанию зеленых светосигнализаторов работы насосов бака № 3 и загоранию желтого светосигнализатора ПОРЯДОК РАСХОДА; БАК № 4 и начало выработки топлива из бака № I
(20) Обе стрелки индикатора топливомера баков № 3 прижаты к левому или правому ограничителю	Свидетельствует об отказе топливомера баков № 3 Убедиться в отказе топливомера нажатием кнопок Н и Р, см. 8.3.2 (3) Контролировать начало расхода топлива из этих баков по загоранию желтого светосигнализатора ПОРЯДОК РАСХОДА БАКИ № 3 Определить конец расхода по погасанию зеленых светосигнализаторов работы насосов баков № 3 и по загоранию желтого светосигнализатора ПОРЯДОК РАСХОДА БАК № 4
(2I) Стрелка индикатора топливомера расходного бака № I прижата к левому или правому ограничителю	Свидетельствует об отказе топливомера бака № I Убедиться в отказе топливомера нажатием кнопок Н и Р, см. 8.3.2 (3) Контролировать запас топлива в расходном баке по зеленым светосигнализаторам работы насосов бака № I и загоранию красного светосигнализатора ОСТАТОК ТОПЛИВА 2500
(22) Стрелка С суммарного индикатора топливомера прижата к левому или правому ограничителю	Свидетельствует об отказе суммарного индикатора топливомера. Убедиться в отказе топливомера нажатием кнопок Н и Р, см. 8.3.2 (3) Остаток топлива в баках – определить по индикатору РАСХОДОМЕР
(23) Появилась разность количества топлива в одноименных баках (800±200) кг, зеленые светосигнализаторы насосов бака с меньшим количеством топлива горят, горят четыре желтых светосигнализатора ВЫРАВНИВАНИЕ, погас зеленый светосигнализатор АВТОМАТ ВЫРАВНИВАНИЯ	Автомат выравнивания – выключить Переключатель АВТОМАТ-РУЧНОЕ в положение РУЧНОЕ – установить Выравнивание топлива – произвести выключением насосов бака с меньшим количеством топлива

(прод.)

Проявление неисправности	Необходимые действия
(24) Загорелся красный светосигнализатор АР НЕ РАБ. и желтый светосигнализатор РАСХОД ИЗ БАКА № I, погасли желтые светосигнализаторы ПОРЯДОК РАСХОДА, уровень топлива в баке № I опустился ниже 3150 кг и погасли зеленые светосигнализаторы насосов 2-го,3-го (4-го) баков	Выключатель АВТОМАТ ВЫРАВНИВАНИЯ – включить Переключатель АВТОМАТ – РУЧНОЕ в положение АВТОМАТ – установить Свидетельствует о полном отказе автомата расхода. Переключатель АВТОМАТ – РУЧНОЕ – в положение РУЧНОЕ Выключатели насосов баков № 2 3 и 4 в соответствии с программой выработки – выключать и включать

(прод.)

8.3.4. Краткое описание

Топливная система предназначена для бесперебойного питания двигателей топливом на всех режимах работы двигателей и обеспечения сохранения центровки самолета в допустимых пределах.

Топливная система самолета включает:
Систему подачи топлива к основным двигателям
Систему подачи топлива к ВСУ
Систему заправки
Систему дренажа топливных баков
Автоматику топливной системы
Систему измерения расхода топлива
Систему измерения температуры топлива в баках № 3
Систему перекачки топлива.

8.3.4.I. Система подачи топлива к основным двигателям

Обеспечивает питание двигателей топливом из расходного бака № I от четырех подкачивающих насосов на всех режимах работы двигателей.

(I) Топливо в количестве 39750 кг (при γ =0,8 г/см^3) размещено в шести баках-кессонах:
- один расходный бак № I в центроплане емкостью 3300 кг;
- два симметричных бака № 2 в центроплане емкостью по 9500 кг;
- два симметричных бака № 3 в отъемных частях крыла емкостью по 5425 кг;
- один бак № 4 в центроплане емкостью 6600 кг (используется так же, как емкость для балластного топлива).

Из пяти баков-кессонов топливо по четырем магистралям через порционер перекачивается электроприводными насосами в расходный бак № I в соответствии с установленным порядком расхода.

Из расходного бака топливо подается четырьмя насосами подкачки по раздельным трубопроводам через пожарный (перекрывной) кран и расходомер к подкачивающему насосу каждого двигателя. Насосы подкачки снабжены электроприводами переменного тока 200 В. Кроме этого, в расходном баке установлен резервный насос (с электроприводом постоянного тока), для подкачки топлива к основным двигателям при обесточенной электросети переменного тока 200 В, на панели запуска двигателей с самолета № 85663 на предыдущих после выполнения доработки по бюллетеню, устанавливается кнопка проверки работоспособности резервного топливного насоса ЭЦН-319.

(2) Автоматика топливной системы обеспечивает следующий порядок расхода топлива:

В расходный бак № I перекачивается топливо:

- из баков № 2 (левых и правых) до остатка по 3700±250 кг в каждом из них;
- из баков № 2 и № 3 (левых и правых) до полной выработки топлива из баков № 2 (в каждом баке № 3 при этом остается по I725±250 кг);
- из баков № 3 (левого и правого) до полной выработки;
- из бака № 4 до полной выработки;
- вырабатывается топливо из расходного бака.

(прод)

(3) Для сигнализации резервного и критического остатков топлива 3300 кг и 2500 кг установлены сигнализаторы РАСХОД ИЗ БАКА № I и ОСТАТОК ТОПЛИВА 2500.

(а) После погасания зеленых светосигнализаторов работы всех перекачивающих насосов баков № 2, 3 и 4 загорается желтый светосигнализатор РАСХОД ИЗ БАКА № I на панели контроля работы двигателей.

(б) При остатке топлива в расходном баке № I 2500 кг загорается красный мигающий светосигнализатор ОСТАТОК ТОПЛИВА 2500 на панели приборов контроля двигателей Б/И, красное мигающее светосигнальное табло ОСТАТОК ТОПЛИВА 2500 на приборной доске КВС и прерывисто звучит громкоговоритель.

8.3.4.2. Система подачи топлива к ВСУ

Осуществляется из расходного бака насосом с электроприводом постоянного тока по трубопроводу через перекрывной кран.

8.3.4.3. Система заправки

Предназначена для заправки самолета топливом от топливозаправщика или от аэродромной заправочной станции. Заправку самолета топливом производят через самолетную систему централизованной заправки (Ц З). Горловины системы Ц З расположены в носке правой половины крыла. Краны заправки закрываются автоматически при помощи автомата заправки.

В исключительных случаях, а также при отказе системы Ц З, заправку производят через верхние заливные горловины баков-кессонов. Заправка самолета топливом ведется согласно графику очередности заправки.

"ВНИМАНИЕ. Заправку самолета топливом в количестве от 8000 кг до 15000 кг производить через систему централизованной заправки в ручном режиме в соответствии со схемой заправки рис. 9.1.3".

8.3.4.4. Система дренажа топливных баков

Открытого типа и обеспечивает связь полости каждого бака-кессона с атмосферой через два заборника, расположенные на обшивке фюзеляжа у шпангоута № 36 в нижней части.

8.3.4.5. Автоматика топливной системы

Обеспечивает:
- измерение запаса топлива в каждом баке;
- измерение суммарного запаса топлива на борту;
- управление перекачкой топлива в соответствии с порядком расхода (см. 8.3.4.I (2));
- выравнивание топлива между симметричными баками № 2 и 3;
- сигнализацию резервного запаса топлива 3300 кг (РАСХОД ИЗ БАКА № I);
- сигнализацию остатка топлива 2500 кг в расходном баке.

В состав автоматики топливной системы входят:
- система управления и измерения топлива;
- светосигнализатор расхода из бака № I;
- датчик-сигнализатор остатка топлива 2500 кг.

(прод)

(I) Система управления и измерения топлива

Состоит из топливомера, автомата выравнивания, автомата расхода топлива и автомата заправки.

(а) Топливомер включается перед запуском двигателей и находится во включенном положении в течение всего полета.
Контроль количества топлива в баках ведется по указателю топливомера БАК № I И СУММА, БАКИ № 2, БАКИ № 3, БАК № 4, расположенным на приборной доске бортинженера, и указателю суммарного запаса топлива на приборной доске 2/П.
При сомнении в правильности показаний указателей топливомера проверить его исправность нажатием кнопок Н и Р (см. 8.3.2.(3)).
Питание топливомера переменным током осуществляется от РК ~ II5/200 В через автомат защиты АЗФIК-2 и постоянным током 27 В с панели АЗС правой через два автомата защиты АЗСГК-2 ТОПЛИВОМЕР ЛЕВ, ПРАВ.

(б) Автомат выравнивания предназначен для обеспечения равномерной выработки топлива из одноименных баков № 2 и 3 правого и левого полукрыла. Включается выключателем АВТОМАТ ВЫРАВНИВАНИЯ, при этом загорается его зеленый светосигнализатор.
Автомат выравнивания работает только при включенном автомате расхода топлива.
Автомат выравнивания срабатывает при появлении разницы количества топлива в симметричных баках № 2 (350±I50) кг, а в баках № 3 (300±I00) кг, при этом выключает насосы перекачки того бака, где топлива меньше, гаснут зеленые светосигнализаторы насосов этого бака и загорается желтый светосигнализатор ВЫРАВНИВАНИЕ соответственно Б2 (ЛЕВ, ПРАВ) или Б3 (ЛЕВ, ПР.).
После выравнивания количества топлива в баках автомат переключает насосы и светосигнализаторы в исходное положение.
При разнице количества топлива в симметричных баках (800±200) кг автомат выравнивания автоматически выключается, при этом гаснет его зеленый светосигнализатор, включаются на перекачку топлива те насосы, которые были выключены автоматом выравнивания, и загораются все желтые светосигнализаторы ВЫРАВНИВАНИЕ Б2, Б3 (ЛЕВ и ПРАВ).
При отказе в работе автомата выравнивания гаснет его зеленый светосигнализатор.
Питание автомата выравнивания осуществляется переменным током от РК ~ II5/200 В правой через автомат защиты АЗФIК-2 и постоянным током + 27 В панели АЗС правой через автомат защиты АЗСГК-2 АВТОМАТ ВЫРАВН.

(в) Автомат расхода топлива предназначен для выработки топлива в соответствии с порядком расхода, см. 8.3.4.I.

(прод.)

Автомат расхода включается перед запуском двигателей выключателем АВТ РАСХ на панели топливной системы Б/И.
Контроль за работой автомата расхода топлива осуществляется по загоранию желтых светосигнализаторов ПОРЯДОК РАСХОДА, БАКИ № 2, БАКИ № 3, БАКИ № 4 и по загоранию и погасанию зеленых светосигнализаторов насосов перекачки в соответствии с порядком расхода, а также по указателям топливомера.
При отказе в работе автомата расхода топлива загорается красный светосигнализатор АР НЕ РАБ.
Питание автомата расхода топлива осуществляется переменным током от РК ~115/200 В через предохранитель ПМ-2 и постоянным током +27 В с панели АЗС правой через автомат защиты АЗСГК-5 АВТОМАТИКА ТОПЛИВА.

(г) Автомат заправки предназначен для автоматического закрытия кранов заправки и используется при централизованной заправке баков самолета топливом.
Питание автомата заправки осуществляется переменным током от РК~115/200 В правой через предохранитель ПМ-2 блока заправки и постоянным током +27 В от щитка заправки через автоматы защиты цепи питания блока заправки АЗСГК-2.

(2) Сигнализация начала расхода топлива из бака № I для выдачи сигнала о резервном остатке топлива 3300 кг в баке № I. После автоматического выключения всех перекачивающих насосов в баках 2, 3 ЛЕВ и ПРАВ. и 4 загорается желтый светосигнализатор РАСХОД ИЗ БАКА № I на панели приборов контроля двигателей Б/И.

(3) Сигнализация остатка топлива 2500 кг предназначена для выдачи сигнала ОСТАТОК ТОПЛИВА 2500. При достижении уровня топлива в расходном баке № I 2500 кг загорается красный мигающий светосигнализатор ОСТАТОК ТОПЛИВА 2500 на панели приборов контроля двигателей, красное мигающее светосигнальное табло ОСТАТОК ТОПЛИВА 2500 у КВС и прерывисто звучит громкоговоритель.
Питание датчика-сигнализатора осуществляется постоянным током +27 В от панели АЗС правой через автомат защиты СИГНАЛИЗ. ОСТАТОК ТОПЛИВА 2500.

8.3.4.6. Система измерения расхода топлива предназначена для дистанционного измерения часового (мгновенного) расхода топлива в кг/ч каждым двигателем и запаса топлива в кг во всей топливной системе самолета.
Расходомер включается перед запуском двигателей на все время работы выключателем РАСХОДОМЕР на панели топливной системы (см. 8.3.2).
Расходомер предназначен для работы на топливе трех сортов Т-I, ТС-I, Т-7. Переключатель сорта топлива (кремальера СТ на лицевой стороне индикатора суммарного запаса топлива) устанавливается в положение, соответствующее марке заправленного топлива. При заправке топливом иностранного производства кремальеру СТ устанавливать в положение, соответствующее значению удельного веса топлива производства СССР.
Ошибка показания индикатора суммарного расходомера накапливается по мере выработки топлива и может составлять ±2000 кг.
Питание расходомера осуществляется переменным током напряжением II5 В от РК ~115/200 В правой и постоянным током +27 В через автоматы защиты АЗСГК-2 РАСХОДОМЕР СИРТ-I, расположенный на правой панели АЗС.

(прод)

Вложить лицевой стороной к стр. 8.3.19

На стр. 8.3.19 (Март 24/86) пункт 8.3.4.6 вместо слов "на топливе трех сортов Т-1, ТС-1, Т-7" дать слова "на топливах марок ТС-1 и РТ ГОСТ 10227-86.".

8.3.4.7. Система измерения температуры топлива

Система измерения состоит из датчиков, установленных в баках № 3, и двух индикаторов температуры, размещенных на правом приборном щитке, рис. 9.2.2.8. Система предназначена для контроля температуры топлива в баках.

8.3.4.8. Система перекачки топлива

Система перекачки состоит из системы основной перекачки и системы резервной перекачки.

Система основной перекачки предназначена для перекачки топлива из очередных баков в расходный бак № 1 через порционер.

Система резервной перекачки предназначена для перекачки топлива из очередных баков в расходный бак № 1 помимо порционера, в случае его отказа и невыключении от выключателя ПРИНУДИТ ВКЛ ПОРЦИОН.

Управление системой осуществляется выключателем КРАНЫ РЕЗЕРВНОЙ ПЕРЕКАЧКИ В БАК № 1. Открытое положение кранов сигнализируется горением двух желтых светосигнализаторов. Кроме того, на земле после посадки система резервной перекачки обеспечивает возможность перекачки через бак № 1 по трубам перелива в баки № 2 остатков топлива из баков № 3 для увеличения запаса центровки от переваливания самолета на хвост и из бака № 4 – для удаления топлива (частично или полностью).

8.3.4.9. Вынужденное выключение трех генераторов

При вынужденном выключении трех генераторов сохраняется питание переменным током по два насоса в баках № 1 и № 4 и по два насоса в каждом баке № 2 и № 3 от автономных шин, см. 8.6 и 8.6а. Управление насосами в этом случае выполняется вручную.

При последовательном отказе трех генераторов автоматически включается резервный насос питания двигателей.

-oOo-

Ту-154М

Подраздел 8.4

ГИДРОСИСТЕМА

8.4. ГИДРОСИСТЕМА

8.4.I. Эксплуатационные ограничения

Наименование параметра	Единица измерения	Миним.	Норм.	Макс.
Гидросистемы I, 2, 3				
(I) Рабочее давление	кгс/см^2	200	2I0	220
(2) Давление срабатывания красных светосигнализаторов ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ I, 2, 3 (ГИДРОСИСТЕМЫ I, 2, 3),	кгс/см^2	95	I00	I05
АВАРИЙНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ	кгс/см^2	I80	I90	200
(3) Допустимая величина давления при перекладках управления самолетом в полете	кгс/см^2	I80	–	–
Примечание. В связи с погрешностью дистанционных манометров величины давлений на индикаторах могут отличаться от указанных на ±I0 кгс/см^2.				
(4) Уровень рабочей жидкости в гидробаках при температуре рабочей жидкости 20 °С (интерцепторы убраны, шасси выпущено, стояночный тормоз включен):				
– при отсутствии давления в гидросистемах и в аккумуляторе аварийного торможения				
в баке I-2 Г.С.	л	47	48	49
в баке 3 Г.С.	л	23	24	25
– при давлении в гидросистемах 200-220 кгс/см^2				
в баке I-2 Г.С.	л	35	36	37
в баке 3 Г.С.	л	I9	20	2I
Примечание. Изменение температуры рабочей жидкости на каждые I0 °С приводит к изменению уровня в баке I-2 гидросистемы на I л, в баке 3 гидросистемы – на 0,5 л.				
(5) Давление наддува в гидробаках I, 2, 3 гидросистем	кгс/см^2	I,8	2	2,3
(6) Давление в баллонах	кгс/см^2	I0	–	I5

(прод)

8.4.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Перед запуском двигателей (после установки самолета под ток)	Проверить:	
	Командир воздушного судна	
	БУСТЕРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ 1, 2, 3	- выключено, колпачок откинут
	Желтое светосигнальное табло БУСТЕРА	- горит
	ЗАКРЫЛКИ	- ВЫКЛ
	РАЗВОРОТ КОЛЕСА	- ВЫКЛ
	ИНТЕРЦЕПТОРЫ	- положение 0
	ШАССИ УБОРКА - ВЫПУСК	- нейтрально
	Самолет на стояночный тормоз	- установить
	Давление по индикаторам ГИДРОСИСТЕМЫ 1, 2, 3 и АВАРИЙНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ (при наличии давления – стравить)	- около 0
	Красные светосигнализаторы ГИДРОСИСТЕМЫ 1, 2, 3 и АВАРИЙНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ	- горят
	Доклад от наземного техсостава "ДАВЛЕНИЕ В СИСТЕМЕ НАДДУВА ГИДРОБАКОВ НОРМАЛЬНОЕ"	- получить
	Второй пилот	
	Рукоятка ШАССИ АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК	- опломбирована
	Выключатель ШАССИ ВЫПУСК ОТ 3 Г/СИСТ – ВЫКЛ	- в положение ВЫКЛ, колпачок закрыт, опломбирован
	Бортовой инженер	
	НАСОСНАЯ СТАНЦИЯ 2 ГС, 3 ГС	- ВЫКЛЮЧЕНО
	ПОДКЛЮЧ 2 ГС НА 1 ГС	- ВЫКЛЮЧЕНО
	Давление по индикаторам ГИДРОСИСТЕМА 1, 2, 3 и АВАРИЙН ТОРМОЖ	- около 0
	Красные светосигнализаторы ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ 1, 2, 3 и АВАРИЙН ТОРМОЖ	- горят
	Уровень рабочей жидкости по уровнемерам	- контролировать

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(2) После запуска ВСУ (работу по проверке насосных станций производить в случаях, если были обнаружены неисправности в работе систем или время стоянки самолета превысило 12 часов. Проверку производить с наземным составом)	Бортинженер НАСОСНАЯ СТАНЦИЯ 2 Г.С. - включить Превышение давления по индикатору ГИДРОСИСТЕМА 2 до 200 – 220 кгс/см^2 за 14 секунд (не более) - контролировать Красный светосигнализатор ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ 2 - гаснет Отсутствие повышения давления по индикатору ГИДРОСИСТЕМА 1 - контролировать Командир воздушного судна Давление по индикатору ГИДРОСИСТЕМЫ 2 - 200 – 220 кгс/см^2 Выключатель БУСТЕРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ 2 - включить Произвести две – три перекладки РВ из одного крайнего положения в другое. При быстрой перекладке возможно падение давления по индикатору ГИДРОСИСТЕМЫ 2 ниже 100 кгс/см^2 с последующим восстановлением, при этом светосигнализатор ГИДРОСИСТЕМЫ 2 загорается, при восстановлении давления – гаснет. Выключатель БУСТЕРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ 2 - выключить Бортинженер При работе управления возможно временное падение давления по индикатору ГИДРОСИСТЕМА 2 ниже 100 кгс/см^2, при этом светосигнализатор ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ 2 загорается, при восстановлении давления – гаснет. Выключатель ПОДКЛЮЧ 2 Г.С. на 1 Г.С. - включить Повышение давления по индикаторам ГИДРОСИСТЕМА 1, 2 до 200 – 220 кгс/см^2 - контролировать Красные светосигнализаторы ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ 1, 2 - гаснут Командир воздушного судна Давление по индикаторам ГИДРОСИСТЕМЫ 1, 2 - 200 – 220 кгс/см^2 Красные светосигнализаторы ГИДРОСИСТЕМЫ 1, 2 - не горят

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Выключатель БУСТЕРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ 1 - включить Проверить управление основным торможением, контролируя давление в тормозах по индикаторам ТОРМОЗА КОЛЕС ЛЕВЫЙ, ПРАВЫЙ 105 – 115 кгс/см^2, поста самолет на стояночный тормоз, произвести 2 – 3 перекладки РВ из одного крайне положения в другое. При быстрой перекладке возможно падение давления по индикаторам ГИДРОСИСТЕМЫ 1, 2 ниже 100 кгс/см^2 с последующим восстановлением, при этом светосигнализаторы ГИДРОСИСТЕМЫ 1, 2 загораются, при восстановлении давления - гаснут Выключатель БУСТЕРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ 1 - выключить Бортинженер При работе управления возможно временное падение давления по индикаторам ГИДРОСИСТЕМА 1, 2 ниже 100 кгс/см^2, при этом светосигнализаторы ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ 1, 2 загораются Кнопку ЗАРЯДКА АККУМ - нажать Повышение давления по индикатору АВАРИЙН ТОРМОЖ до 200 – 220 кгс/см^2 за 14 с (не более) - контролировать Светосигнализатор АВАРИЙН ТОРМОЖ - гаснет Кнопку ЗАРЯДКА АККУМ - отпустить Выключатель ПОДКЛЮЧ 2 Г.С. на 1 Г.С. - выключить Командир воздушного судна Выкяючатели БУСТЕРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ 1 и БУСТЕРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ 2 - включить 4 – 5 перекладок РВ из одного крайнего положения в другое - произвести Восстановление давления по индикатору ГИДРОСИСТЕМЫ 2 до 200 – 220 кгс/см^2 и снижение давления по индикатору ГИДРОСИСТЕМЫ 1 ниже 180 кгс/см^2 - контролировать Выключатели БУСТЕРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ 1 и БУСТЕРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ 2 - выключить Бортинженер НАСОСНАЯ СТАНЦИЯ 2 ГС - выключить Выключатель НАСОСНАЯ СТАНЦИЯ 3 ГС - включить Повышение давления по индикатору ГИДРОСИСТЕМА 3 до 200 – 220 кгс/см^2 за 14 с (не более) - контролировать Светосигнализатор ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ 3 - гаснет Командир воздушного судна Давление по индикаторам ТОРМОЗА КОЛЕС - 110 – 130 кгс/см^2 контролировать Давление по индикатору ГИДРОСИСТЕМЫ 3 - 200 – 220 кгс/см^2 Светосигнализатор ГИДРОСИСТЕМЫ 3 - не горит Выключатель БУСТЕРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ 3 - включить 2 – 3 перекладки РВ из одного крайнего положения в другое - произвести

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(3) При запуске двигателей	Изменение давления по индикатору ГИДРОСИСТЕМЫ 3	- контролировать
	Выключатель БУСТЕРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ 3	- выключить
	Бортинженер	
	При работе управления изменение давления по индикатору ГИДРОСИСТЕМА 3	- контролировать
	НАСОСНАЯ СТАНЦИЯ 3 ГС	- выключить
	Уровень рабочей жидкости по уровнемерам при давлении по индикаторам ГИДРОСИСТЕМА 1, 2, 3 200 - 220 кгс/см^2	- контролировать
	Командир воздушного судна	
	Давление по индикаторам ГИДРОСИСТЕМЫ 2, 3	- около 0 (если НС не включались). Меньше 210 кгс/см^2 после выключения НС
	Красные светосигнализаторы ГИДРОСИСТЕМЫ 2, 3	- загораются (не горят)
	Давление по индикатору АВАРИЙНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ	- не менее 180 кгс/см^2
	При давлении по индикатору АВАРИЙНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ ниже 180 кгс/см^2 произвести зарядку гидроаккумулятора аварийного торможения согласно указаний п. 8.4.2 (2).	
	Перед запуском двигателей стравить давление в 1 ГС до 150 - 160 кгс/см^2 , а также 2 ГС и 3 ГС (при наличии в них давления более 160 кгс/см^2) до величины, не превышающей 160 кгс/см^2 .	
	Для проверки работы гидравлических насосов запуск двигателей необходимо производить, чередуя варианты последовательности запуска: I вариант запуска двигателей : № 1, № 2, № 3; II вариант запуска двигателей: № 2, № 1, № 3.	
	При I варианте запуска двигателей давление в гидросистемах должно повышаться следующим образом: при запуске двигателя № 1 - в гидросистеме 1;	

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
	при запуске двигателя № 2 - в гидросистеме 2; при запуске двигателя № 3 - в гидросистеме 3.	
	При II варианте запуска двигателей давление в гидросистемах должно повышаться следующим образом:	
	при запуске двигателя № 2 - в гидросистемах 1 и 2; при запуске двигателя № 1 - не контролируется; при запуске двигателя № 3 - в гидросистеме 3.	
	После запуска двигателей: давление по индикаторам 1, 2, 3 красные светосигнализаторы	 - 200 - 220 кгс/см^2 - погасли
	При поочередном запуске двигателей:	
	Командир воздушного судна	
	После запуска 1 или 2 двигателя Выключатель БУСТЕРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ 1	 - включить
	Давление по индикатору 1 гидросистемы 200 - 220 кгс/см^2	 - убедиться
	Красный светосигнализатор 1 гидросистемы не горит	 - убедиться
	Давление по индикаторам ТОРМОЗА КОЛЕС ЛЕВЫЙ, ПРАВЫЙ 105 ... 115 кгс/см^2	 - убедиться
	2 - 3 перекладки РВ из одного крайнего положения в другое, контролируя изменение давления по индикатору и светосигнализатору гидросистемы 1	 - произвести
	Бортинженер	
	Изменение давления по индикатору и светосигнализатору гидросисте	 - контролировать
	Кнопку ЗАРЯДКА АККУМ	 - нажать
	Повышение давления по индикатору АВАРИЙН ТОРМОЖ до 200 - 220 кгс/см^2 и гаснущему светосигнализатору	 - контролировать
	Уровень рабочей жидкости по уровнемерам при давлении по индикатору гидросистемы 1, равном 200 - 220 кгс/см^2	 - контролировать

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
	Командир воздушного судна	
	После запуска 2 или 1 двигателя	
	Выключатель БУСТЕРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ 1	- выключить
	Выключатель БУСТЕРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ 2	- включить
	Давление по индикатору 2 гидросистемы 200 - 220 кгс/см^2	- убедиться
	Красный светосигнализатор 2 гидросистемы не горит	- убедиться
	2 - 3 перекладки РВ из одного крайнего положения в другое, контролируя изменение давления по индикатору и светосигнализатору гидросистемы 2	- произвести
	Бортинженер	
	Изменение давления по индикатору и светосигнализатору гидросистемы 2	- контролировать
	Уровень рабочей жидкости по уровнемерам при давлении по индикатору гидросистемы 2, равном 200 - 220 кгс/см^2	- контролировать
	Командир воздушного судна	
	Выключатель БУСТЕРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ 2	- выключить
	Выключатель БУСТЕРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ 3	- включить
	Давление по индикатору 3 гидросистемы 200 - 220 кгс/см^2	- убедиться
	Красный светосигнализатор 3 гидросистемы не горит	- убедиться
	2 - 3 перекладки РВ из одного крайнего положения в другое, контролируя изменение давления по индикатору и светосигнализатору гидросистемы 3	- произвести
	Бортинженер	
	Изменение давления по индикатору и светоигнализатору гидросистемы 3	- контролировать

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
	Уровень рабочей жидкости по уровнемерам при давлении по индикатору гидросистемы 3, равном 200 – 220 кгс/см^2	- контролировать
	Командир воздушного судна	
	Выключатель БУСТЕРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ 3	- выключить
(4) Перед выруливанием	Командир воздушного судна	
	Давление по индикаторам ГИДРОСИСТЕМЫ 1, 2, 3 и АВАРИЙНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ	- 200 - 220 кгс/см^2
	Красные светосигнализаторы ГИДРОСИСТЕМЫ 1, 2, 3 и АВАРИЙНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ	- не горят
	Давление по индикаторам ТОРМОЗА КОЛЕС ЛЕВЫЙ, ПРАВЫЙ	- 110 – 130 кгс/см^2
	БУСТЕРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ 1, 2, 3	- включить, колпачок закрыть
	Желтый светосигнализатор БУСТЕРА	- гаснет
	Работу системы управления в соответствии с указаниями подраздела 8.7	- проверить
	При этом давление по индикаторам ГИДРОСИСТЕМЫ 1, 2, 3	- не ниже 180 кгс/см^2
	Бортинженер	
	Давление по индикаторам ГИДРОСИСТЕМА 1, 2, 3 и АВАРИЙН ТОРМОЖ	- 200 – 220 кгс/см^2
	Красные светосигнализаторы ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ 1, 2, 3 и АВАРИЙН ТОРМОЖ	- не горят
	По уровнемерам: ГИДРОБАКИ 1 – 2 ГС	- кнопку нажать, уровень в норме (не менее 30 л)
	ГИДРОБАКИ 3 ГС	- кнопку нажать, уровень в норме (не менее 17 л)
(5) На предварительном старте	Командир воздушного судна	
	Давление по индикаторам ГИДРОСИСТЕМЫ 1, 2, 3 и АВАРИЙНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ	- 200 – 220 кгс/см^2
	Красные светосигнализаторы ГИДРОСИСТЕМЫ 1, 2, 3 и АВАРИЙНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ	- не горят

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(6) В крейсерском полете	БУСТЕРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ - включено Бортинженер Давление по индикаторам ГИДРОСИСТЕМА 1, 2, 3 и АВАРИЙН ТОРМОЖ - 200 – 220 кгс/см^2 При меньшем давлении по индикатору АВАРИЙН ТОРМОЖ подзарядить гидроаккумулятор нажатием кнопки ЗАРЯДКА АККУМ. Красные светосигнализаторы ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ 1, 2, 3 и АВАРИЙН ТОРМОЖ - не горят Командир воздушного судна Давление по индикаторам ГИДРОСИСТЕМЫ 1, 2, 3 и АВАРИЙНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ - 200 – 220 кгс/см^2 Красные светосигнализаторы ГИДРОСИСТЕМЫ 1, 2, 3 и АВАРИЙНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ - не горят Бортинженер Давление по индикаторам ГИДРОСИСТЕМА 1, 2, 3 и АВАРИЙН ТОРМОЖ - 200 – 220 кгс/см^2 Красные светосигнализаторы ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ 1, 2, 3 и АВАРИЙН ТОРМОЖ - не горят
(7) При заходе на посадку (после выпуска шасси)	Командир воздушного судна Давление по индикаторам ГИДРОСИСТЕМЫ 1, 2, 3 и АВАРИЙНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ - 200 – 220 кгс/см^2 Красные светосигнализаторы ГИДРОСИСТЕМЫ 1, 2, 3 и АВАРИЙНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ - не горят

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Бортинженер Давление по индикаторам ГИДРОСИСТЕМА 1, 2, 3 и АВАРИЙН ТОРМОЖ - 200 – 220 кгс/см^2 Красные светосигнализаторы ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ 1, 2, 3 и АВАРИЙН ТОРМОЖ - не горят

Примечание. При нормальной эксплуатации основной контроль за давлением в гидросистемах и в гидроаккумуляторе аварийного торможения осуществляет бортинженер, а при необходимости КВС.

(прод.)

8.4.3. Неисправности

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В ПОЛЕТЕ ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПРОИЗВОДИТЬ ПОДКЛЮЧЕНИЕ ГИДРОСИСТЕМЫ 2 К ГИДРОСИСТЕМЕ 1.

Проявление неисправности	Необходимые действия
(1) **На приборной доске КВС и панели управления гидросистемами Б/И:**	
(а) Светосигнализаторы ГИДРОСИСТЕМЫ 1, ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ 1 горят, давление по индикаторам ГИДРОСИСТЕМА 1 ниже 100 кгс/см^2	Свидетельствует об отказе гидросистемы 1 Бортинженер ГИДРОПИТАНИЕ РА-56 КУРС I, КРЕН I, ТАНГАЖ I - выключить Зеленое светосигнальное табло ИСПР АБСУ - гаснет Перед выпуском закрылков и шасси НАСОСНАЯ СТАНЦИЯ 2 ГС - включить Командир воздушного судна Скорость полета до 360 км/ч - уменьшить Команду 2/П на выпуск закрылков с соответствующей установкой стабилизатора в посадочное положение - дать При выпуске закрылков учитывайте увеличение времени выпуска в два раза (36 – 46 с). При выпуске закрылков и после их выпуска может высвечиваться зеленое светосигнальное табло ЗАКРЫЛ I П/К. После выпуска закрылков команду 2/П на выпуск шасси аварийным способом от 2 ГС - дать Средние и внутренние интерцепторы не управляются. Торможение на пробеге производить аварийными тормозами и реверсом тяги двигателей. Второй пилот По команде КВС после выпуска закрылков, шасси рукояткой ШАССИ АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК - выпустить
(б) Светосигнализаторы ГИДРОСИСТЕМЫ 2, ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ 2 горят, давление по индикаторам ГИДРОСИСТЕМА 2 ниже 100 кгс/см^2	Свидетельствует об отказе гидросистемы 2 Бортинженер ГИДРОПИТАНИЕ РА-56 КУРС II, КРЕН II, ТАНГАЖ II - выключить Зеленое светосигнальное табло ИСПР АБСУ - гаснет

(прод.)

Проявление неисправности	Необходимые действия
	НАСОСНАЯ СТАНЦИЯ 2 ГС - **включить** Рост давления и погасание светосигнализатора ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ 2 ГС - **контролировать** Если светосигнализатор в течение 10 с не гаснет, НАСОСНАЯ СТАНЦИЯ 2 ГС - **выключить** Перед посадкой НАСОСНАЯ СТАНЦИЯ 3 ГС - **включить** К о м а н д и р в о з д у ш н о г о с у д н а Если перед посадкой включена насосная станция 2 ГС, посадку производить нормально. Если перед посадкой включена насосная станция 3 ГС, перед выпуском шасси выпустите закрылки с соответствующей установкой стабилизатора в посадочное положение. При выпуске закрылков учитывать увеличение времени их выпуска в два раза (36 – 46 с), при выпуске и после выпуска зеленое светосигнальное табло ЗАКРЫЛ II П/К может высвечиваться. Управление поворотом колес передней опоры работать не будет. Направление пробега выдерживать рулем направления и раздельным торможением колес.
(в) Светосигнализаторы ГИДРОСИСТЕМЫ 3, ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ 3 горят, давление по индикаторам ГИДРОСИСТЕМА 3 ниже 100 кгс/см^2	Свидетельствует об отказе гидросистемы 3 Б о р т и н ж е н е р ГИДРОПИТАНИЕ РА-56 КУРС III, КРЕН III, ТАНГАЖ III - **выключить** Зеленые светосигнальные табло ИСПР АБСУ - **гаснет** НАСОСНАЯ СТАНЦИЯ 3 ГС - **включить** Рост давления и погасание светосигнализатора ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ 3 ГС - **контролировать** Если светосигнализатор в течение 10 с не гаснет. НАСОСНАЯ СТАНЦИЯ 3 ГС - **выключить** Перед посадкой НАСОСНАЯ СТАНЦИЯ 2 ГС - **включить**

Проявление неисправности	Необходимые действия
(г) Светосигнализаторы ГИДРОСИСТЕМЫ 1, 2, ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ 1, 2 горят, давление по индикаторам ГИДРОСИСТЕМА 1, 2 ниже 100 кгс/см^2	Свидетельствует об отказе гидросистем 1 и 2 Бортинженер НАСОСНАЯ СТАНЦИЯ 3 ГС - включить ГИДРОПИТАНИЕ РА-56 КУРС I, II, III, КРЕН I, II, III, ТАНГАЖ I, II, III - выключить Зеленое светосигнальное табло ИСПР АБСУ - гаснет Перед заходом на посадку НАСОСНАЯ СТАНЦИЯ 2 ГС - включить Рост давления и погасание светосигнализатора ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ 2 ГС - контролировать Если светосигнализатор в течении 10 с не гаснет, НАСОСНАЯ СТАНЦИЯ 2 ГС - выключить Об отказе 1 ГС и 2 ГС КВС - доложить В этом случае управление поворотом колес передней опоры – неработоспособно. Командир воздушного судна - избегать резких движений органами управления; - следовать на ближайший аэродром; - управление стабилизатором и выпуск предкрылков осуществлять в ручном режиме (если насосная станция 2 ГС не включилась); - шасси выпускать от 3 ГС в соответствии с пунктом 8.9.2. (11). ВНИМАНИЕ. Управление средними и внутренними интерцепторами неработоспособно. Получить доклад от Б/И об отказе 1 ГС и 2 ГС, при этом управление закрылками, поворотом колес передней опоры, основным торможением колес – невозможно. Посадку выполнять в соответствии с подразделом 5.2. Направление движения на пробеге выдерживать РН и раздельным аварийным торможением колес. Торможение осуществлять реверсом тяги и аварийным торможением. Если после включения насосной станции 2 ГС светосигнализатор ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ 2 ГС в течение 10 с гаснет – при выпуске закрылков учитывать увеличение времени выпуска в два раза (36 – 46 с). Невозможно управление основным торможением колес. 2/П команду на выпуск шасси от 3 ГС, см. пункт 8.9.2 (11), после включения насосной станции 3 ГС - дать

(прод.)

Проявление неисправности	Необходимые действия
(д) Светосигнализаторы ГИДРОСИСТЕМЫ 1, 3, ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ 1, 3 горят, давление по индикаторам ГИДРОСИСТЕМА 1, 3 ниже 100 кгс/см^2	На пробеге аварийными тормозами в соответствии с пунктом 8.9.3 (11) и реверсом тяги двигателей - тормозить После приземления для сокращения длины пробега двигатель № 2 - выключить Второй пилот После включения насосной станции 3 ГС по команде КВС шасси от 3 ГС - выпустить Свидетельствует об отказе гидросистем 1 и 3 Бортинженер НАСОСНАЯ СТАНЦИЯ 2 ГС - включить ГИДРОПИТАНИЕ РА-56 КУРС I, II, III, КРЕН I, II, III, ТАНГАЖ I, II, III - выключить Зеленое светосигнальное табло ИСПР АБСУ - гаснет Перед заходом на посадку НАСОСНАЯ СТАНЦИЯ 3 ГС - включить до выпуска шасси Рост давления и погасание светосигнализатора ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ 3 ГС - контролировать Если светосигнализатор в течении 10 с не гаснет, НАСОСНАЯ СТАНЦИЯ 3 ГС - выключить Командир воздушного судна Резких движений органами управления - избегать На ближайший аэродром - следовать Средние и внутренние интерцепторы - управляться не будут Основное торможение колес - не работоспособно Команду 2/П на выпуск шасси от рукоятки ШАССИ АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК после включения насосной станции 2 ГС - дать При выпуске закрылков учитывать увеличение времени выпуска в два раза (36 – 46 с). При выпуске и после выпуска закрылков может гореть зеленое светосигнальное табло ЗАКРЫЛ I П/К. Торможение на пробеге аварийными тормозами в соответствии с пунктом 8.9.3 (11) и реверсом тяги двигателей - производить

(прод.)

Проявление неисправности	Необходимые действия
(е) Светосигнализаторы ГИДРОСИСТЕМЫ 2, 3, ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ 2, 3 горят, давление по индикаторам ГИДРОСИСТЕМА 2, 3 ниже 100 кгс/см^2	Второй пилот По команде КВС шасси от рукоятки ШАССИ АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК после включения насосной станции 2 ГС - выпустить Свидетельствует об отказе гидросистемы 2 и 3 Бортинженер ГИДРОПИТАНИЕ РА-56 КУРС I, II, III, КРЕН I, II, III, ТАНГАЖ I, II, III - выключить Зеленое светосигнальное табло ИСПР АБСУ - гаснет Перед заходом на посадку НАСОСНАЯ СТАНЦИЯ 2 ГС - включить НАСОСНАЯ СТАНЦИЯ 3 ГС - включить Погасание светосигнализаторов ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ 2 ГС и ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ 3 ГС в течение 10 с - контролировать Если светосигнализатор ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ в течение 10 с не гаснет, насосную станцию соответствующей системы - отключить О работоспособности 2 ГС и 3 ГС КВС - доложить Командир воздушного судна На ближайший аэродром - следовать Резких движений органами управления - избегать Доклад от Б/И о работоспособности 2 ГС и 3 ГС - получить При выпуске закрылков учитывать увеличение времени выпуска в 2 раза (36 – 46 с). При выпуске и после выпуска закрылков может гореть зеленое светосигнальное табло ЗАКРЫЛ II П/К. Если насосная станция 2 ГС не работает, управление поворотом колес передней опоры работать не будет. Шасси выпускать при горизонтальном полете. Направление движением на пробеге выдерживать РН и раздельным торможением колес.

Проявление неисправности	Необходимые действия
(2) Отказ двигателя № I	К о м а н д и р в о з д у ш н о г о с у д н а Б о р т и н ж е н е р При выпуске шасси: Давление по индикатору ГИДРОСИСТЕМЫ I ниже 100 кгс/см^2 – падает кратковременно Светосигнализаторы ГИДРОСИСТЕМЫ I, ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ I – могут загораться кратковременно
(3) Отказ двигателя № 2	Если отказ двигателя произошел на разбеге: Б о р т и н ж е н е р немедленно НАСОСНАЯ СТАНЦИЯ 2 ГС – включить Если отказ двигателя произошел в полете: К о м а н д и р в о з д у ш н о г о с у д н а ВНИМАНИЕ. ШАССИ И ЗАКРЫЛКИ ВЫПУСКАТЬ В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ. При выпуске шасси давление по индикатору ГИДРОСИСТЕМЫ I ниже 100 кгс/см^2 – может падать кратковременно Светосигнализатор ГИДРОСИСТЕМЫ I – может загораться кратковременно Б о р т и н ж е н е р Перед заходом на посадку НАСОСНАЯ СТАНЦИЯ 2 ГС – включить При выпуске шасси давление по индикатору ГИДРОСИСТЕМА I ниже 100 кгс/см^2 – может падать кратковременно Светосигнализатор ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ I – может загораться кратковременно
(4) Отказ двигателя № 3	Б о р т и н ж е н е р Перед посадкой: НАСОСНАЯ СТАНЦИЯ 3 ГС – включить

(прод.)

Проявление неисправности	Необходимые действия
(5) Отказ двигателей № I и № 2 в полете	**Б о р т и н ж е н е р** НАСОСНАЯ СТАНЦИЯ 2 ГС – включить ВНИМАНИЕ. ПЕРЕД ВКЛЮЧЕНИЕМ НАСОСНОЙ СТАНЦИИ УБЕДИТЬСЯ, ЧТО НАГРУЗКА НА ГЕНЕРАТОР, РАБОТАЮЩИЙ НА ОСНОВНУЮ СЕТЬ, НЕ ПРЕВЫШАЕТ II0 А. Если отказ произошел при заходе на посадку, то перед включением насосной станции для уменьшения нагрузки на генератор выключить: - общее (центральное и боковое) освещение салонов; - питание топливных насосов баков № 2, № 3, № 4; - радиолокатор ГРОЗА. При выпуске закрылков и шасси давление по индикаторам: - ГИДРОСИСТЕМА I – ниже I00 кгс/см^2; - ГИДРОСИСТЕМА 2 – ниже I00 кгс/см^2 временно Светосигнализаторы ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ I, 2 – загораются **К о м а н д и р в о з д у ш н о г о с у д н а** Резких движений органами управления – избегать Средние и внутренние интерцепторы – управляться не будут Основное торможение колес – не работоспособно Команду 2/П на выпуск шасси от рукоятки ШАССИ АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК после включения насосной станции 2 ГС – дать При выпуске закрылков учитывать увеличение времени выпуска в два раза (36 - 46 с). ВНИМАНИЕ. ВЫПУСК ШАССИ И ЗАКРЫЛКОВ ПРОИЗВОДИТЬ В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ. При выпуске закрылков и шасси давление по индикаторам: -ГИДРОСИСТЕМА I – ниже I00 кгс/см^2; -ГИДРОСИСТЕМА 2 – ниже I00 кгс/см^2 временно Красные светосигнализаторы ГИДРОСИСТЕМЫ I, 2 – загораются Торможение на пробеге после посадки аварийными тормозами в соответствии с пунктом 8.9.3 (II) – производить **В т о р о й п и л о т** По команде КВС шасси от рукоятки ШАССИ АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК – выпустить (прод.)

Проявление неисправности	Необходимые действия
	Сразу же после заруливания на стоянку колеса охладить водой.
(6) Отказ двигателей № I и № 3 в полете	К о м а н д и р в о з д у ш н о г о с у д н а Учитывать увеличение времени выпуска закрылков и шасси, при этом давление по индикатору ГИДРОСИСТЕМА I может кратковременно падать ниже I00 кгс/см^2. Светосигнализатор ГИДРОСИСТЕМЫ I – может загораться кратковременно Б о р т и н ж е н е р НАСОСНАЯ СТАНЦИЯ 3 ГС при тех же условиях, как при отказе двигателей № I и № 2 – включить При выпуске закрылков и шасси давление по индикатору ГИДРОСИСТЕМА I может кратковременно падать ниже I00 кгс/см^2. Красный светосигнализатор ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ I – может загораться кратковременно
	Сразу же после заруливания на стоянку колеса охладить водой.
(7) Отказ двигателей № 2 и № 3 в полете	К о м а н д и р в о з д у ш н о г о с у д н а ВНИМАНИЕ. ШАССИ И ЗАКРЫЛКИ ВЫПУСКАТЬ В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ. ПРИ ЭТОМ УЧИТЫВАТЬ УВЕЛИЧЕНИЕ ВРЕМЕНИ ВЫПУСКА ШАССИ И ЗАКРЫЛКОВ. При выпуске шасси и закрылков давление по индикаторам ГИДРОСИСТЕМЫ I, 2 может кратковременно падать ниже I00 кгс/см^2. Красные светосигнализаторы ГИДРОСИСТЕМЫ I, 2 – могут загораться кратковременно Б о р т и н ж е н е р НАСОСНАЯ СТАНЦИЯ 2 ГС при тех же условиях, как при отказе двигателей № I и № 2 – включить При выпуске шасси и закрылков давление по индикаторам ГИДРОСИСТЕМЫ I, 2 может кратковременно падать ниже I00 кгс/см^2. Красные светосигнализаторы ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ I, 2 – могут загораться кратковременно Сразу же после заруливания на стоянку колеса охладить водой.

(прод.)

8.4.4. Краткое описание

(I) На самолете предусмотрены три самостоятельные, независимо действующие друг от друга, гидравлические системы I, 2 и 3, рабочей жидкостью которых является масло АМГ-I0.

В качестве заменителей применяются жидкости иностранных марок, приведенные в таблице 8.4.4.I.

Таблица 8.4.4.I

Жидкости производства РФ	Жидкости иностранных марок, применяемые взамен отечественных		
Марка	Марка	Спецификация	Фирма, страна
АМГ-I0	AeroShell Fluid 41 (сорт ОМ-I5)	MIL-H-5606E DER STAN 91-48 Grade Superlean	Shell
	Royco Micronic 756D	MIL-H-5606C	США
	Brayco Micronic 756D	MIL-H-5606C	США
	AM-1	MIL-H-5606D	США
	Univis J13	MIL-H-5606E	Esso
	Hydraulic Oil BB		США
	Petrofluid 5606B		США
	YACCO LHM	AIR 3520A, MIL-H-5606D, E	Франция
	Mobil Aero HFD	MIL-H-5606D	Mobil Oil
	HY-10	-	Китай

Примечание. Смешение жидкостей, указанных в таблице, разрешается в любых пропорциях.

(2) Источниками давления гидросистемы I являются два насоса с приводами от двигателей № I и № 2, гидросистемы 2 - насос с приводом от двигателя № 2 и насосная станция с электроприводом, гидросистемы 3 - насос с приводом от двигателя № 3 и насосная станция с электроприводом.

Насосные станции являются резервными источниками давления и включаются бортинженером при наземной проверке гидросистем, а также в полете в случае отказа основных насосов или падении их мощности (при отказе двигателей) выключателями НАСОСНАЯ СТАНЦИЯ 2 ГС, 3 ГС.

Для наземной проверки гидросистемы I насосная станция гидросистемы 2 может быть подключена выключателем ПОДКЛЮЧ 2 ГС НА I ГС.

ВНИМАНИЕ! В полете выключателем ПОДКЛЮЧ 2 ГС НА I ГС НЕ ПОЛЬЗОВАТЬСЯ.

(3) Рабочее давление в гидросистемах 200... 220 кгс/см^2.

Контроль за работой гидросистем осуществляют КВС и Б/И по индикаторам давления

(прод.)

ГИДРОСИСТЕМЫ I, 2, 3 и красным светосигнализаторам ГИДРОСИСТЕМЫ I, 2, 3 и ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ I, 2, 3, загорающимся при давлении в гидросистемах ниже I00 кгс/см^2.

(4) Гидросистема I обеспечивает:

- уборку и выпуск шасси (основное управление);
- управление основными тормозами колес шасси;
- управление закрылками (первый подканал);
- управление средними и внутренними интерцепторами;
- управление элерон-интерцепторами, элеронами, РВ, РН (первый канал);
- управление рулевыми агрегатами элеронов, РВ, РН (первый канал);
- зарядку аккумулятора аварийных тормозов;
- затормаживание колес шасси после взлета.

(5) Гидросистема 2 обеспечивает:

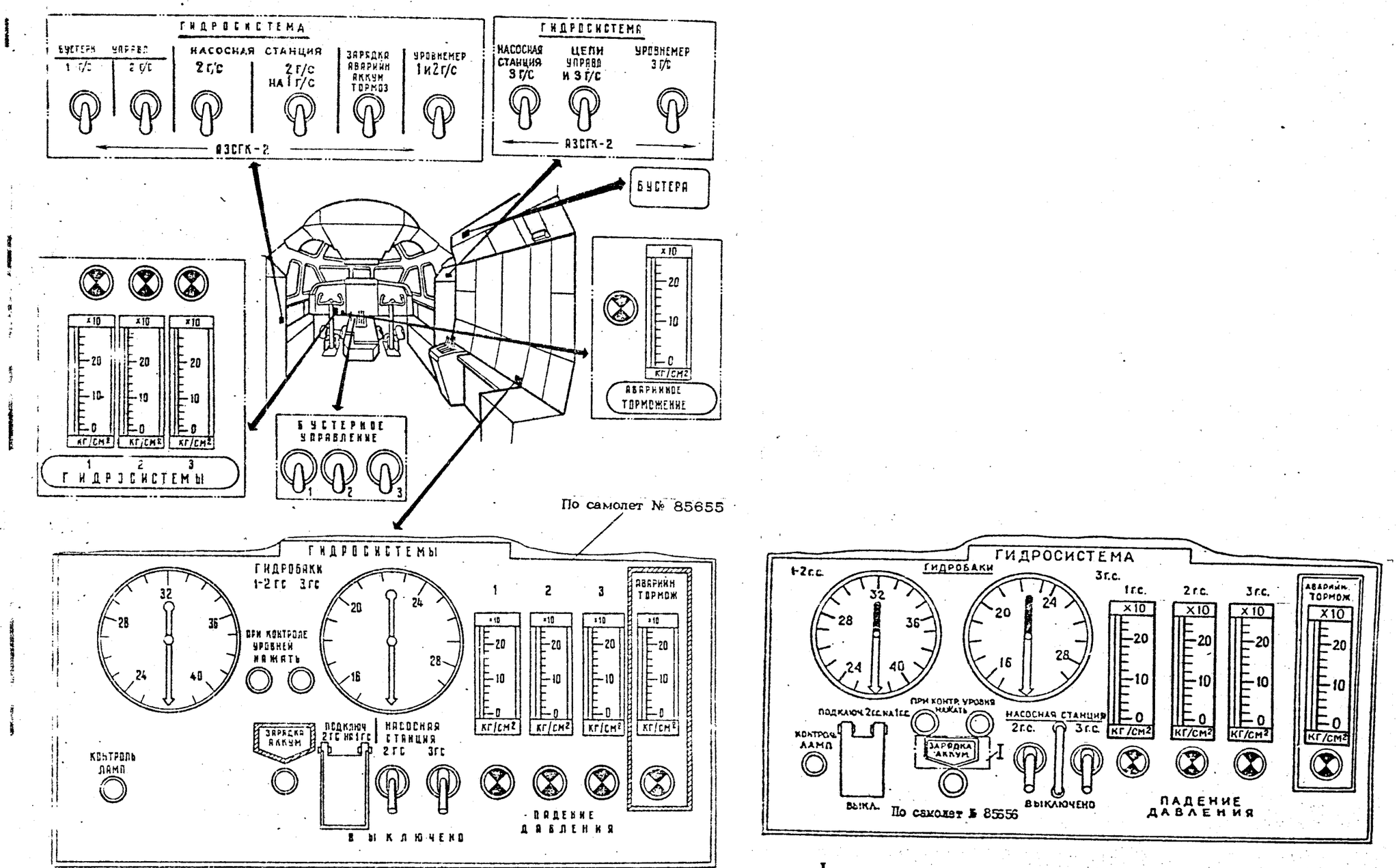
- аварийный выпуск шасси;
- управление поворотом колес передней опоры шасси;
- управление закрылками (второй подканал);
- управление элерон-интерцепторами, элеронами, РВ, РН (второй канал);
- управление рулевыми агрегатами элеронов, РВ, РН (второй канал).

(6) Гидросистема 3 обеспечивает:

- дублирующий аварийный выпуск шасси;
- управление элерон-интерцепторами, элеронами, РВ, РН (третий канал);
- управление рулевыми агрегатами элеронов, РВ, РН (третий канал).

Размещение органов управления в кабине экипажа - см. рис. 8.4.I.

(прод.)



Органы управления гидросистемой

Рис. 8.4.I

-ооо-

Ту-154М

Подраздел 8.6

ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ

8.6. ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ

8.6.I. Эксплуатационные ограничения

Наименование параметра	Единица измерен.	Миним.	Норм.	Макс.
(I) Основная (первичная) система электроснабжения				
(а) Напряжение:				
– аэродромного источника, генератора, генератора ВСУ	В	II7	II9	I2I
– бортсети ~ II5/200 В	В	II7	II9	I2I
(б) Частота:				
– аэродромного источника генератора, генератора ВСУ	Гц	390	400	4I0*
– бортсети ~ II5/200 В	Гц	390	400	4I0
(в) Ток нагрузки:				
– аэродромного источника	А	>0	–	I70
– генератора	А	>0	–	II0
– генератора при включенных п/облед. предкрылков	А	>0	–	I38
– генератора ВСУ				
С отбором воздуха на кондиционирование	А	>0	–	II0
С отбором воздуха на запуск двигателей	А	>0	–	II0
С отбором воздуха на запуск двигателей и кондиционирование при температуре атмосферного воздуха ⩾30° С	А	–	–	70
В полете	А	0	–	I38
(2) Вторичные системы электроснабжения				
(а) Напряжение сетей при питании				
– от трансформаторов	В	35	36	39,5
– от преобразователей ПТС-250	В	33,5	36	39,5
– от выпрямителей	В	27	28	30
– от аккумуляторов	В	20	–	25

* При работе ВСУ в полете допускается повышение частоты до 4I8 Гц.

(прод.)

Наименование параметра	Единица измерения	Миним.	Норм.	Макс.
Напряжение аккумуляторов:				
- при проверке до включения в сеть	В	26	-	-
- при проверке под нагрузкой	В	24	-	-
- при проверке под нагрузкой аккумуляторов фирмы VARTA	В	23	-	-
- при проверке под нагрузкой аккумуляторов фирмы SAFT	В	22,5	-	-
- при проверке в полете	В	24	-	-
(б) Ток нагрузки:				
- выпрямителя	А	> 0	-	200
- аккумулятора (при проверке)	А	90	-	100
Ток заряда аккумулятора (при проверке)	А	-	-	25
(3) Продолжительность полета на аккумуляторах (при неработающих топливных насосах)	мин	-	-	30
(4) Время снижения до высоты 3000 м и запуска ВСУ при отказе трех генераторов или трех двигателей	мин	-	-	11

(5) Ограничения по включению гидронасосных станций НС-46

(а) При отказе одного генератора (двигателя) при включенных противообледенителях предкрылков можно включать:

- в полете по трассе одну НС-46 без ограничений;
- при заходе на посадку одну НС-46, при этом нагрузка генератора, работающего на основную сеть до включения НС-46, не должна превышать 110 А.

При большей нагрузке по команде КВС предварительно выключить центральное и боковое освещение салонов, топливные насосы баков № 2 и № 3, при этом топливо в двигатели будет поступать только из расходного бака № 1, радиолокатор "Гроза-154".

После включения насосной станции Б/И следит за нагрузкой генератора, не допуская перегрузки более 138 А.

(б) При отказе двух любых генераторов (двигателей) разрешается включать только одну насосную станцию в порядке, изложенном в п. (а).

Если включены противообледенители предкрылков, то питание их должно осуществляться от генератора ВСУ.

(в) При вынужденном выключении трех генераторов от основной сети (при пожаре или дымлении электрифицированного оборудования) в случае необходимости включения гидронасосных станций разрешается включать один из генераторов на основную сеть, предварительно выключив аварийный переключатель включенного генератора. После включения насосной станции Б/И следит за нагрузкой генератора, не допуская перегрузок более 138 А.

8.6.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(I) Перед запуском двигателей	(а) Исходное положение элементов управления системой электроснабжения	
	Автоматы защиты на панелях АЗС и в РК	– включены
	Все выключатели и переключатели питания потребителей на панелях, пультах и щитках	– выключены
	Переключатели генераторов I, 2, 3	– в положении ВЫКЛ
	Выключатель ВСУ	– в положении ВЫКЛЮЧЕНО
	Выключатель РАП	– в положении ВЫКЛЮЧЕНО
	Выключатель ПОС-I25 *	– в положении ВЫКЛ.
	Переключатели ПОДКЛЮЧЕНИЕ СЕТЕЙ НА ТР-РЫ РУЧНОЕ – АВТОМАТ	– в положении АВТОМАТ
	Выключатель ПТС-250 № I	– в положении ВЫКЛ.
	Переключатель ПТС-250 № 2	– в положении АВТОМАТ
	Переключатели ВУ № I и ВУ № 2	– в положении ВЫКЛ
	Выключатели аккумуляторов № I,2,3,4	– в положении ВЫКЛЮЧЕНО
	Выключатель РУЧНОЕ СОЕДИН. СЕТЕЙ	– в положении ВЫКЛ. и закрыт колпачком
	Переключатели АВАРИЙНОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ ГЕНЕРАТОРОВ НА АВТОНОМНЫЕ ШИНЫ I,2,3	– в положении ВЫКЛЮЧЕНО и закрыты колпачками
	Напряжение аккумуляторов до включения на сеть	– проверить показания вольтметра, установив последовательно его переключатель в положения АК № I, АК № 3, АК № 2, АК № 4
	(б)** Проверка и включение на сеть аккумуляторных батарей	
	Выключатель ПРОВЕРКА АККУМ	– открыть крышку и включить
	Выключатель РУЧНОЕ СОЕДИН. СЕТЕЙ	– открыть колпачок и включить
	Переключатель вольтметра	– последовательно в положения АК № I, АК № 3, АК № 2, АК № 4

* С самолета № 85672 устанавливается ПО-750 или ПОС-I000, на предыдущих – после выполнения доработки.

** Выполнять, если время стоянки самолета превысило I2 часов и при смене экипажа.

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Напряжение аккумулятора до включения на сеть - проверить показания вольтметра
	Переключатель амперметра левой сети и переключатель вольтметра - в положение АК № 1
	Переключатели фюзеляжных фар - в положение ВЫПУСК и ПОСАДОЧНЫЙ
	Переключатели крыльевых фар - в положение РУЛЕЖНЫЙ
	Выключатель аккумулятора № 1 - в положение № 1
	Напряжение аккумулятора № 1 (при токе нагрузки 90 – 100 А) - проверить показания вольтметра в соответствии с п. 8.6.1
	ВНИМАНИЕ. 1. Длительность проверки аккумулятора под током 90 – 100 А не должна быть более 5 секунд. 2. Если напряжение аккумулятора менее 26 В при проверке до включения на сеть или менее 24 В при проверке под нагрузкой (для аккумуляторов фирмы VARTA менее 23 В, для аккумуляторов фирмы SAFT менее 22,5 В), аккумулятор замените.
	Выключатель аккумулятора № 3 - в положение № 3
	Переключатель амперметра левой сети и переключатель вольтметра - в положение АК № 3
	Выключатель аккумулятора № 1 - в положение ВЫКЛЮЧЕНО Аналогично проверке аккумулятора № 1 произвести проверку аккумуляторов № 3, № 2 и № 4.
	Переключатели фюзеляжных фар - в положение УБОРКА и ВЫКЛ
	Переключатель крыльевых фар - в положение ВЫКЛ
	Выключатель РУЧНОЕ СОЕДИН СЕТЕЙ - в положение ВЫКЛ и закрыть колпачком
	Выключатель ПРОВЕРКА АККУМ - в положение ВЫКЛ и закрыть крышку
	Выключатели аккумуляторов № 1, № 2, № 3, № 4 - включить Загораются светосигнализаторы: ЛЕВАЯ СЕТЬ ОТ АККУМ; ПРАВАЯ СЕТЬ ОТ АККУМ; ЛАМПА ГОРИТ – ГЕНЕРАТОР НЕ РАБОТАЕТ 1, 2, 3; ПОДКЛЮЧЕНИЕ ШИН НПК ЛЕВАЯ НА СЕТЬ III, ПРАВАЯ НА СЕТЬ I; ЛЕВ СЕТЬ НА ТР № 2, ПРАВ СЕТЬ НА ТР № 1; ПТС-250 № 1 НЕ РАБОТАЕТ; ПТС-250 № 2 НА СЕТЬ.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	(в) Проверка преобразователей ПТС-250
	Выключатель ПТС-250 № I - ВЫКЛ - открыть колпачок и включить. Гаснет светосигнализатор ПТС-250 № I НЕ РАБОТАЕТ
	Переключатель ПТС-250 № 2 - № I - в положение № I
	Переключатель вольтметра сетей ~ 36 В - последовательно в положения ПТС-250 АВ, ВС, АС
	Напряжение сети ПТС-250 № I - проверить показания вольтметра, см. 8.6.I
	Выключатель ПТС-250 № I - ВЫКЛ - в положение ВЫКЛ и закрыть колпачком
	Проконтролировать загорание светосигнализатора ПТС-250 № I НЕ РАБОТАЕТ.
	Переключатель ПТС-250 № 2 - № I - в положение № 2
	Переключатель вольтметра сетей ~ 36 В - последовательно в положения ПТС-250 АВ, ВС, АС
	Напряжение сети ПТС-250 № 2 - проверить показания вольтметра, см. 8.6.I
	Переключатель ПТС-250 № 2 РУЧНОЕ-АВТОМАТ - в положение РУЧНОЕ. Горит светосигнализатор ПТС-250 № 2 НА СЕТЬ
	Переключатель вольтметра сетей ~ 36 В - последовательно в положения ПТС-250 АВ, ВС, АС
	Напряжение сети ПТС-250 № 2 - проверить показания вольтметра, см. 8.6.I
	Переключатель ПТС-250 № 2 РУЧНОЕ-АВТОМАТ - в положение АВТОМАТ

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	ВНИМАНИЕ. Не допускать разряда аккумуляторов. Для сохранения их емкости проверку систем, а также длительное питание потребителей производить от аэродромного источника переменного тока или генератора ВСУ и бортовых выпрямительных устройств.
	(г) Включение на сеть аэродромного источника питания переменного тока
	Розетка кабеля наземного источника переменного тока 115/200 В – подсоединить к самолету
	Выключатели аккумуляторов № 1, 2, 3, 4 – убедиться, что включены
	Переключатель вольтметра и частотомера и переключатель фаз вольтметра и частотомера – последовательно в положения РАП, А, В, С
	Напряжение и частота аэродромного источника – проверить показания вольтметра и частотомера, см. 8.6.1
	Выключатель РАП-ВЫКЛЮЧЕНО – в положение РАП, загорается светосигнализатор РАП*
	Гаснут светосигнализаторы: ПОДКЛЮЧЕНИЕ ШИН НПК. ЛЕВАЯ НА СЕТЬ III, ПРАВАЯ НА СЕТЬ I, ЛЕВ. СЕТЬ НА ТР. № 2, ПРАВ.СЕТЬ НА ТР. № 1, ПТС-250 № 2 НА СЕТЬ
	Переключатель вольтметра и частотомера и переключатель фаз вольтметра и частотомера – последовательно в положения: СЕТЬ I А, В, С; СЕТЬ II А, В, С; СЕТЬ III А, В, С
	Напряжение и частота в сетях 115/200 В – проверить показания вольтметра и частотомера

* С самолета № 85615 и на № 85614. Остальные после проведения доработок по бюллетеню.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Переключатели ВУ № I и ВУ № 2 – в положения ВУ № I и ВУ № 2 соответственно. Гаснут светосигнализаторы ЛЕВ.Я СЕТЬ ОТ АККУМ, ПРАВАЯ СЕТЬ ОТ АККУМ.
	*Примечание. При включении мощных потребителей переменного тока возможно кратковременное промигивание светосигнализаторов ЛЕВАЯ (ПРАВАЯ) СЕТЬ ОТ АККУМ.
	Переключатель вольтметра сетей 27 В – последовательно в положения ЛЕВ СЕТЬ, ПРАВ СЕТЬ
	Напряжение в левой и правой сетях 27 В – проверить показания вольтметра
	Переключатель ВУ № 2 – в положение ВУ РЕЗ. Загорается светосигнализатор ВУ РЕЗ ПРАВАЯ СЕТЬ.
	Переключатель амперметра правой сети – в положение ВУ РЕЗ
	Нагрузка резервного ВУ – проверить показания амперметра
	Переключатель ВУ № 2 – в положение ВУ № 2. Гаснет светосигнализатор ВУ РЕЗ ПРАВАЯ СЕТЬ
	Переключатель ВУ № I – положение ВУ РЕЗ. Загорается светосигнализатор ВУ РЕЗ ЛЕВАЯ СЕТЬ
	Переключатель амперметра левой сети – в положение ВУ РЕЗ
	Нагрузка резервного ВУ – проверить показания амперметра
	Переключатель ВУ № I – в положение ВУ № I. Гаснет светосигнализатор ВУ РЕЗ ЛЕВАЯ СЕТЬ
	Переключатель вольтметра сетей ~ 36 В – последовательно в положения ЛЕВАЯ АВ, ВС, АС; ПРАВАЯ АВ, ВС, АС.
	Напряжение в сетях ~ 36 В – проверить показания вольтметра

* Для самолетов №№ 85606 и 85607. С самолетов № 85609 – до проведения доработки сигнализации.

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Переключатель ПТС-250 № 2 - № 1 и переключатель-вольтметра сетей ~36 В - последовательно в положения ПТС-250 № 2 АВ, ВС, АС ПТС-250 № 1 АВ, ВС, АС
	Напряжение в сетях ПТС-250 № 1 и № 2 - проверить показания вольтметра
	Выключатель БЫТ ОБОРУД - убедиться, что в положении ВЫКЛ и закрыт колпачком
	ВНИМАНИЕ. Вылет с включенным выключателем БЫТ ОБОРУД ЗАПРЕЩАЕТСЯ, так как система автоматического переключения сетей при отказе генераторов работать не будет. Выключатель включается только на земле при проверке бытового оборудования.
	После перечисленных проверок разрешается проводить подготовку оборудования самолета, в том числе и запуск ВСУ.
	(д) Включение на сеть генератора ВСУ
	После запуска ВСУ и выхода его на режим:
	Переключатель вольтметра и частотомера сетей 115/200 В - в положение ВСУ
	Переключатель амперметра - в положение ВСУ
	Выключатель ВСУ - ВЫКЛЮЧЕНО - в положение ВСУ
	Переключатель фаз вольтметра и частотомера сетей 115/200 В - последовательно в положения А, В, С
	Напряжение и частота генератора переменного тока ВСУ - проверить показания вольтметра и частотомера
	Выключатель РАП - ВЫКЛЮЧЕНО - в положение ВЫКЛЮЧЕНО. Гаснет светосигнализатор РАП*
	Переключатель фаз амперметра сетей 115/200 В - последовательно в положения А, В, С
	Нагрузка генератора ВСУ - проверить показания амперметра

* На самолетах с № 85615 и на самолете № 85614; на остальных самолетах - после проведения доработки по бюллетеню.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
	Переключатель вольтметра и частотомера и переключатель фаз вольтметра и частотомера сетей 115/200 В	– последовательно в положения: СЕТЬ I А, В, С СЕТЬ II А, В, С СЕТЬ III А, В, С
	Напряжение и частота сетей 115/200 В	– проверить показания вольтметра и частотомера
	Переключатель вольтметра сетей ~ 36 В	– последовательно в положения: ЛЕВАЯ АВ, ВС, АС ПРАВАЯ АВ, ВС, АС
	Напряжение в сетях ~36 В	– проверить показания вольтметра
	Переключатель ПТС-250 № 2 – № I и переключатель вольтметра сетей ~ 36 В	– последовательно в положения: ПТС-250 № 2 АВ, ВС, АС ПТС-250 № I АВ, ВС, АС
	Напряжение в сетях ПТС-250 № I и № 2	– проверить показания вольтметра
	Переключатели ВУ № I и ВУ № 2	– в положения ВУ № I и ВУ № 2 (если запуск ВСУ производился только от аккумуляторных батарей)
	Переключатель вольтметра сетей 27 В	– последовательно в положения ЛЕВ СЕТЬ, ПРАВ СЕТЬ
	Напряжение в левой и правой сетях 27 В	– проверить показания вольтметра

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(2) Перед выруливанием (после запуска двигателей)	После проверки напряжения в сетях разрешается включать потребители
	(а) Проверка и включение на сеть основных генераторов переменного тока
	После запуска всех двигателей и выхода их на режим малого газа:
	Переключатель вольтметра и частотомера сетей II5/I20 В переключатель фаз вольтметра и частотомера – последовательно в положения проверяемого генератора, А, В, С
	Переключатель проверяемого генератора – в положение ПРОВЕРКА
	Напряжение и частота проверяемого генератора – проверить показания вольтметра и частотомера
	Повторить указанные операции для всех трех генераторов.
	Переключатель генератора № I – в положение ВКЛЮЧЕНО. Гаснет светосигнализатор ЛАМПА ГОРИТ – ГЕНЕРАТОР НЕ РАБОТАЕТ
	Переключатель вольтметра и частотомера и переключатель фаз вольтметра и частотомера – последовательно в положения: СЕТЬ I А, В, С АВТ ШИНЫ ЛЕВ
	Напряжение и частота в сети I и на левых автономных шинах – проверить показания вольтметра и частотомера
	Аналогично включить генераторы № 2 и № 3, но напряжение и частоту проверить:
	– при включении генератора № 2 – в сети II

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
	- при включении генератора № 3	- в сети III и на правых автономных шинах
	После включения трех генераторов и включения потребителей:	
	Переключатель амперметра и переключатель фаз амперметра сетей 200/115 В	- последовательно в положения: ГЕНЕРАТОР 1 А, В, С ГЕНЕРАТОР 2 А, В, С ГЕНЕРАТОР 3 А, В, С
	Нагрузка генераторов	- проверить показания амперметра
	Переключатель вольтметра сетей ~ 36 В	- последовательно в положения: СЕТЬ ЛЕВАЯ АВ, ВС, АС СЕТЬ ПРАВАЯ АВ, ВС, АС
	Напряжение в сетях ~ 36 В	- проверить показания вольтметра
	Переключатель ПТС-250 № 2 – № 1 и переключатель вольтметра сетей ~ 36 В	- последовательно в положения: ПТС-250 № 2 АВ, ВС, АС ПТС-250 № 1 АВ, ВС, АС
	Напряжение в сетях ПТС-250 № 1 и № 2	- проверить показания вольтметра
	После арретирования авиагоризонтов, согласования курсовой системы, проверки БКК-18, СНП-1 и при горящем табло ИСПР АБСУ по команде КВС:	
	Переключатели ПОДКЛЮЧЕНИЕ СЕТЕЙ НА ТР-РЫ; РУЧНОЕ – АВТОМАТ ЛЕВ (ПРАВ) сети ~ 36 В	- поочередно в положение РУЧНОЕ
	ВНИМАНИЕ. Одновременная установка двух переключателей ПОДКЛЮЧЕНИЕ СЕТЕЙ НА ТР-РЫ в положение РУЧНОЕ запрещается.	

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Проконтролировать: - загорание светосигнализатора ЛЕВ СЕТЬ НА ТР № 2 (ПРАВ СЕТЬ НА ТР № 1); - исправность основных авиагоризонтов по отсутствию бленкеров АГ на лицевых панелях прибора ПКП-1 и расхождению их показаний по крену и тангажу с показаниями авиагоризонта АГР, а также исправность курсовых приборов. Примечания: 1. Время проверки от резервного трансформатора должно быть не менее 10 с. 2. При неисправности авиагоризонтов обесточить самолет, выяснить и устранить неисправность. Переключатель вольтметра сетей ~ 36 В - в положения: СЕТЬ ЛЕВАЯ А, В, С (СЕТЬ ПРАВАЯ А, В, С) Напряжение левой (правой) сети ~ 36 В - проверить показания вольтметра Переключатель ПОДКЛЮЧЕНИЕ СЕТЕЙ НА ТР-РЫ, РУЧНОЕ – АВТОМАТ ЛЕВ (ПРАВ) сети ~ 36 В - в положение АВТОМАТ Проконтролировать погасание светосигнализатора ЛЕВ СЕТЬ НА ТР № 2 (ПРАВ.СЕТЬ НА ТР № 1); Переключатели ВУ № 1 и ВУ № 2 - убедиться, что находятся в положении ВУ № 1 и ВУ № 2 Переключатель вольтметра левой (правой) сети 27 В - в положении ЛЕВ СЕТЬ (ПРАВ СЕТЬ) Напряжение левой (правой) сети - проверить показания вольтметра Переключатель амперметра левой (правой сети) - в положение ВУ № 1 (ВУ № 2) Нагрузка ВУ № 1 (ВУ № 2) - проверить показания амперметра

Условия (этап) работы	Необходимые действи
(3) На всех этапах полета	(б) Отключение аэродромного источника питания и генератора ВСУ При включенных на сети основных генераторах, ВУ и аккумуляторах: Выключатель РАП - ВЫКЛЮЧЕНО - в положение ВЫКЛЮЧЕНО, гаснет светосигнализатор РАП* или Выключатель ВСУ - ВЫКЛЮЧЕНО - в положение ВЫКЛЮЧЕНО Дать команду отключить и убрать от самолета аэродромный источник питания Работу систем электроснабжения по загоранию светосигнализаторов - контролировать Показания приборов сетей переменного и постоянного тока - периодически контролировать Переключатель вольтметра сетей 27 В должен находиться в положении ЛЕВ СЕТЬ (ПРАВ СЕТЬ), а переключатель вольтметра сетей 115/200 В в положении СЕТЬ I или СЕТЬ III. Контроль напряжения в сетях переменного тока и проверку нагрузки генераторов производить перед взлетом, периодически во время полета и за 15 - 20 мин до посадки. Через 30 - 50 мин полета производить контроль тока заряда и напряжения аккумуляторов **: Переключатель амперметра левой сети 27 В - последовательно в положения АК № 1, АК № 3 Ток заряда аккумуляторов № 1 и № 3 - проверить показания амперметра Переключатель амперметра правой сети 27 В - последовательно в положения АК № 2, АК № 4 Ток заряда аккумуляторов № 2 и № 4 - проверить показания амперметра Переключатель вольтметра сетей 27 В - в положение АК № 1

* На самолетах с № 85615 и на № 85614, на остальных самолетах – после выполнения доработки по бюллетеню.
** На самолетах, доработанных по бюллетеню 154КБ-0004/99/БУ/БЭ, не производить.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(4) Перед остановом двигателей	Выключатель аккумулятора № I	– выключить
	Напряжение аккумулятора № I	– проверить показания вольтметра
	Выключатель аккумулятора № I	– в положение АКК № I
	Аналогично проверить напряжение аккумуляторов № 3, 2 и 4.	
	Ненужные потребители электроэнергии	– выключить
	Для охлаждения колес шасси розетку кабеля АЭРОДР ПИТ	– подсоединить
	Выключатель РАП–ВЫКЛЮЧЕНО	– в положение РАП, загорается светосигнализатор РАП*
	При отсутствии наземного источника ВСУ	– запустить
	После выхода ВСУ на режим:	
	Выключатель ВСУ – ВЫКЛЮЧЕНО	– в положение ВСУ
	Переключатели генераторов	– в положение ВЫКЛ. Загораются светосигнализаторы ЛАМПА ГОРИТ – ГЕНЕРАТОР НЕ РАБОТАЕТ I, 2, 3 генераторов
	После останова двигателей и окончания необходимых работ:	
	Выключатель РАП – ВЫКЛЮЧЕНО	– в положение ВЫКЛЮЧЕНО, гаснет светосигнализатор РАП*
	Розетку кабеля аэродромного источника	– отсоединить
	При отсутствии наземного источника выключатель ВСУ – ВЫКЛЮЧЕНО	– в положение ВЫКЛЮЧЕНО
	Выключатель ПОС–I25**	– убедиться, что в положении ВЫКЛ
	Выключатель ПТС–250 № I	– в положение ВЫКЛ
	Выключатель аккумуляторов № I, 2, 3, 4	– выключить

* С самолета № 85615 и на 85614. Остальные после проведения доработок по бюллетеню

** С самолета № 85672 устанавливается ПО–750 или ПОС–I000, на предыдущих – после выполнения доработки

(прод.)

8.6.3. Неисправности

Проявление неисправности	Необходимые действия
(I) Загорелся светосигнализатор ЛАМПА ГОРИТ - ГЕНЕРАТОР НЕ РАБОТАЕТ одного из генераторов	Нагрузка генератора - проверить показание амперметра При отсутствии нагрузки: Переключатель генератора - в положение ПРОВЕРКА Напряжение и частота генератора - проверить показания вольтметра и частотомера Если напряжение и частота в норме: Переключатель генератора - в положение ВЫКЛ, затем ВКЛЮЧЕНО Если светосигнализатор ЛАМПА ГОРИТ - ГЕНЕРАТОР НЕ РАБОТАЕТ не погас Переключатель генератора - в положение ВЫКЛ Напряжение в сетях 115/200 В - убедиться в наличии Примечание. При отказе генератора № I при включенной системе АБСУ возможно кратковременное перемещение штурвала При отказе одного или двух генераторов (двигателей) происходит автоматическое отключение их от бортсети и переключение сетей на исправные генераторы. При отказе одного генератора при включенном противообледенителе предкрылков питание бытового оборудования автоматически отключается.
(2) Напряжение в одной из сетей переменного тока 115/200 В выходит за допустимые пределы, см. п. 8.6.I	Переключатель генератора этой сети - в положение ВЫКЛ Действовать так же, как при отказе одного генератора
(3) Загорелись светосигнализаторы ЛАМПА ГОРИТ - ГЕНЕРАТОР НЕ РАБОТАЕТ двух генераторов	Действовать так же, как при отказе одного генератора ВНИМАНИЕ. На снижение и при заходе на посадку переводить двигатель работающего генератора на режим ниже 61% КВД ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

(прод.)

Проявление неисправности	Необходимые действия
(4) Ток заряда аккумулятора больше 25 А или напряжение меньше 24 В	Выключатель неисправного аккумулятора – в положение ВЫКЛЮЧЕНО
(5) Загорелся светосигнализатор ЛЕВ СЕТЬ НА ТР № 2 (ПРАВ СЕТЬ НА ТР № I)	Напряжение левой (правой) сети ~36 В – проверить показания вольтметра Примечание. При отказе одного трансформатора левая и правая сети ~36 В автоматически объединяются.
(6) Напряжение в левой (правой) сети 36 В выходит за допустимые пределы, см. п. 8.6.I	Если напряжение в левой (правой) сети ~36 В отсутствует: Переключатель ПОДКЛЮЧЕНИЕ СЕТЕЙ НА ТР-РЫ ЛЕВ (ПРАВ) сети – в положение РУЧНОЕ Переключатель ПОДКЛЮЧЕНИЕ СЕТЕЙ НА ТР-ТЫ ЛЕВ (ПРАВ) сети – в положение РУЧНОЕ
(7) Загорелся светосигнализатор ПТС-250 № I НЕ РАБОТАЕТ	Сеть ПТС-250 № I автоматически переключилась на питание от правой сети ~ 36 В. Проверить наличие напряжения в сети ПТС-250 № I
(8) Загорелся светосигнализатор ПТС-250 № 2 НА СЕТЬ	Напряжение в сети ПТС-250 № 2 – проверить показания вольтметра Если напряжение отсутствует: Переключатель ПТС-250 № 2 РУЧНОЕ-АВТОМАТ – в положение РУЧНОЕ
(9) Загорелся светосигнализатор ВУ РЕЗ ЛЕВАЯ (ПРАВАЯ) СЕТЬ, отсутствует ток нагрузки на амперметре левой (правой) сети	Нагрузка резервного ВУ – проверить показания амперметра Примечание. Взамен отказавшего ВУ автоматически подключается ВУ РЕЗ.
(I0) Загорелся светосигнализатор ЛЕВАЯ (ПРАВАЯ) СЕТЬ ОТ АККУМ, отсутствует ток нагрузки ВУ № I (№ 2) и ВУ РЕЗ.	Если нагрузка ВУ РЕЗ отсутствует: Переключатель ВУ № I (ВУ № 2) – в положение ВУ РЕЗ Выключатель соединения сетей 27 В – открыть колпачок и включить

(прод.)

Проявление неисправности	Необходимые действия
(11) После включения выключателя РАП не горят светосигнализаторы РАП* и НЕИСПРАВНОСТЬ БКН* и отсутствует напряжение в сетях переменного тока	Загорание светосигнализатора СЕТИ СОЕДИНЕНЫ и погасание светосигнализатора ЛЕВАЯ (ПРАВАЯ) СЕТЬ ОТ АККУМ - проконтролировать Выключатель РАП - выключить Самолет - обесточить Неисправность - выяснить и устранить
(12) Загорелись светосигнализаторы ЛАМПА ГОРИТ - ГЕНЕРАТОР НЕ РАБОТАЕТ трех генераторов и ЛЕВАЯ СЕТЬ ОТ АККУМ, ПРАВАЯ СЕТЬ ОТ АККУМ	См. подраздел 6.6 "Полет со всеми неработающими генераторами"
(13)* После включения выключателя РАП горит светосигнализатор НЕИСПРАВНОСТЬ БКН	Выключатель РАП - выключить Неисправный блок БКН - заменить
(14)** Загорелся один из светосигнализаторов ОТКЛЮЧИ АККУМУЛЯТОРЫ № 1, № 2, № 3, № 4	Выключатель соответствующего аккумулятора - в положение ВЫКЛЮЧЕНО

* На самолетах с № 85615 и на № 85614, на остальных самолетах – после выполнения доработок по бюллетеню.
** На самолетах, доработанных по бюллетеню 154КБ-0004/99/БУ/БЭ.

(прод.)

8.6.4. Краткое описание

На самолете применены следующие системы электроснабжения:

- основная система электроснабжения трехфазного переменного тока напряжением 200/115 В, постоянной частоты 400 Гц;

- вторичная система электроснабжения трехфазного переменного тока напряжением 36 В, постоянной частоты 400 Гц;

- вторичная система электроснабжения постоянного тока напряжением 27 В.

8.6.4.1. Система электроснабжения переменного трехфазного тока напряжением 200/115 В, постоянной частоты 400 Гц

Система состоит из трех каналов генерирования. Источниками электроэнергии являются:
- основными - три генератора № 1, № 2 и № 3, установленные по одному на каждом двигателе;
- резервным - генератор ВСУ;
- аварийным - статический преобразователь ПОС-125*.

Аппаратура регулирования, защиты и управления генераторами обеспечивает автоматическую проверку, включение на сеть генераторов, поддержание заданных параметров, отключение неисправного канала генерирования при различных отказах с выдачей сигнализации отключения генераторов ЛАМПА ГОРИТ - ГЕНЕРАТОР НЕ РАБОТАЕТ.

Система выполнена с разделением на три сети: сеть I - левого, сеть III - правого борта и сеть II - противообледенителей предкрылков.

В нормальном режиме работы на левую сеть (I) работает генератор № 1, на правую сеть (III) - генератор № 3.
Генератор № 2 работает на сеть II, к которой подключены противообледенители предкрылков.
При отказе одного из генераторов № 1 или № 3 взамен отказавшего автоматически включается генератор № 2 (если не включены противообледенители), при включенных противообледенителях резервирование сетей осуществляется путем их объединения (I и III), в этом случае бытовое оборудование автоматически отключается. При отказе генератора № 2 и включенных противообледенителях сеть противообледенителей (II) подключается к генератору № 1, сети I и III объединяются и питаются от генератора № 3.

При отказе двух генераторов оставшийся исправный генератор питает сети I и III, а противообледенители предкрылков, в случае необходимости их включения, получают питание от генератора ВСУ.

*С самолета № 85672 устанавливается ПО-750 или ПОС-1000, на предыдущих – после выполнения доработки.

В системе установлены левые и правые автономные шины. К левым или правым автономным шинам могут быть подключены любые два из трех генераторов при вынужденном отключении трех генераторов от основных шин:
- к левым - генератор № 1 или № 2;
- к правым - генератор № 3 или № 2.

Для сокращения перерывов питания навигационно-пилотажного комплекса (НПК) в системе установлены левые и правые шины НПК.
В нормальном режиме они получают питание соответственно от сети I и III.

В случае неисправности в сети I (III) левые (правые) шины НПК автоматически переключаются на сеть III (I) при помощи автомата переключения шин АПШ-3М № 1 (№ 2) и коробки отсечки частоты КОЧ-62Б № 1 (№ 2).

Наземный источник электроэнергии подключается через бортовую вилку.

Управление и контроль системы осуществляет Б/И:
– с панели управления энергоузлом;
– с панели контроля АБСУ;
– со щитка сигнализации.

В системе предусмотрена установка блока БЧФ, который предназначен для предотвращения подключения к бортсети наземного источника с неправильным чередованием фаз, или блока БКН 115В**, предназначенного для предотвращения подключения к бортсети наземного источника с недопустимым качеством электроэнергии, а также для отключения этого источника, если в процессе работы качество электроэнергии вышло за допустимые пределы.

Для управления системой 115/200 В и контроля ее работы используются:
– три переключателя генератора № 1, № 2 и № 3;
– три красных светосигнализатора отключения генераторов ЛАМПА ГОРИТ - ГЕНЕРАТОР НЕ РАБОТАЕТ 1, 2 и 3;
– выключатель РАП;
– выключатель ВСУ;
– выключатель ПОС-125*;
– галетный переключатель вольтметра и частотомера;
– галетный переключатель фаз вольтметра и частотомера;
– галетный переключатель амперметра;
– галетный переключатель фаз амперметра;
– два желтых светосигнализатора ПОДКЛЮЧЕНИЕ ШИН НПК ЛЕВАЯ НА СЕТЬ III, ПРАВАЯ НА СЕТЬ I;
– зеленый светосигнализатор РАП**;
– красный светосигнализатор НЕИСПРАВНОСТЬ БКН**;

* На самолетах с № 85672 устанавливается ПО-750 или ПОС-1000 с выключателем и желтым светосигнализатором (на самолетах с № 85672 по № 85692-ПО-750А, а на самолетах с № 85693 - АВАРИЙНЫЙ ПРЕОБРАЗ – 115 В, на предыдущих самолетах - после выполнения доработки).

** На самолетах с № 85615 и на самолете № 85611; на остальных самолетах - после выполнения доработок по бюллетеню.

(прод.)

- вольтметр и частотомер измерения напряжения и частоты генераторов № I, 2, 3, ВСУ, РАП, сетей I, II, III;
- амперметр измерения тока генераторов № I, 2, 3, ВСУ, РАП;
- три переключателя (на панели контроля АБСУ) аварийного включения генераторов № I, 2, 3 на автономные шины.

Кроме того, на правом приборном щитке установлен выключатель БЫТ. ОБОРУД., обеспечивающий снятие блокировок автоматического переключения сетей

8.6.4.2. Система электроснабжения переменного трехфазного тока напряжением 36 В, постоянной частоты 400 Гц

Источниками питания являются:

(I) основными: трансформаторы 200/36 В, получающие питание от первичной системы электроснабжения II5/200 В.

(2) аварийными: статические преобразователи ПТС-250 № I и № 2.

В нормальном режиме работы на левую сеть работает трансформатор № I, на правую трансформатор № 2, получающие питание соответственно от левой и правой сетей II5/200 В.
При отказе одного из трансформаторов сеть отказавшего трансформатора автоматически или вручную подключается к исправному трансформатору.
Преобразователь № I используется для автономного питания АГР в нормальном режиме работы системы электроснабжения.
Управление и контроль системы осуществляется с панели управления энергоузлом (СЕТИ ~36 В).
Для управления системой и контроля ее работы используются:
- вольтметр измерения напряжений сетей;
- галетный переключатель вольтметра;
- переключатель ПТС-250 № 2 – № I подключения сетей к переключателю вольтметра;
- два переключателя ПОДКЛЮЧЕНИЕ СЕТЕЙ НА ТР-РЫ РУЧНОЕ-АВТОМАТ;
- два желтых светосигнализатора ЛЕВ. СЕТЬ НА ТР. № 2, ПРАВ. СЕТЬ НА ТР. № I;
- выключатель ПТС-250 № I – ВЫКЛ;
- желтый светосигнализатор ПТС-250 № I НЕ РАБОТАЕТ;

- переключатель ПТС-250 № 2 РУЧНОЕ - АВТОМАТ;
- желтый светосигнализатор ПТС-250 № 2 НА СЕТЬ.

8.6.4.3. Система электроснабжения постоянного тока напряжением 27 В

Система состоит из двух сетей: левой и правой.

Источниками электроэнергии являются:
- основными - выпрямительное устройство № 1 - в левой сети,
  № 2 - в правой сети;
- аварийными - аккумуляторные батареи № 1 и № 3 - в левой сети,
  № 2 и № 4 - в правой сети.

Примечание. На самолете устанавливаются аккумуляторы 20НКБН-25-У3 или 20НКБН-25-Д-У3*. Разрешается установка аккумуляторов 20FP25H1C-R или 20FP25H1CT-R* фирмы VARTA (Германия), а также 26108 или 26108-1* фирмы SAFT (Франция).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЭКСПЛУАТАЦИЯ В ОДНОМ КОМПЛЕКТЕ АККУМУЛЯТОРОВ РАЗНЫХ ТИПОВ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

В системе предусмотрено резервное ВУ, которое может подключаться автоматически или вручную на левую или правую сеть взамен отказавшего основного ВУ. При отказе ВУ № 1 и № 2 резервное ВУ подключается к левой сети.

При запуске ВСУ резервное ВУ автоматически подключается одновременно на левую и правую сети, при этом загораются светосигнализаторы ВУ РЕЗЕРВ ЛЕВАЯ СЕТЬ, ВУ РЕЗЕРВ ПРАВАЯ СЕТЬ. ВУ получает питание от соответствующих шин основной системы электроснабжения 115/200 В.

Предусмотрено автоматическое (при запуске ВСУ) и ручное (при необходимости) объединение сетей.

В каждой сети имеются основные шины, получающие питание как от ВУ, так и от аккумуляторов, и отключаемые шины, получающие питание только при работающих ВУ.

При вынужденном отключении трех генераторов от основных шин переменного тока предусмотрено питание резервного ВУ от автономных шин левого борта на самолетах по № 85769, от автономных шин левого и правого борта с самолета № 85770. Резервное ВУ при этом обеспечивает питанием основные шины сетей постоянного тока. Сети должны быть объединены вручную.

Управление и контроль системы осуществляется с панели управления энергоузлом (СЕТИ = 27 В).

Для управления системой и контроля ее работы используются:
- вольтметр измерения напряжения левой, правой сети, АК № 1, АК № 2, АК № 3, АК № 4;
- галетный переключатель вольтметра;
- амперметр левой сети;
- галетный переключатель измерения тока ВУ № 1, ВУ РЕЗ, АК № 1, АК № 3;
- амперметр правой сети;
-галетный переключатель измерения тока ВУ № 2, ВУ РЕЗ, АК № 2, АК № 4;
- выключатель соединения сетей;

* Для самолетов, доработанных по бюллетеню 154КБ-0004/99/БУ/БЭ.

(прод.)

- желтый светосигнализатор СЕТИ СОЕДИНЕНЫ;
- два переключателя ВУ № 1 - ВУ РЕЗЕРВ и ВУ № 2 - ВУ РЕЗЕРВ;
- два желтых светосигнализатора ВУ РЕЗЕРВ ЛЕВАЯ СЕТЬ и ВУ РЕЗЕРВ ПРАВАЯ СЕТЬ;
- выключатели аккумуляторов № 1, 2, 3, 4;
- два красных светосигнализатора ЛЕВАЯ СЕТЬ ОТ АККУМ, ПРАВАЯ СЕТЬ ОТ АККУМ;
- выключатель ПРОВЕРКА АККУМУЛ на земле (на правом приборном щитке над правой панелью АЗС);
- четыре красных светосигнализатора ОТКЛЮЧИ АККУМУЛЯТОРЫ № 1, № 2, № 3, № 4*;
- кнопка КОНТРОЛЬ УСЛН *.

Контроль за состоянием аккумуляторов 20НКБН-25-Д-УЗ осуществляется устройством УСЛН*.

В системе предусмотрен обогрев аккумуляторов на земле, включаемый инженерно-техническим составом.

Выключатель ОБОГРЕВ АККУМ расположен в лючке рядом с вилкой ШРАП.

8.6.4.4. Контроль исправности светосигнализаторов системы электроснабжения**

Контроль исправности светосигнализаторов систем электроснабжения, установленных на панели управления энергоузлом, осуществляется при помощи кнопки КОНТРОЛЬ ЛАМП, расположенной на панели запуска ВСУ.

* Для самолетов, доработанных по бюллетеню 154КБ-0004/99/БУ/БЭ.
** Серийно на самолетах с № 85637, на остальных самолетах – после проведения доработки по бюллетеню.

8.6а.* ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ

8.6а.1. Эксплуатационные ограничения

Наименование параметра	Единица измерения	Миним.	Норм.	Макс.
(1) Основная (первичная) система электроснабжения				
(а) Напряжение:				
- аэродромного источника, генератора, генератора ВСУ	В	117	119	121
– бортсети ~115/200 В	В	117	119	121
(б) Частота:				
– аэродромного источника, генератора, генератора ВСУ	Гц	390	400	410**
– бортсети ~115/200 В	Гц	390	400	410
(в) Ток нагрузки:				
- аэродромного источника	А	>0	-	170
- генератора	А	>0	-	110
- генератора при включенных противообледенителях предкрылков	А	>0	-	138
- генератора ВСУ:				
с отбором воздуха на кондиционирование	А	>0	-	110
с отбором воздуха на запуск двигателей	А	>0	-	110
с отбором воздуха на запуск двигателей и кондиционирование при температуре атмосферного воздуха ≥ 30°С	А	–	-	70
в полете	А	0	-	138
(2) Вторичные системы электроснабжения				
(а) Напряжение сетей при питании:				
- от трансформаторов	В	35	36	39,5
- от преобразователей ПТС-250	В	33,5	36	39,5
- от выпрямителей	В	27	28	30
- от аккумуляторов	В	20	-	25

* На самолетах с блоками БРЗУ.

** При работе ВСУ в полете допускается повышение частоты до 418 Гц.

(прод.)

Наименование параметра	Единица измерения	Миним.	Норм.	Макс.
Напряжение аккумуляторов:				
- при проверке до включения в сеть	В	26	-	-
- при проверке под нагрузкой	В	24	-	-
- при проверке под нагрузкой аккумуляторов фирмы VARTA	В	23	-	-
- при проверке под нагрузкой аккумуляторов фирмы SAFT	В	22,5	-	-
- при проверке в полете	В	24	-	-
(б) Ток нагрузки:				
- выпрямителя	А	> 0	-	200
- аккумулятора (при проверке)	А	90	-	100
Ток заряда аккумулятора (при проверке)	А	-	-	25
(3) Продолжительность полета на аккумуляторах (при неработающих топливных насосах)	мин	-	-	30
(4) Время снижения до высоты 3000 м и запуска ВСУ при отказе трех генераторов или трех двигателей	мин	-	-	11

(5) Ограничения по включению гидронасосных станций НС-46

(а) При отказе одного генератора (двигателя) при включенных противообледенителях предкрылков можно включать:

- в полете по трассе одну НС-46 без ограничений;
- при заходе на посадку одну НС-46, при этом нагрузка генератора, работающего на основную сеть до включения НС-46, не должна превышать 110 А.

При большей нагрузке по команде КВС предварительно выключить центральное и боковое освещение салонов, топливные насосы баков № 2 и № 3, при этом топливо в двигатели будет поступать только из расходного бака № 1, радиолокатор "Гроза-154".
После включения насосной станции Б/И следит за нагрузкой генератора, не допуская перегрузки более 138 А.

(б) При отказе двух любых генераторов (двигателей) разрешается включать только одну насосную станцию в порядке, изложенном в п. (а).
Если включены противообледенители предкрылков, то питание их должно осуществляться от генератора ВСУ.

(в) При вынужденном выключении трех генераторов от основной сети (при пожаре или дымлении электрифицированного оборудования) в случае необходимости включения гидронасосных станций разрешается включать один из генераторов на основную сеть, предварительно выключив аварийный переключатель включенного генератора. После включения насосной станции Б/И следит за нагрузкой генератора, не допуская перегрузок более 138 А.

(прод.)

8.6а.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Перед запуском двигателей	(а) Исходное положение элементов управления системой электроснабжения	
	Автоматы защиты на панелях АЗС и в РК	- включены
	Все выключатели и переключатели питания потребителей на панелях, пультах и щитках	- выключены
	Выключатели генераторов 1, 2, 3	- в положении ВЫКЛЮЧЕНО
	Выключатель ВСУ	- в положении ВЫКЛЮЧЕНО
	Выключатель РАП	- в положении ВЫКЛЮЧЕНО
	Выключатель ПОС-125*	- в положении ВЫКЛ
	Переключатели ПОДКЛЮЧЕНИЕ СЕТЕЙ НА ТР-РЫ РУЧНОЕ - АВТОМАТ	- в положении АВТОМАТ
	Выключатель ПТС-250 № 1	- в положении ВЫКЛ
	Переключатель ПТС-250 № 2	- в положении АВТОМАТ
	Переключатели ВУ № 1 и ВУ № 2	- в положении ВЫКЛ
	Выключатели аккумуляторов № 1, 2, 3, 4	- в положении ВЫКЛЮЧЕНО
	Выключатель РУЧНОЕ СОЕДИН СЕТЕЙ	- в положении ВЫКЛ и закрыт колпачком
	Переключатели АВАРИЙНОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ ГЕНЕРАТОРОВ НА АВТОНОМНЫЕ ШИНЫ 1, 2, 3	- в положении ВЫКЛЮЧЕНО и закрыты колпачками
	Напряжение аккумуляторов до включения на сеть	- проверить показания вольтметра, установив последовательно его переключатель в положения АК № 1, АК № 3, АК № 2, АК № 4
	(б)** Проверка и включение на сеть аккумуляторных батарей	
	Выключатель ПРОВЕРКА АККУМ	- открыть крышку и включить
	Выключатель РУЧНОЕ СОЕДИН СЕТЕЙ	- открыть колпачок и включить
	Переключатель вольтметра	- последовательно в положения АК № 1, АК № 3, АК № 2, АК № 4

* На самолетах № 85672 по № 85692 - ПО-750А, на самолетах с № 85693 - АВАРИЙНЫЙ ПРЕОБРАЗ ~ 115 В, на предыдущих - после выполнения доработки.

** Выполнять, если время стоянки самолета превысило 12 часов, и при смене экипажа.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
	Напряжение аккумулятора до включения на сеть	- проверить показания вольтметра
	Переключатель амперметра левой сети и переключатель вольтметра	- в положение АК № 1
	Переключатели фюзеляжных фар	- в положение ВЫПУСК и ПОСАДОЧНЫЙ
	Переключатели крыльевых фар	- в положение РУЛЕЖНЫЙ
	Выключатель аккумулятора № 1	- в положение № 1
	Напряжение аккумулятора № 1 (при токе нагрузки 90 – 100 А)	- проверить показания вольтметра в соответствии с п. 8.6а.1
	ВНИМАНИЕ. 1. Длительность проверки аккумулятора под током 90 – 100 А не должна быть более 5 секунд. 2. Если напряжение аккумулятора менее 26 В при проверке до включения на сеть или менее 24 В при проверке под нагрузкой (для аккумуляторов фирмы VARTA менее 23 В, для аккумуляторов фирмы SAFT менее 22,5 В), аккумулятор замените.	
	Выключатель аккумулятора № 3	- в положение № 3
	Переключатель амперметра левой сети и переключатель вольтметра	- в положение АК № 3
	Выключатель аккумулятора № 1	- в положение ВЫКЛЮЧЕНО
	Аналогично проверке аккумулятора № 1 произвести проверку аккумуляторов № 3, № 2 и № 4.	
	Переключатели фюзеляжных фар	- в положение УБОРКА и ВЫКЛ
	Переключатель крыльевых фар	- в положение ВЫКЛ
	Выключатель РУЧНОЕ СОЕДИН СЕТЕЙ	- в положение ВЫКЛ и закрыть колпачком
	Выключатель ПРОВЕРКА АККУМ	- в положение ВЫКЛ и закрыть крышку
	Выключатели аккумуляторов № 1, № 2, № 3, № 4	- включить
	Загораются светосигнализаторы: ЛЕВАЯ СЕТЬ ОТ АККУМ; ПРАВАЯ СЕТЬ ОТ АККУМ; ЛАМПА ГОРИТ – ГЕНЕРАТОР НЕ РАБОТАЕТ 1, 2, 3; ПОДКЛЮЧЕНИЕ ШИН НПК ЛЕВАЯ НА СЕТЬ III, ПРАВАЯ НА СЕТЬ I; ЛЕВ СЕТЬ НА ТР № 2, ПРАВ СЕТЬ НА ТР № 1; ПТС-250 № 1 НЕ РАБОТАЕТ; ПТС-250 № 2 НА СЕТЬ.	

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
	(в) Проверка преобразователей ПТС-250	
	Выключатель ПТС-250 № 1 - ВЫКЛ.	- открыть колпачок и включить Гаснет светосигнализатор ПТС-250 № 1 НЕ РАБОТАЕТ
	Переключатель ПТС-250 № 2 - № 1	- в положение № 1
	Переключатель вольтметра сетей ~36 В	- последовательно в положения ПТС-250 АВ, ВС, АС
	Напряжение сети ПТС-250 № 1	- проверить показания вольтметра, см. п. 8.6а.1
	Выключатель ПТС-250 № 1 - ВЫКЛ	- в положение ВЫКЛ и закрыть колпачком
	Проконтролировать загорание светосигнализатора ПТС-250 № 1 НЕ РАБОТАЕТ.	
	Переключатель ПТС-250 № 2 - № 1	- в положение № 2
	Переключатель вольтметра сетей ~36 В	- последовательно в положения ПТС-250 АВ, ВС, АС
	Напряжение сети ПТС-250 № 2	- проверить показания вольтметра, см. п. 8.6а.1
	Переключатель ПТС-250 № 2 РУЧНОЕ - АВТОМАТ	- в положение РУЧНОЕ. Горит светосигнализатор ПТС-250 № 2 НА СЕТЬ
	Переключатель вольтметра сетей ~36 В	- последовательно в положения ПТС-250 АВ, ВС, АС
	Напряжение сети ПТС-250 № 2	- проверить показания вольтметра, см. п. 8.6а.1
	Переключатель ПТС-250 № 2 РУЧНОЕ - АВТОМАТ	- в положение АВТОМАТ

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	ВНИМАНИЕ. Не допускать разряда аккумуляторов. Для сохранения их емкости проверку систем, а также длительное питание потребителей производить от аэродромного источника переменного тока или генератора ВСУ и бортовых выпрямительных устройств.
	(г) Включение на сеть аэродромного источника питания переменного тока
	Розетку кабельного наземного источника переменного тока 115/200 В - подсоединить к самолету
	Выключатели аккумуляторов № 1, № 2, № 3, № 4 - убедиться, что включены
	Переключатель вольтметра и частотомера и переключатель фаз вольтметра и частотомера - последовательно в положения РАП, А, В, С
	Напряжение и частота аэродромного источника - проверить показания вольтметра и частотомера, см. п. 8.6а.1
	Выключатель РАП - ВЫКЛЮЧЕНО - в положение РАП, загорается светосигнализатор РАП*
	Гаснут светосигнализаторы: ПОДКЛЮЧЕНИЕ ШИН НПК, ЛЕВАЯ НА СЕТЬ III, ПРАВАЯ НА СЕТЬ I; ЛЕВ СЕТЬ НА ТР № 2; ПРАВ СЕТЬ НА ТР № 1; ПТС-250 № 2 НА СЕТЬ
	Переключатель вольтметра и частотомера и переключатель фаз вольтметра и частотомера - последовательно в положения: СЕТЬ I А, В, С; СЕТЬ II А, В, С; СЕТЬ III А, В, С
	Напряжение и частота в сетях 115/200 В - проверить показания вольтметра и частотомера

* На самолетах с № 85615 и на № 85614; на остальных - после выполнения доработок по бюллетеню.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
	Переключатели ВУ № 1 и ВУ № 2	- в положения ВУ № 1 и ВУ № 2 соответственно. Гаснут светосигнализаторы ЛЕВАЯ СЕТЬ ОТ АККУМ, ПРАВАЯ СЕТЬ ОТ АККУМ
	Переключатель вольтметра сетей 27 В	- последовательно в положения ЛЕВ СЕТЬ, ПРАВ СЕТЬ
	Напряжение в левой и правой сетях 27 В	- проверить показания вольтметра
	Переключатель ВУ № 2	- в положение ВУ РЕЗ. Загорается светосигнализатор ВУ РЕЗ ПРАВАЯ СЕТЬ
	Переключатель амперметра правой сети	- в положение ВУ РЕЗ
	Нагрузка резервного ВУ	- проверить показания амперметра
	Переключатель ВУ № 2	- в положение ВУ № 2. Гаснет светосигнализатор ВУ РЕЗ ПРАВАЯ СЕТЬ
	Переключатель ВУ № 1	- в положение ВУ РЕЗ. Загорается светосигнализатор ВУ РЕЗ ЛЕВАЯ СЕТЬ
	Переключатель амперметра левой сети	- в положение ВУ РЕЗ
	Нагрузка резервного ВУ	- проверить показания амперметра
	Переключатель ВУ № 1	- в положение ВУ № 1. Гаснет светосигнализатор ВУ РЕЗ ЛЕВАЯ СЕТЬ
	Переключатель вольтметра сетей ~36 В	- последовательно в положения ЛЕВАЯ АВ, ВС, АС; ПРАВАЯ АВ, ВС, АС
	Напряжение в сетях ~36 В	- проверить показания вольтметра

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Переключатель ПТС-250 № 2 - № 1 и переключатель вольтметра сетей ~36 В - последовательно в положения ПТС-250 № 2 АВ, ВС, АС ПТС-250 № 1 АВ, ВС, АС
	Напряжение в сетях ПТС-250 № 1 и № 2 - проверить показания вольтметра
	Выключатель БЫТ ОБОРУД - убедиться, что в положении ВЫКЛ и закрыт колпачком
	ВНИМАНИЕ. Вылет с включенным выключателем БЫТ ОБОРУД ЗАПРЕЩАЕТСЯ, так как система автоматического переключения сетей при отказе генераторов работать не будет. Выключатель включается только на земле при проверке бытового оборудования.
	После перечисленных проверок разрешается проводить подготовку оборудования самолёта, в том числе и запуск ВСУ.
	(д) Включение на сеть генератора ВСУ
	После запуска ВСУ и выхода его на режим:
	Переключатель амперметра - в положение ВСУ
	Выключатель ВСУ - ВЫКЛЮЧЕНО - в положение ВСУ. Должен загореться зеленый светосигнализатор ВСУ.
	Примечание. При прохождении режима ВСК (встроенного самоконтроля канала) после включения выключателя генератора ВСУ возможно кратковременное промигивание светосигнализаторов ОТКАЗ БРЗУ и ОТКАЗ ГЕНЕРАТОРА ВСУ на щитке сигнализации.
	Выключатель РАП - ВЫКЛЮЧЕНО - в положение ВЫКЛЮЧЕНО. Гаснет светосигнализатор РАП*
	Переключатель фаз амперметра сетей 115/200 В - последовательно в положения А, В, С
	Нагрузка генератора ВСУ - проверить показания амперметра

* На самолетах с № 85615 и на самолете № 85614; на остальных самолетах - после выполнения доработок по бюллетеню.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
	Переключатель вольтметра и частотомера и переключатель фаз вольтметра и частомера сетей 115/200 В	- последовательно в положения СЕТЬ I А, В, С СЕТЬ II А, В, С СЕТЬ III А, В, С
	Напряжение и частота сетей 115/200 В	- проверить показания вольтметра и частотомера
	Переключатель вольтметра сетей ~36 В	- последовательно в положения ЛЕВАЯ АВ, ВС, АС ПРАВАЯ АВ, ВС, АС
	Напряжение в сетях ~36 В	- проверить показания вольтметра
	Переключатель ПТС-250 № 2 - № 1 и переключатель вольтметра сетей ~36 В	- последовательно в положения ПТС-250 № 2 АВ, ВС, АС ПТС-250 № 1 АВ, ВС, АС
	Напряжение в сетях ПТС-250 № 1 и № 2	- проверить показания вольтметра
	Переключатели ВУ № 1 и ВУ № 2	- в положения ВУ № 1 и ВУ № 2 (если запуск ВСУ производился только от аккумуляторных батарей)
	Переключатель вольтметра сетей 27 В	- последовательно в положения ЛЕВ СЕТЬ, ПРАВ СЕТЬ
	Напряжение в левой и правой сетях 27 В	- проверить показания вольтметра

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(2) Перед выруливанием (после запуска двигателей)	После проверки напряжения в сетях разрешается включать потребители. (а) Проверка и включение на сеть основных генераторов переменного тока После запуска всех двигателей и выхода их на режим малого газа: Выключатель генератора № 1 - в положение ГЕНЕРАТОР 1 Гаснет светосигнализатор ЛАМПА ГОРИТ - ГЕНЕРАТОР НЕ РАБОТАЕТ данного генератора. Примечание. При прохождении ВСК (встроенного самоконтроля канала) после включения выключателя генератора возможно кратковременное промигивание светосигнализаторов ОТКАЗ БРЗУ и ОТКАЗ ГЕНЕРАТОРА включаемого канала на щитке сигнализации. Переключатель вольтметра и частотомера сетей 115/200 В и переключатель фаз вольтметра и частотомера - последовательно в положения СЕТЬ I А, В, С; АВТ ШИНЫ ЛЕВ Напряжение и частота в сети I и на левых автономных шинах - проверить показания вольтметра и частотомера Аналогично включить генераторы № 2 и № 3, но напряжение и частоту проверить: - при включении генератора № 2 - в сети II - при включении генератора № 3 - в сети III и на автономных шинах правых

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	После включения трех генераторов и включения потребителей:
	Переключатель амперметра и переключатель фаз амперметра сетей 200/115 В - последовательно в положения ГЕНЕРАТОР 1 А, В, С ГЕНЕРАТОР 2 А, В, С ГЕНЕРАТОР 3 А, В, С
	Нагрузка генераторов - проверить показания амперметра
	Переключатель вольтметра сетей ~36 В - последовательно в положения СЕТЬ ЛЕВАЯ АВ, ВС, АС СЕТЬ ПРАВАЯ АВ, ВС, АС
	Напряжение в сетях ~36 В - проверить показания вольтметра
	Переключатель ПТС-250 № 2 - № 1 и переключатель вольтметра сетей ~36 В - последовательно в положения ПТС-250 № 2 АВ, ВС, АС ПТС-250 № 1 АВ, ВС, АС
	Напряжение в сетях ПТС-250 № 1 и № 2 - проверить показания вольтметра

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
	Переключатели ВУ № 1 и ВУ № 2	- убедиться, что находятся в положении ВУ № 1 и ВУ № 2 соответственно
	Переключатель вольтметра левой (правой) сети 27 В	- в положении ЛЕВ СЕТЬ (ПРАВ СЕТЬ)
	Напряжение левой (правой) сети	- проверить показания вольтметра
	Переключатель амперметра левой (правой) сети	- в положение ВУ № 1 (ВУ № 2)
	Нагрузка ВУ № 1 (ВУ № 2)	- проверить показания амперметра

Условия (этап) работы	Необходимые действи
(3) На всех этапах полета	(б) Отключение аэродромного источника питания и генератора ВСУ При включенных на сети основных генераторах, ВУ и аккумуляторах: Выключатель РАП - ВЫКЛЮЧЕНО - в положение ВЫКЛЮЧЕНО, гаснет светосигнализатор РАП* или Выключатель ВСУ - ВЫКЛЮЧЕНО - в положение ВЫКЛЮЧЕНО, гаснет светосигнализатор ВСУ Дать команду отключить и убрать от самолета аэродромный источник питания Работу систем электроснабжения по загоранию светосигнализаторов - контролировать Показания приборов сетей переменного и постоянного тока - периодически контролировать Переключатель вольтметра сетей 27 В должен находиться в положении ЛЕВ СЕТЬ (ПРАВ СЕТЬ), а переключатель вольтметра сетей 115/200 В в положении СЕТЬ I или СЕТЬ III. Контроль напряжения в сетях переменного тока и проверку нагрузки генераторов производить перед взлетом, периодически во время полета и за 15 - 20 мин до посадки. Через 30 - 50 мин полета производить контроль тока заряда и напряжения аккумуляторов **: Переключатель амперметра левой сети 27 В - последовательно в положения АК № 1, АК № 3 Ток заряда аккумуляторов № 1 и № 3 - проверить показания амперметра Переключатель амперметра правой сети 27 В - последовательно в положения АК № 2, АК № 4 Ток заряда аккумуляторов № 2 и № 4 - проверить показания амперметра Переключатель вольтметра сетей 27 В - в положение АК № 1

* На самолетах с № 85615 и на № 85614, на остальных самолетах – после выполнения доработки по бюллетеню.
** На самолетах, доработанных по бюллетеню 154КБ-0004/99/БУ/БЭ, не производить.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(4) Перед остановом двигателей	Выключатель аккумулятора № 1	- выключить
	Напряжение аккумулятора № 1	- проверить показания вольтметра
	Выключатель аккумулятора № 1	- в положение № 1
	Аналогично проверить напряжение аккумуляторов № 3, № 2 и № 4.	
	Ненужные потребители электроэнергии	- выключить
	Для охлаждения колес шасси розетку аэродромного кабеля ПИТАНИЕ ~ 208 В 400 А	- подсоединить
	Выключатель РАП - ВЫКЛЮЧЕНО	- в положение РАП, загорается светосигнализатор РАП*
	При отсутствии наземного источника ВСУ	- запустить
	После выхода ВСУ на режим:	
	Выключатель ВСУ - ВЫКЛЮЧЕНО	- в положение ВСУ, загорается зеленый светосигнализатор ВСУ
	Выключатели генераторов	- в положение ВЫКЛЮЧЕНО, загораются светосигнализаторы ЛАМПА ГОРИТ - ГЕНЕРАТОР НЕ РАБОТАЕТ 1, 2, 3 генераторов
	После останова двигателей и окончания необходимых работ:	
	Выключатель РАП - ВЫКЛЮЧЕНО	- в положение ВЫКЛЮЧЕНО, гаснет светосигнализатор РАП*
	Розетку кабеля аэродромного источника	- отсоединить
	При работе с ВСУ выключатель ВСУ - ВЫКЛЮЧЕНО	- в положение ВЫКЛЮЧЕНО, гаснет светосигнализатор ВСУ
	Выключатель аварийного преобразователя ~115 В (ПОС-125**)	- убедиться, что в положении ВЫКЛ
	Выключатель ПТС-250 № 1	- в положение ВЫКЛ
	Выключатели аккумуляторов № 1, 2, 3, 4	- выключить

* На самолетах с № 85615 и на № 85614; на остальных самолетах - после выполнения доработок по бюллетеню.

** На самолетах № 85672 по № 85692 - ПО-750А, на самолетах с № 85693 - АВАРИЙНЫЙ ПРЕОБРАЗ ~ 115 В, на предыдущих - после выполнения доработки.

(прод.)

8.6а.3. Неисправности

Проявление неисправности	Необходимые действия
(1) Загорелся светосигнализатор ЛАМПА ГОРИТ - ГЕНЕРАТОР НЕ РАБОТАЕТ одного из генераторов	Если горит светосигнализатор ОТКАЗ БРЗУ 1 (2, 3): Выключатель генератора - выключить и включить Если светосигнализаторы ЛАМПА ГОРИТ - ГЕНЕРАТОР НЕ РАБОТАЕТ и ОТКАЗ БРЗУ 1 (2, 3) погасли: Переключатель вольтметра и частотомера и переключатель фаз вольтметра и частотомера - последовательно в положения: - включившегося генератора А, В, С; - сетей переменного тока Напряжение и частота генератора - проверить показания вольтметра и частотомера Если светосигнализаторы ЛАМПА ГОРИТ - ГЕНЕРАТОР НЕ РАБОТАЕТ и ОТКАЗ БРЗУ 1 (2, 3) продолжают гореть: Выключатель генератора - в положение ВЫКЛЮЧЕНО Напряжение в сетях 115/200 В - убедиться в наличии Если горит светосигнализатор ОТКАЗ ГЕНЕРАТОРА 1 (2, 3): Выключатель генератора - в положение ВЫКЛЮЧЕНО Примечание. При отказе генератора № 1 при включенной системе АБСУ возможно кратковременное перемещение штурвала. При отказе одного или двух генераторов (двигателей) происходит автоматическое отключение их от бортсети и переключение сетей на исправные генераторы. При отказе одного генератора при включенном противообледенителе предкрылков питание бытового оборудования автоматически отключается.
(2) Напряжение в одной из сетей переменного тока 115/200 В выходит за допустимые пределы, см. п. 8.6а.1	Выключатель генератора этой сети - в положение ВЫКЛЮЧЕНО Действовать так же, как и при отказе одного генератора
(3) Загорелись светосигнализаторы ЛАМПА ГОРИТ - ГЕНЕРАТОР НЕ РАБОТАЕТ двух генераторов	Действовать так же, как и при отказе одного генератора. ВНИМАНИЕ. На снижении и при заходе на посадку переводить двигатель работающего генератора на режим ниже 61% КВД ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

(прод.)

Проявление неисправности	Необходимые действия
(4) Ток заряда аккумулятора больше 25 А или напряжение меньше 24 В	Выключатель неисправного аккумулятора - в положение ВЫКЛЮЧЕНО
(5) Загорелся светосигнализатор ЛЕВ СЕТЬ НА ТР № 2 (ПРАВ СЕТЬ НА ТР № 1)	Напряжение левой (правой) сети ~36 В - проверить показания вольтметра Примечание. При отказе одного трансформатора левая и правая сети ~36 В автоматически объединяются. Если напряжение в левой (правой) сети ~36 В отсутствует: Переключатель ПОДКЛЮЧЕНИЕ СЕТЕЙ НА ТР-РЫ ЛЕВ (ПРАВ) сети - в положение РУЧНОЕ
(6) Напряжение в левой (правой) сети ~36 В выходит за допустимые пределы, см. п. 8.6а.1	Переключатель ПОДКЛЮЧЕНИЕ СЕТЕЙ НА ТР-РЫ ЛЕВ (ПРАВ) сети - в положение РУЧНОЕ
(7) Загорелся светосигнализатор ПТС-250 № 1 НЕ РАБОТАЕТ	Сеть ПТС-250 № 1 автоматически переключилась на питание от правой сети ~36 В. Проверить наличие напряжения в сети ПТС-250 № 1.
(8) Загорелся светосигнализатор ПТС-250 № 2 НА СЕТЬ	Напряжение в сети ПТС-250 № 2 - проверить показания вольтметра Если напряжение отсутствует: Переключатель ПТС-250 № 2 РУЧНОЕ - АВТОМАТ - в положение РУЧНОЕ
(9) Загорелся светосигнализатор ВУ РЕЗ ЛЕВАЯ (ПРАВАЯ) СЕТЬ, отсутствует ток нагрузки на амперметре левой (правой) сети	Нагрузка резервного ВУ - проверить показания амперметра Примечание. Взамен отказавшего ВУ автоматически подключается ВУ РЕЗ. Если нагрузка ВУ РЕЗ отсутствует: Переключатель ВУ № 1 (ВУ № 2) - в положение ВУ РЕЗ
(10) Загорелся светосигнализатор ЛЕВАЯ (ПРАВАЯ) СЕТЬ ОТ АККУМ, отсутствует ток нагрузки ВУ № 1 (ВУ № 2) и ВУ РЕЗ	Выключатель соединения сетей 27 В - открыть колпачок и включить Загорание светосигнализатора СЕТИ СОЕДИНЕНЫ и погасание светосигнализатора ЛЕВАЯ (ПРАВАЯ) СЕТЬ ОТ АККУМ - проконтролировать

(прод.)

Проявление неисправности		Необходимые действия	
(11)	После включения выключателя РАП не горят светосигнализаторы РАП* и НЕИСПРАВНОСТЬ БКН* и отсутствует напряжение в сетях переменного тока	Выключатель РАП Самолет Неисправность	- выключить - обесточить - выяснить и устранить
(12)	Загорелись светосигнализаторы ЛАМПА ГОРИТ - ГЕНЕРАТОР НЕ РАБОТАЕТ трех генераторов и ЛЕВАЯ СЕТЬ ОТ АККУМ, ПРАВАЯ СЕТЬ ОТ АККУМ	См. подраздел 6.6 "Полет со всеми неработающими генераторами"	
(13)*	После включения выключателя РАП горит светосигнализатор НЕИСПРАВНОСТЬ БКН	Выключатель РАП Неисправный блок БКН	- выключить - заменить
(14)**	Загорелся один из светосигнализаторов ОТКЛЮЧИ АККУМУЛЯТОРЫ № 1, № 2, № 3, № 4	Выключатель соответствующего аккумулятора	- в положение ВЫКЛЮЧЕНО

* На самолетах с № 85615 и на № 85614, на остальных самолетах – после выполнения доработок по бюллетеню.
** На самолетах, доработанных по бюллетеню 154КБ-0004/99/БУ/БЭ.

(прод.)

8.6а.4. Краткое описание

На самолете применены следующие системы электроснабжения:
- основная система электроснабжения трехфазного переменного тока напряжением 200/115 В, постоянной частоты 400 Гц;
- вторичная система электроснабжения трехфазного переменного тока напряжением 36 В, постоянной частоты 400 Гц;
- вторичная система электроснабжения постоянного тока напряжением 27 В.

8.6а.4.1. Система электроснабжения переменного трехфазного тока напряжением 200/115 В, частоты 400 Гц

Система состоит из трех каналов генерирования.

Источниками электроэнергии являются:
1) основными: три генератора № 1, № 2 и № 3, установленные по одному на каждом двигателе;
2) резервным - генератор ВСУ;
3) аварийным - статический преобразователь ПОС-125*.

Аппаратура регулирования, защиты и управления генераторами обеспечивает автоматическую проверку, включение на сеть генераторов, поддержание заданных параметров, отключение неисправного канала генерирования при различных отказах с выдачей сигнализации отключения генераторов ЛАМПА ГОРИТ - ГЕНЕРАТОР НЕ РАБОТАЕТ.

Кроме того, в канале каждого генератора (1, 2, 3 и ВСУ) имеются светосигнализаторы отказа блоков БРЗУ и генераторов, позволяющие установить неисправный блок или генератор.

Система выполнена с разделением на три сети: сеть I - левого, сеть III - правого борта и сеть II - противообледенители предкрылков.

В нормальном режиме работы на левую сеть (I) работает генератор № 1, на правую сеть (III) - генератор № 3. Генератор № 2 работает на сеть II, к которой подключены противообледенители предкрылков.

При отказе одного из генераторов № 1 или № 3 взамен отказавшего автоматически включается генератор № 2 (если не включены противообледенители), при включенных противообледенителях резервирование сетей осуществляется путем их объединения (I и III), в этом случае бытовое оборудование автоматически отключается.
При отказе генератора № 2 и включенных противообледенителях сеть противообледенителей (II) подключается к генератору № 1, сети I и III объединяются и питаются от генератора № 3.
При отказе двух генераторов оставшийся исправный генератор питает сети I и III, а противообледенители предкрылков в случае необходимости их включения получают питание от генератора ВСУ.

* На самолетах с № 85672 устанавливается ПО-750 или ПОС-1000, на предыдущих - после выполнения доработки.

(прод.)

В системе установлены левые и правые автономные шины. К левым или правым автономным шинам могут быть подключены любые два из трех генераторов при вынужденном отключении трех генераторов от основных шин:
- к левым - генератор № 1 или № 2;
- к правым - генератор № 3 или № 2.

Для сокращения перерывов питания навигационно-пилотажного комплекса (НПК) в системе установлены левые и правые шины НПК
В нормальном режиме они получают питание соответственно от сети I и III.

В случае неисправности в сети I (III) левые (правые) шины НПК автоматически переключаются на сеть III (I) при помощи автомата переключения шин АПШ-3М № 1 (№ 2) и коробки отсечки частоты КОЧ-62Б № 1 (№ 2).

Наземный источник электроэнергии подключается через бортовую вилку.

Управление и контроль системы осуществляет Б/И:
– с панели управления энергоузлом;
– с панели контроля АБСУ;
– со щитка сигнализации.

В системе предусмотрена установка блока БЧФ, который предназначен для предотвращения подключения к бортсети наземного источника с неправильным чередованием фаз, или блока БКН 115В**, предназначенного для предотвращения подключения к бортсети наземного источника с недопустимым качеством электроэнергии, а также для отключения этого источника, если в процессе работы качество электроэнергии вышло за допустимые пределы.

Для управления системой 115/200 В и контроля ее работы используются:
– три переключателя генератора № 1, № 2 и № 3;
– три красных светосигнализатора отключения генераторов ЛАМПА ГОРИТ - ГЕНЕРАТОР НЕ РАБОТАЕТ 1, 2 и 3;
– выключатель РАП;
– выключатель ВСУ;
– выключатель ПОС-125*;
– галетный переключатель вольтметра и частотомера;
– галетный переключатель фаз вольтметра и частотомера;
– галетный переключатель амперметра;
– галетный переключатель фаз амперметра;
– два желтых светосигнализатора ПОДКЛЮЧЕНИЕ ШИН НПК ЛЕВАЯ НА СЕТЬ III, ПРАВАЯ НА СЕТЬ I;
– зеленый светосигнализатор РАП**;
– красный светосигнализатор НЕИСПРАВНОСТЬ БКН**;

* На самолетах с № 85672 устанавливается ПО-750 или ПОС-1000 с выключателем и желтым светосигнализатором (на самолетах с № 85672 по № 85692-ПО-750А, а на самолетах с № 85693 - АВАРИЙНЫЙ ПРЕОБРАЗ – 115 В, на предыдущих самолетах - после выполнения доработки).

** На самолетах с № 85615 и на самолете № 85611; на остальных самолетах - после выполнения доработок по бюллетеню.

(прод.)

- вольтметр и частотомер измерения напряжения и частоты генераторов № 1, 2, 3, ВСУ, РАП, сетей I, II, III;
- амперметр измерения тока генераторов № 1, 2, 3, ВСУ, РАП;
- три переключателя (на панели контроля АБСУ) аварийного включения генераторов № 1, 2, 3 на автономные шины.

Кроме того, на правом приборном щитке установлен выключатель БЫТ ОБОРУД, обеспечивающий снятие блокировок автоматического переключения сетей.

8.6а.4.2. Система электроснабжения переменного трехфазного тока напряжением 36 В, частоты 400 Гц

Источниками питания являются:
1) основными: трансформаторы 200/36 В, получающие питание от первичной системы электроснабжения 115/200 В;
2) аварийными: статические преобразователи ПТС-250 № 1 и № 2.

В нормальном режиме работы на левую сеть работает трансформатор № 1, на правую - трансформатор № 2, получающие питание соответственно от левой и правой сетей 115/200 В.

При отказе одного из трансформаторов сеть отказавшего трансформатора автоматически или вручную подключается к исправному трансформатору.

Преобразователь № 1 используется для автономного питания АГР в нормальном режиме работы системы электроснабжения.

Управление и контроль системы осуществляется с панели управления энергоузлом (СЕТИ ~36 В).

Для управления системой и контроля ее работы используются:
- вольтметр измерения напряжения сетей;
- галетный переключатель вольтметра;
- переключатель ПТС-250 № 2 - № 1 подключения сетей к переключателю вольтметра;
- два переключателя ПОДКЛЮЧЕНИЕ СЕТЕЙ НА ТР-РЫ РУЧНОЕ - АВТОМАТ;
- два желтых светосигнализатора ЛЕВ СЕТЬ НА ТР № 2, ПРАВ СЕТЬ НА ТР № 1;
- выключатель ПТС-250 № 1 - ВЫКЛ;
- желтый светосигнализатор ПТС-250 № 1 НЕ РАБОТАЕТ;

(прод.)

- переключатель ПТС-250 № 2 РУЧНОЕ - АВТОМАТ;
- желтый светосигнализатор ПТС-250 № 2 НА СЕТЬ.

8.6а.4.3. Система электроснабжения постоянного тока напряжением 27 В

Система состоит из двух сетей: левой и правой.

Источниками электроэнергии являются:
- основными - выпрямительное устройство № 1 - в левой сети, № 2 - в правой сети;
- аварийными - аккумуляторные батареи № 1 и № 3 - в левой сети, № 2 и № 4 - в правой сети.

Примечание. На самолете устанавливаются аккумуляторы 20НКБН-25-У3 или 20НКБН-25-Д-У3*. Разрешается установка аккумуляторов 20FP25H1C-R или 20FP25H1CT-R* фирмы VARTA (Германия), а также 26108 или 26108-1* фирмы SAFT (Франция).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЭКСПЛУАТАЦИЯ В ОДНОМ КОМПЛЕКТЕ АККУМУЛЯТОРОВ РАЗНЫХ ТИПОВ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

В системе предусмотрено резервное ВУ, которое может подключаться автоматически или вручную на левую или правую сеть взамен отказавшего основного ВУ. При отказе ВУ № 1 и № 2 резервное ВУ подключается к левой сети.

При запуске ВСУ резервное ВУ автоматически подключается одновременно на левую и правую сети, при этом загораются светосигнализаторы ВУ РЕЗЕРВ ЛЕВАЯ СЕТЬ, ВУ РЕЗЕРВ ПРАВАЯ СЕТЬ. ВУ получает питание от соответствующих шин основной системы электроснабжения 115/200 В.

Предусмотрено автоматическое (при запуске ВСУ) и ручное (при необходимости) объединение сетей.

В каждой сети имеются основные шины, получающие питание как от ВУ, так и от аккумуляторов, и отключаемые шины, получающие питание только при работающих ВУ.

При вынужденном отключении трех генераторов от основных шин переменного тока предусмотрено питание резервного ВУ от автономных шин левого борта на самолетах по № 85769, от автономных шин левого и правого борта с самолета № 85770. Резервное ВУ при этом обеспечивает питанием основные шины сетей постоянного тока. Сети должны быть объединены вручную.

Управление и контроль системы осуществляется с панели управления энергоузлом (СЕТИ = 27 В).

Для управления системой и контроля ее работы используются:
- вольтметр измерения напряжения левой, правой сети, АК № 1, АК № 2, АК № 3, АК № 4;
- галетный переключатель вольтметра;
- амперметр левой сети;
- галетный переключатель измерения тока ВУ № 1, ВУ РЕЗ, АК № 1, АК № 3;
- амперметр правой сети;
- галетный переключатель измерения тока ВУ № 2, ВУ РЕЗ, АК № 2, АК № 4;
- выключатель соединения сетей;

* Для самолетов, доработанных по бюллетеню 154КБ-0004/99/БУ/БЭ.

(прод.)

- желтый светосигнализатор СЕТИ СОЕДИНЕНЫ;
- два переключателя ВУ № 1 - ВУ РЕЗЕРВ и ВУ № 2 - ВУ РЕЗЕРВ;
- два желтых светосигнализатора ВУ РЕЗЕРВ ЛЕВАЯ СЕТЬ и ВУ РЕЗЕРВ ПРАВАЯ СЕТЬ;
- выключатели аккумуляторов № 1, 2, 3, 4;
- два красных светосигнализатора ЛЕВАЯ СЕТЬ ОТ АККУМ, ПРАВАЯ СЕТЬ ОТ АККУМ;
- выключатель ПРОВЕРКА АККУМУЛ на земле (на правом приборном щитке над правой панелью АЗС);
- четыре красных светосигнализатора ОТКЛЮЧИ АККУМУЛЯТОРЫ № 1, № 2, № 3, № 4*;
- кнопка КОНТРОЛЬ УСЛН *.

Контроль за состоянием аккумуляторов 20НКБН-25-Д-У3 осуществляется устройством УСЛН*.

В системе предусмотрен обогрев аккумуляторов на земле, включаемый инженерно-техническим составом.

Выключатель ОБОГРЕВ АККУМ расположен в лючке рядом с вилкой ШРАП.

8.6а.4.4. Контроль исправности светосигнализаторов системы электроснабжения**

Контроль исправности светосигнализаторов систем электроснабжения, установленных на панели управления энергоузлом, осуществляется при помощи кнопки КОНТРОЛЬ ЛАМП, расположенной на панели запуска ВСУ.

* Для самолетов, доработанных по бюллетеню 154КБ–0004/99/БУ/БЭ.
** Серийно на самолетах с № 85637, на остальных самолетах – после выполнения доработки по бюллетеню.

8.7. УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ

8.7.1. Эксплуатационные ограничения

Наименование параметра	Единица измерен.	Миним.	Норм.	Макс.
Отклонение штурвала от нейтрального положения на сбалансированном самолете по крену в штурвальном режиме постоянно в одну сторону превышает	мм	–	–	± 10

Примечание. Стрелка на штурвале находится за пределами сектора на колонке*.

8.7.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) При внешнем осмотре самолета	Бортинженер Рулевые приводы течи жидкости не имеют - убедиться
(2) При осмотре внутри самолета	Командир воздушного судна Убедиться, что: - переключатели ТРИММИРОВАНИЕ ЭЛЕРОНЫ и РУЛЬ НАПРАВЛ - в нейтральном положении - переключатель АВАР ТРИММ - закрыт колпачком - рукоятка ИНТЕРЦЕПТ СРЕДНИЙ - в нулевом положении, на фиксаторе Второй пилот Кнопку ПРОВЕРКА ЛАМП ТАБЛО - нажать и отпустить Все светосигнальные табло должны загореться и погаснуть.
(3) Перед запуском двигателей	Командир воздушного судна Убедиться, что: - зеленые светосигнальные табло НЕЙТРАЛ КРЕН, НЕЙТРАЛ КУРС, НЕЙТРАЛ ТАНГАЖ - горят - желтые светосигнальные табло СРЕДН, ВНУТР - не горят Командир воздушного судна, Второй пилот Педали по своему росту переключателем РЕГУЛИРОВКА ПЕДАЛЕЙ - отрегулировать

* После выполнения доработки по бюллетеню.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(4) Перед выруливанием	Переключатель ТРИММИРОВАНИЕ РУЛЬ НАПРАВ - в положение ПРАВ При этом правая педаль должна переместиться вперед. Переключатель ТРИММИРОВАНИЕ РУЛЬ НАПРАВЛ - в положение ЛЕВ При этом левая педаль должна переместиться вперед. Переключатель ТРИММИРОВАНИЕ РУЛЬ НАПРАВЛ - в положение ПРАВ до загорания зеленого светосигнального табло НЕЙТРАЛ КУРС К В С Проверить давление в гидросистемах - 200 ... 220 кгс/см^2 Выключатели БУСТЕРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ 1, 2, 3 - включить, закрыть колпачком Проконтролировать погасание С.С.Т. БУСТЕРА. Переключатель ПОЛЕТНЫЙ ЗАГРУЖАТЕЛЬ РН и РВ - установить в положение АВТОМАТ и закрыть колпачком Желтые светосигнальные табло ВЗЛЕТ ПОС РВ, ВЗЛЕТ ПОС РН - горят Колонку "на себя" и "от себя" - отклонить до упора и возвратить в исходное положение Углы отклонения РВ контролировать по указателю. При крайнем положении колонки штурвала на кабрирование стрелка указателя должна показывать не менее 23°. При крайнем положении на пикирование – не менее 18°. Примечание. Крайние положения РВ могут быть проверены при отключенном полетном загружателе РВ и отключенном сигнале ПРОДОЛЬНАЯ УПРАВЛЯЕМОСТЬ. Зеленое светосигнальное табло НЕЙТРАЛ КУРС - должно гореть Педали поочередно - отклонить вперед При этом по мере отклонения педали происходит возрастание усилия на ногу. Педали в нейтральное положение - вернуть

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Зеленое светосигнальное табло НЕЙТРАЛ КРЕН должно гореть. Штурвал попеременно влево и вправо - отклонить При увеличении хода штурвала усилия должны возрастать. Переключатель ТРИММИРОВАНИЕ ЭЛЕРОНЫ - в положение ПРАВ При этом штурвал должен отклониться вправо от нейтрального положения. Переключатель ТРИММИРОВАНИЕ ЭЛЕРОНЫ - в положение ЛЕВ При этом штурвал должен отклониться влево. Переключатель ТРИМИРОВАНИЕ ЭЛЕРОНЫ - в положение ПРАВ до загорания зеленого светосигнального табло НЕЙТРАЛ КРЕН Переключатель АВАР ТРИММ - попеременно в положения ПИКИР и КАБР При этом колонка штурвала должна перемещаться соответственно "от себя" или "на себя" от нейтрального положения. Выключить и вновь включить АЗС ТРИММИРОВАНИЕ РВ АВАРИЙН. Кнопками ТРИММИР РВ колонку штурвала в нейтральное положение - установить до загорания светосигнального табло НЕЙТРАЛ ТАНГАЖ

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(5) После взлета	Второй пилот После уборки закрылков должен убедиться в подключении полетных загружателей по погасанию зеленых светосигнальных табло ВЗЛЕТ ПОС РВ и ВЗЛЕТ ПОС РН. Если табло не погасли, переключатель ПОЛЕТНЫЙ ЗАГРУЖАТЕЛЬ РН и РВ - в положение ПОЛЕТ
(6) На всех этапах полета	Командир воздушного судна и 2/П При изменении режимов полета снимать усилия с колонки, штурвала и педалей до нулевых значений. Приемлемые характеристики продольной управляемости обеспечиваются только при условии снятия усилий с колонок штурвалов триммированием РВ на всех режимах прямолинейного полета, при переходе с одного режима на другой, а также при выпуске (уборке) взлетно-посадочной механизации. ВНИМАНИЕ. Нетриммирование РВ может привести к затяжелению продольного управления из-за выхода на полетный загружатель или к созданию значительных перегрузок отклонением колонки штурвала с малыми усилиями. Для быстрого гашения скорости полета, а также быстрой потери высоты рекомендуется применение (выпуск) средних интерцепторов.
(7) При заходе на посадку	Второй пилот После выпуска закрылков должен убедиться в отключении полетных загружателей по загоранию зеленых светосигнальных табло ВЗЛЕТ ПОС РВ и ВЗЛЕТ ПОС РН. Если табло не загорелись, переключатель ПОЛЕТНЫЙ ЗАГРУЖАТЕЛЬ РН и РВ - в положение ВЗЛЕТ ПОСАДКА
(8) При посадке	Командир воздушного судна В конце пробега - убрать интерцепторы

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(9) После заруливания	Выключатели БУСТЕРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ I, 2, 3 - установить в положение ВЫКЛЮЧЕНО (колпачок откинут) Перемещая педали, убедиться, что руль направления застопорен.

8.7.3. Неисправности

Проявление неисправности	Необходимые действия
(I) Уход самолета с исходного режима полета, изменение усилий на колонке и невозможность их снятия нажатием кнопок ТРИММИР РВ	Перейдите на аварийное триммирование РВ переключателем АВАР ТРИММ. При нажатии в одно из положений ПИКИР. или КАБР триммирование РВ переключается с кнопок ТРИММИР РВ на переключатель АВАР ТРИММ
(2) Уход самолета с исходного режима полета, изменение усилий на колонке и невозможность их снятия нажатием кнопок ТРИММИР РВ и переключателя АВАР ТРИММ	Свидетельствует о полном отказе триммирования РВ. Действия экипажа см. в 5.7.
(3) После уборки закрылков зеленые светосигнальные табло ВЗЛЕТ ПОС РВ или ВЗЛЕТ ПОС РН горят или мигают более 30 с	Свидетельствует о неподключении полетного загружателя РВ или РН. Колпачок переключателя ПОЛЕТНЫЙ ЗАГРУЖАТЕЛЬ РН и РВ - открыть Переключатель ПОЛЕТНЫЙ ЗАГРУЖАТЕЛЬ РН и РВ - установить в положение ПОЛЕТ Светосигнальные табло ВЗЛЕТ ПОС РВ и ВЗЛЕТ ПОС РН начнут мигать. Через 30 с светосигнальные табло должны погаснуть. Если табло не погасли, действовать в соответствии с указаниями подраздела 5.9.

(прод.)

Проявление неисправности	Необходимые действия
(4) После выпуска закрылков зеленые светосигнальные табло ВЗЛЕТ ПОС РВ или ВЗЛЕТ ПОС РН не горят или мигают более 30 с	Свидетельствует о неотключении полетного загружателя РВ или РН. Колпачок переключателя ПОЛЕТНЫЙ ЗАГРУЖАТЕЛЬ РВ и РН – открыть Переключатель ПОЛЕТНЫЙ ЗАГРУЖАТЕЛЬ РВ и РН – в положение ВЗЛЕТ ПОСАДКА После отключения полетных загружателей светосигнальные табло ВЗЛЕТ ПОС РВ и ВЗЛЕТ ПОС РН должны гореть. Если табло не загорелись – действовать в соответствии с указаниями подраздела 5.9
(5) Колонка штурвала отклоняется с повышенными усилиями	Свидетельствует о затяжелении управления по тангажу. При неясных причинах затяжеления управления колонкой штурвала отключить полетные загружатели РВ и РН. Пилотировать самолет осторожно, избегая резких движений колонкой штурвала, руководствуясь указаниями подраздела 5.7. Не создавать больших перегрузок и кренов. Производить посадку на ближайшем аэродроме
(6) При нажатии на переключатель ТРИММИРОВАНИЕ РУЛЬ НАПРАВЛ усилия не снимаются (педали не триммируются)	Свидетельствует об отказе триммирования руля направления. Пилотировать самолет в соответствии с 5.8
(7) Педали самопроизвольно перемещаются. При нажатии на переключатель ТРИММИРОВАНИЕ РУЛЬ НАПРАВЛ педали не возвращаются в требуемое положение	Свидетельствует об отказе триммирования руля направления. Пилотировать самолет в соответствии с 5.8
(8) При нажатии на переключатель ТРИММИРОВАНИЕ ЭЛЕРОНЫ нагрузка со штурвала не снимается (штурвал не перемещается)	Свидетельствует об отказе триммирования элеронов. Пилотировать самолет в соответствии с 5.8

(прод)

Проявление неисправности	Необходимые действия
(9) Штурвал самопроизвольно отклоняется. При нажатии переключателя ТРИММИРОВАНИЕ ЭЛЕРОНЫ штурвал не возвращается в требуемое положение	Свидетельствует об отказе триммирования элеронов. Пилотировать самолет в соответствии с указаниями 5.8
(10) Средние интерцепторы не убираются от рукоятки управления	Свидетельствует об отказе системы управления средними интерцепторами. Пилотировать самолет в соответствии с указаниями 5.5
(11) Горят желтые светосигнальные табло СРЕДН на средней приборной доске пилотов	Свидетельствует о неустановке средних интерцепторов на замки. Проверить установку рукоятки управления средними интерцепторами в положение 0. Если после дожатия рукоятки светосигнальные табло не погасли, руководствоваться указаниями подраздела 5.5
(12) Не горят желтые светосигнальные табло СРЕДН после касания ВПП и обжатия основных опор шасси	Свидетельствует об отказе автоматического выпуска средних интерцепторов. Рукоятку ИНТЕРЦЕПТ СРЕДНИЙ - в положение 45
(13) Рукоятка ИНТЕРЦЕПТ СРЕДНИЙ медленно перемещается в положение 0^{o}	Свидетельствует о падении давления в гидросистеме 1 при выпущенных средних интерцепторах. При необходимости ускорения уборки средних интерцепторов перемещать рукоятку на уборку. Пилотировать самолет в соответствии с указаниями 5.5
(14) При уборке или выпуске интерцепторов возникает крен самолета	Свидетельствует о затяжелении управления средними интерцепторами на одном крыле. При возникновении крена в процессе выпуска средних интерцепторов интерцепторы убрать. При возникновении крена в процессе уборки средних интерцепторов кренящий момент парировать отклонением элеронов
(15) Отклонение штурвала от нейтрального положения на сбалансированном самолете по крену в штурвальном режиме постоянно в одну сторону и затрудняет пилотирование	Проверить нейтральное положение триммера руля направления. При возможности установить нейтральное положение триммера руля направления. Проверить разницу количества топлива в симметричных баках № 2 и № 3 по п. 8.3.4.5 (1) (б). В случае, когда не требуется выравнивание количества топлива в симметричных баках, полет продолжить, усилить контроль за креном самолета. В случае отклонения штурвала от нейтрального положения на сбалансированном самолете по крену в штурвальном режиме постоянном в одну сторону и затрудняет пилотирование сделать запись в бортжурнале самолета

8.7.4. Краткое описание

8.7.4.0. Общие сведения

Управление самолетом осуществляется рычагами управления (колонками, штурвалами и педалями) через жесткую механическую проводку и автоматической бортовой системой управления (АБСУ) при помощи рулевых приводов, работающих от трех независимых гидросистем.

Подключение гидропитания к рулевым приводам от самолетных гидросистем I, 2 и 3 производится тремя выключателями БУСТЕРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ I, 2, 3, размещенными на среднем пульте пилотов (рис. 8.7.I).

Выключатели БУСТЕРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ I, 2, 3 во включенном положении закрываются колпачком. При открытом колпачке горит сигнальное табло БУСТЕРА и красное сигнальное табло К ВЗЛЕТУ НЕ ГОТОВ.

8.7.4.I. Управление рулем высоты (РВ)

Управление РВ осуществляется двумя трехкамерными рулевыми приводами (по одному рулевому приводу на каждую половину РВ).

В систему управления РВ включены два пружинных загружателя: взлетно-посадочный (включен постоянно) и полетный (подключаемый).

Взлетно-посадочный загружатель создает нагрузки на колонках штурвалов, полетный загружатель ограничивает отклонение РВ в полете созданием дополнительной нагрузки на колонках штурвалов.

Полетный загружатель имеет два режима включения и отключения: автоматический и ручной. Нормальным режимом является автоматический режим. Режимы включения и отключения устанавливаются переключателем ПОЛЕТНЫЙ ЗАГРУЖАТЕЛЬ РН и РВ, размещенным на козырьке средней приборной доски пилотов (см. рис. 8.7.I), который имеет три положения: ПОЛЕТ, АВТОМАТ и ВЗЛЕТ ПОСАДКА.

При установке переключателя в положение АВТОМАТ полетный загружатель управляется автоматически: при уборке закрылков подключается, при выпуске закрылков отключается.

При установке переключателя в положение ПОЛЕТ полетный загружатель подключается, а при установке в положение ВЗЛЕТ ПОСАДКА – отключается независимо от положения закрылков.

Для индикации режимов загрузки колонок управления на средней приборной доске пилотов установлено зеленое сигнальное табло ВЗЛЕТ ПОС РВ, которое горит, когда полетный загружатель отключен и мигает во время работы механизма подключения.

(прод)

Перед взлетом переключатель ПОЛЕТНЫЙ ЗАГРУЖАТЕЛЬ РН и РВ устанавливается в положение АВТОМАТ.

Усилия взлетно-посадочного и полетного загружателей РВ триммируются одновременно одним электромеханизмом, имеющим три вида управления:

- автоматическое – системой АБСУ при включении автоматических режимов ее работы;
- ручное – кнопками ТРИММИР РВ, размещенными на штурвалах КВС и 2/П;
- аварийное – нажимным переключателем АВАР ТРИММ на среднем пульте пилотов (см. рис. 8.7.1).

Электромеханизм триммирования – двухканальный.

Аварийное управление используется при отказе ручного управления ("залипании" кнопок ТРИММИР РВ в одном из положений). При нажатии аварийного переключателя в одно из положений ПИКИР или КАБР управление триммированием переключается с кнопок ТРИММИР РВ на переключатель аварийного управления. Обратный переход на управление кнопками ТРИММИР РВ производится (на земле после посадки самолета) выключением, а затем включением АЗС ТРИММИРОВАНИЕ РВ АВАРИЙН.

Диапазон углов отклонения руля высоты - 25° ± 1° ... + 20° ± 1°.

Углы отклонения РВ контролируются по совмещенному указателю положения РВ и стабилизатора, установленному на средней приборной доске пилотов (см. рис. 8.7.1). Нейтральное положение триммирующего механизма сигнализируется горением зеленого светосигнального табло НЕЙТРАЛ ТАНГАЖ на средней приборной доске пилотов (см. рис. 8.7.1).

8.7.4.2. Управление рулем направления (РН)

Управление РН осуществляется трехкамерным рулевым приводом.

В систему управления РН включены два пружинных загружателя: взлетно-посадочный (включен постоянно) и полетный (подключаемый).

Взлетно-посадочный загружатель создает нагрузки на педалях, полетный – ограничивает отклонение РН в полете созданием дополнительной нагрузки на педалях.

Полетный загружатель РН имеет два режима включения и отключения: автоматический и ручной. В отличие от управления полетным загружателем РВ управление полетным загружателем РН связано с обжатием левой основной опоры. При установке переключателя ПОЛЕТНЫЙ ЗАГРУЖАТЕЛЬ РН и РВ в положение АВТОМАТ полетный загружатель РН подключается автоматически при снятии обжатия левой основной опоры и уборке закрылков, а отключается при обжатии левой основной опоры или при выпуске закрылков. Для индикации режимов загрузки педалей установлено зеленое светосигнальное табло ВЗЛЕТ ПОС РН на средней приборной доске пилотов (см. рис. 8.7.1), которое горит, когда полетный загружатель РН отключен, и мигает в процессе работы механизма подключения. Усилия взлетно-посадочного загружателя триммируются электромеханизмом, который управляется переключателем ТРИММИРОВАНИЕ РУЛЬ НАПРАВЛ на козырьке средней приборной доски пилотов (см. рис. 8.7.1).

(прод.)

Нейтральное положение триммирующего механизма сигнализируется горением зеленого светосигнального табло НЕЙТРАЛ КУРС на средней приборной доске пилотов, рис. 8.7.1. Стопорение РН на стоянке производится механизмом МС, который при отсутствии давления во всех трех гидросистемах стопорит руль направления при установке его в нейтральное положение, а при подаче к рулевому приводу РН давления рабочей жидкости любой из трех гидросистем самолета расстопаривает РН.

Регулировка положения педалей управления под рост пилота осуществляется переключателем РЕГУЛИРОВКА ПЕДАЛЕЙ, размещенных на боковых пультах КВС и 2/П.

8.7.4.3. Управление элеронами

Управление элеронами производится двумя трехкамерными рулевыми приводами (по одному рулевому приводу на каждый элерон). Для создания усилий на штурвалах в систему управления элеронами включен пружинный загружатель (постоянно) с триммирующим электромеханизмом.

Управление триммирующим механизмом загружателя элеронов производится переключателем ТРИММИРОВАНИЕ ЭЛЕРОНЫ, рис. 8.7.1, установленным на козырьке средней приборной доски пилотов. Нейтральное положение триммирующего механизма сигнализируется горением зеленого светосигнального табло НЕЙТРАЛ КРЕН на средней приборной доске пилотов, рис. 8.7.1. Для повышения эффективности поперечного управления применены элерон-интерцепторы (левый и правый).

Управление каждым элерон-интерцептором осуществляется тремя однокамерными рулевыми приводами, работающими соответственно от гидросистемы 1, 2 и 3. Приведение в действие рулевых приводов производится элеронами через механическую проводку, причем элерон-интерцепторы (левый и правый) отклоняются вверх на угол до 45° ± 2° пропорционально отклонению соответствующего элерона вверх от 1,5° ± 15′ до 20° ± 1°.

8.7.4.4. Управление средними интерцепторами

Управление средними интерцепторами может осуществляться:

- вручную КВС от рукоятки ИНТЕРЦЕПТ СРЕДНИЙ, связанной с входными рычагами рулевых приводов тросовой и небольшим участком жесткой проводки;
- автоматический (выпуск) при обжатии обеих основных опор шасси, если РУД находятся в положении МАЛЫЙ ГАЗ и скорость самолета более 100 (160*) км/ч, или включением реверса тяги двигателей № 1 и № 3.

Сигнал на автоматический выпуск средних интерцепторов поступает на электрогидромеханизм (ЭГМ), который, развивая усилие, перемещает всю проводку управления вместе с рукояткой управления и осуществляет выпуск средних интерцепторов.

---

* На самолетах, оборудованных ступенчатым управлением реверсом тяги и системой автоматического управления механизацией крыла на посадке.

(прод.)

Снятие электрического сигнала при уменьшении скорости до 100 (160*) км/ч и выключенном реверсе тяги снимает усилие, развиваемое ЭГМ, но оставляет средние интерцепторы в выпущенном положении.

Автоматически происходит только выпуск средних интерцепторов, уборка происходит только вручную, переводом рукоятки управления интерцепторами в положение УБРАНО.

Кроме автоматического выпуска интерцепторов, ЭГМ осуществляет:

- включение и выключение гидропитания рулевых приводов средних интерцепторов при ручном управлении и включение гидропитания при снятии одной из секций интерцепторов с замка;
- фиксацию системы управления средними интерцепторами в убранном положении после установки рукоятки в положение 0.

Снятие фиксации системы управления средними интерцепторами в убранном положении и включение гидропитания рулевых приводов интерцепторов происходит при нажатии кнопки, расположенной в головке рукоятки управления средними интерцепторами.

Возможно снятие фиксации с включением гидропитания рулевых приводов средних интерцепторов без нажатия на кнопку. Для этого рукоятка управления интерцепторами должна быть перемещена из убранного положения в сторону выпуска примерно на 30°, но при этом придется преодолевать повышенное усилие до 25 кгс.

Углы отклонения средних интерцепторов контролируются по лимбу, размещенному около рукоятки управления.

Максимальный угол отклонения средних интерцепторов $45^{\circ}\pm2^{\circ}$.

Снятие хотя бы одной из секций средних интерцепторов с замка сигнализируется горением желтых светосигнальных табло, расположенных на средней приборной доске пилотов.

8.7.4.5. Управление внутренними интерцепторами

(I) Управление внутренними интерцепторами (выпуск и уборка) – электрогидравлическое, осуществляется только автоматически.

Автоматический выпуск внутренних интерцепторов происходит при обжатии обеих основных опор шасси, если РУД находятся в положении МАЛЫЙ ГАЗ и скорость самолета более 100 км/ч, или при включении реверса тяги двигателей № 1 и № 3.

Сигнал на автоматический выпуск внутренних интерцепторов поступает на гидрокран, подающий давление в соответствующие полости гидроцилиндров, осуществляющих выпуск внутренних интерцепторов.

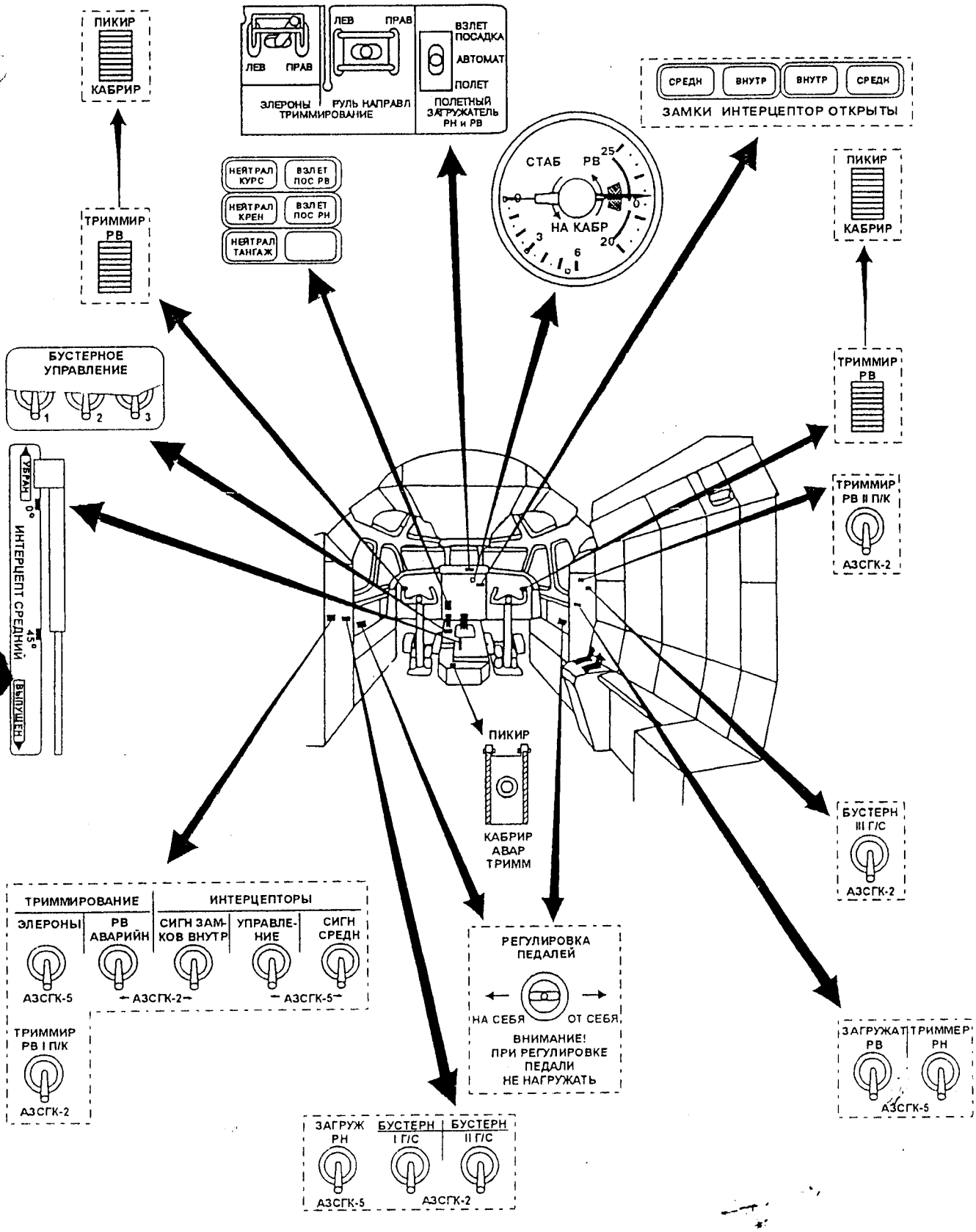
При уменьшении скорости ниже 100 км/ч и выключенном реверсе тяги двигателей происходит переключение цепей подачи электросигнала на гидрокран, который подает давление в другие полости гидроцилиндров; таким образом происходит автоматическая уборка внутренних интерцепторов.

*На самолетах, оборудованных ступенчатым управлением реверсом тяги и системой автоматического управления механизацией крыла на посадке.

(прод)

Максимальный угол отклонения внутренних интерцепторов $50^{\circ}\pm1^{\circ}$.
В убранном положении интерцепторы запираются механическими замками на штоках гидроцилиндров, открытое положение замков сигнализируется горением двух желтых светосигнальных табло ВНУТР. на средней приборной доске пилотов. Одновременно с загоранием желтых светосигнальных табло ВНУТР. загорается красное светосигнальное табло К ВЗЛЕТУ НЕ ГОТОВ.

(2) На самолетах оборудованных ступенчатым управлением реверсом тяги и системой автоматического управления механизацией крыла на посадке, автоматический выпуск внутренних интерцепторов происходит при обжатии обеих основных опор шасси, если РУД находятся в положении МАЛЫЙ ГАЗ и скорость самолета более 160 км/ч, или при включении МАКСИМАЛЬНОГО РЕВЕРСА тяги двигателей № 1 и № 3 при исходной взлетной конфигурации (положение закрылков менее 31°).
При уменьшении скорости менее 160 км/ч и выключении МАКСИМАЛЬНОГО РЕВЕРСА тяги двигателей № 1 и № 3 происходит автоматическая уборка внутренних интерцепторов. При исходной посадочной конфигурации ($\delta_3 > 31^{\circ}$) включение и выключение реверса тяги двигателей на процесс выпуска и уборки внутренних интерцепторов не влияет.



Размещение органов управления контроля и сигнализации управления самолетом
Рис. 8.7.1

-000-

8.8. АВТОМАТИЧЕСКАЯ БОРТОВАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ АБСУ-I54-2

8.8.I. Эксплуатационные ограничения

Наименование параметра	Единица измерения	Миним.	Норм.	Макс.
(I) Высота включения АБСУ (автоматических режимов)	м	400	-	-
(2) Высота выключения АБСУ или прекращения пилотирования по командным стрелкам в режимах захода на посадку:				
По КГРМ, отвечающим нормам II категории ИКАО				
- в автоматическом режиме захода на посадку с использованием автомата тяги и закрылками, выпущенными на 45°	м	30	-	-
- в автоматическом режиме захода на посадку с использованием автомата тяги и закрылками, выпущенными на 36° или 28°	м	60	-	-
- в автоматическом режиме захода на посадку без использования автомата тяги и закрылками, выпущенными на 45°, или 36°, или 28°	м	60	-	-
- в директорном режиме захода на посадку как с использованием автомата тяги, так и без использования	м	60	-	-
По КГРМ, отвечающим нормам I категории ИКАО				
- в автоматическом или директорном режиме захода на посадку как с использованием автомата тяги, так и без использования	м	60	-	-
По ПРМГ, отвечающим требованиям I, II категории, с использованием аппаратуры РСБН-2СА				
- в автоматическом или директорном режиме захода на посадку как с использованием автомата тяги, так и без использования	м	60	-	-
По категорированным маякам, имеющим угол наклона глиссады более 3° и до 4° (крутая глиссада)				
- в автоматическом или директорном режиме захода на посадку как с использованием автомата тяги, так и без использования	м	ВПР аэродрома посадки, но не ниже 70 м		
(3) Допустимая вертикальная скорость:				
а) перед включением режима [Н]	м/с	-	-	±5
б) перед включением автомата тяги АТ		-	-	±6
в) в режимах АЗП и ДЗП по КГРМ, отвечающим нормам II категории ИКАО				
- до Н = 60 м		+I	-	-6

(прод)

Наименование параметра	Единица измерения	Миним.	Норм.	Макс.
- на H от 60 до 30 м		-	-	-5
г) на аэродромах, имеющих угол наклона глиссады более 3^0 и до 4^0 (режим АЗП или ДЗП):				
- при вписывании в глиссаду		-	-	-10
- при снижении по глиссаде до ВПР, но не ниже 70 м		-	-	-7
(4) Высота ухода на второй круг в автоматическом режиме	м	30	-	-
(5) Допустимая вертикальная скорость набора в режиме автоматического ухода на второй круг	м/с	2	-	15
(6) Допустимые крены:				
(а) при управлении от рукоятки РАЗВОРОТ	град	-	-	±30
(б) в режимах АЗ1 , АЗП , НВУ , ЗК		-	-	±25
(в) на четвертом развороте (режимы АЗП и ДЗП)		-	-	±25
(г) на посадочной прямой (режимы АЗП и ДЗП)		-	-	±8
(7) Допустимые отклонения пролета ДПРМ и БПРМ в режимах АЗП и ДЗП:	Определяется по ПНП-1			
на участке до H = 100 м: - по курсу		-	-	± 1 точка в пределах силуэта самолета
- по глиссаде		-	-	
на участке H = 100 - 30 м:				
- по курсу (не горит табло ⟷)		-	-	± 0,5 до 1 точки в пределах силуэта самолета
- по глиссаде (не горит табло ↕)		-	-	
(8) Допустимая приборная скорость (число М) полета при отказе демпферов	км/ч (число М)	-	-	525 (0,85)

(прод)

Наименование параметра	Единица измерения	Миним.	Норм.	Макс.
(9) Допустимая вертикальная перегрузка в режимах САУ, АЗП и ДЗП на высотах:				
– до 60 м		0,7	–	I,3
– от 60 до 30 м		0,8	–	I,3
(I0) Высота включения АТ (используется только совместно с автоматическими и директорными режимами АБСУ)	м	–	–	Высота круга. РУД в режиме выше малого газа
(II) Время готовности АБСУ к работе	мин	3	–	–
(I2) Высота отключения АТ:				
– при отключении АЗП на высотах H≤60 м и прекращении использования ДЗП на высоте H = 60 м АТ отключить одновременно с переводом РУД за МАЛЫЙ ГАЗ;	м	6 + 4		
– при отключении АЗП и прекращении использования ДЗП на высотах H>60 м АТ отключить одновременно с отключением АЗП или прекращением использования ДЗП	м	Высота более 60 м		
(I3) Допустимые отклонения текущей приборной скорости от заданной	км/ч	–	–	± 20
(I4) Допустимые отклонения текущего числа M от заданного		–	–	± 0,02

(прод)

8.8.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Перед запуском двигателей (после запуска ВСУ)	
(а) Подготовка к проверке	**Бортинженер**
	Все АЗС на левой и правой панелях АЗС - убедиться во включении
	Электропитание сетей 115/200 В, 27 В - включить, напряжение проверить
	В наличии давления в гидросистемах - убедиться
	Выключатели КУРС, КРЕН, ТАНГАЖ ГИДРОПИТАНИЕ РА-56 - включить
	Выключатель КОЛЬЦЕВАНИЕ - РУЧНОЕ
	Выключатель ПРОДОЛЬНАЯ УПРАВЛЯЕМ - включить, закрыть колпачком
	Командир воздушного судна
	Выключатели БУСТЕРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ 1, 2, 3 - включить, закрыть колпачком, светосигнальное табло БУСТЕРА должно погаснуть
	Выключатели САУ-СТУ, ПКП ЛЕВ, ПКП ПРАВ, МГВ КОНТР, БКК ПИТАН, АГР, ПОДГОТ ПОСАДКА (ПН-5) - включить
	Второй пилот
	Выключатель ПОДГОТОВКА (ПН-6) - включить
	Кнопку ПРОВЕРКА ЛАМП ТАБЛО - нажать на 3 – 4 с и отпустить
	В исправности светосигнальных табло - убедиться

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Командир воздушного судна и второй пилот Проверить: - авиагоризонты; - ТКС - П2; - "Курс МП"; - РСБН; - РВ № 1, 2; - установить взлетный курс. **Второй пилот** На ПН-6: - кнопки-табло ОТКЛ Г1, ОТКЛ Г2, ОТКЛ Г3 - не утоплены, не горят - переключатель УС-И ЛЕВ – УС-И ПРАВ - УС-И ПРАВ - переключатель ОТКЛ I – ОТКЛ II - нейтральное положение **Командир воздушного судна** **Второй пилот** На УС-И индекс заданной скорости согласован со стрелкой - убедиться Рукоятка РАЗВОРОТ (ПУ-46) - нейтральное положение **Бортинженер** На ППН-13 зеленое светосигнальное табло ИСПР АБСУ - горит Если табло ИСПР АБСУ не горит: - крышку ППН-13 - открыть - выключатель ТЕСТ СВК - включить - кнопку ПОИСК - нажать После загорания одного из табло с наименованием блока и табло 1 или 2, или 3: Кнопку Сн. П - нажать и отпустить (табло 1, 2 или 3 гаснут) Проделать вышеуказанные операции с кнопками ПОИСК и Сн. П до тех пор, пока не загорится табло ИСПР АБСУ. Если при нажатии кнопки ПОИСК или ПУСК не происходит загорания табло на ППН-13, то нажать и отпустить одновременно обе кнопки ПОИСК и ПУСК, после чего продолжить работу с пультом.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
Примечание.	Проверки по п.п. (б), (в), (г), (ж) в промежуточных аэропортах не производить, если отсутствовали замечания экипажа к работе АБСУ в полете.
(б) Проверка включения и отключения САУ	Командир воздушного судна На ПУ-46 Переключатели КРЕН, ТАНГАЖ – включить Кнопка СТАБ – нажать (3-4) с и отпустить На сленкерах КРЕН, ТАНГАЖ появилась надпись СТАБ – убедиться Командир воздушного судна Второй пилот На табло режимов в загорании зеленых светосигнальных табло СТАБИЛ БОКОВ СТАБИЛ ПРОДОЛ – убедиться Командир воздушного судна Кнопку ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА – нажать и отпустить При этом: – кратковременно (2-2,5) с сработает звуковая сигнализация; – погаснут светосигнальные табло СТАБИЛ ПРОДОЛ, СТАБИЛ БОКОВ; – на сленкерах КРЕН, ТАНГАЖ появится знак Второй пилот Повторно включить САУ кнопкой СТАБ и аналогично проверить отключение САУ от кнопки ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА на правом штурвале.
(в) Проверка включения и отключения АТ	Бортинженер Рычаги РУД – расстопорить, в режим выше малого газа установить Второй пилот Кнопки-табло ОТКЛ Г1, ОТКЛ Г2, ОТКЛ Г3 на ПН-6 – нажать (утоплены, не горят)

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Кнопку-табло [С] (ПН-6) – нажать и отпустить При этом загорятся: - зеленая кнопка-табло [С]; - зеленые светосигнальные табло режимов АВТОМАТ ТЯГИ; - зеленое светосигнальное табло АТ ВКЛЮЧЕН. РУД – приложить усилие (1,5-2,5 кгс), не меняя их положение. При этом: - кратковременно сработает звуковая сигнализация; - погаснут [С], АВТОМАТ ТЯГИ, АТ ВКЛЮЧЕН. Повторно включить АТ кнопкой-табло [С] и проверить его отключение установкой выключателя ПОДГОТОВКА в положение ОТКЛ.
(т) Проверка включения и отключения режима УХОД	В т о р о й п и л о т Выключатель ПОДГОТОВКА (ПН-6) – включить Кнопку-табло [С] – нажать (загорится) К о м а н д и р в о з д у ш н о г о с у д н а Кнопки-табло ЗАХОД, ГЛИСС (ПН-5) – нажать (загорятся) Кнопку [УХОД] – нажать При этом: - РУД переместится во взлетное положение; - погаснут светосигнальные табло АВТОМАТ ТЯГИ, АТ ВКЛЮЧЕН и [С]; - загорятся зеленые светосигнальные табло режимов СТАБИЛ. БОКОВ и УХОД; - появится надпись СТАБ на бленкерах КРЕН, ТАНГАЖ (ПУ-46); - кнопки-табло ЗАХОД, ГЛИСС на ПН-5 – погаснут Кнопку ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА – нажать При этом: - кратковременно сработает звуковая сигнализация; - погаснут светосигнальные табло СТАБИЛ. БОКОВ, УХОД; - на бленкерах КРЕН, ТАНГАЖ появится знак [Ч]

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	В т о р о й п и л о т Повторно проверить включение и отключение режима УХОД кнопками УХОД и ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА
(д) Проверка систем встроенного контроля СТУ, УХОД, АТ	В т о р о й п и л о т Выключатель СТРЕЛКИ КОМАНД (ПН-5) – включить Кнопку КОНТРОЛЬ СТУ (ПН-6) – нажать и отпустить При этом: - зеленые светосигнализаторы СТУ бок, СТУ Прод., УХОД (ПН-6), светосигнальное табло ИСПР. АБСУ – гаснут и загораются - бленкеры [‖] и [▬] на ПКП КВС и 2/П – выпадают и убираются - командные стрелки ПКП – разведутся и установятся в среднее положение П р и м е ч а н и е. Отсутствие бленкеров [‖] и [▬] на лицевой панели и нахождение командных стрелок в среднем положении на приборах ПКП-I свидетельствует о готовности системы СТУ к работе (с учетом готовности Курс-МП, ТКС-П2, МГВ-I). Горящий светосигнализатор УХОД на ПН-6 свидетельствует о готовности вычислителя ухода к работе. Выключатели СТРЕЛКИ КОМАНД, ПОДГОТ. ПОСАДКА – выключить Кнопку КОНТРОЛЬ АТ (ПН-6) – нажать и удерживать (I0–I5 с) до погасания светосигнализаторов АТ I, АТ II; отпустить – светосигнализаторы должны загореться, убедиться Выключатель ПОДГОТОВКА (ПН-6) – выключить Кнопки-табло ОТКЛ ГI-ОТКЛ Г3 – отключить (не утоплены, не горят)
(е) Проверка штурвального управления (ШУ)	Б о р т и н ж е н е р Переключатель КОЛЬЦЕВАНИЕ – АВТОМАТ

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Командир воздушного судна Проверить прохождение сигнала управляемости в канале РВ: - стриммировать колонку штурвала в нейтральное положение (горит светосигнальное табло НЕЙТРАЛ. ТАНГАЖ); - установить переключатель ПОЛЕТНЫЙ ЗАГРУЖАТЕЛЬ РН и РВ в положение ВЗЛЕТ ПОСАДКА. Убедиться, что табло ВЗЛЕТ ПОС. РВ горит; - отклонить колонку штурвала полностью на себя и от себя (в крайних положениях удерживая 2-3 с) - убедиться по ИПЗ-2 в небольших отклонениях планки Т; - стриммировать колонку штурвала полностью от себя. Время триммирования 8-II с; - отклонить колонку штурвала на себя - планка Т ИПЗ-2 должна отклониться вниз; - стриммировать колонку штурвала полностью на себя. Время триммирования I8-26 с; - отклонить колонку штурвала на себя - планка Т ИПЗ-2 должна отклониться вверх. Примечание. При приложении усилий к колонке штурвала на себя после выхода руля высоты на упор возможно возникновение колебаний колонки, для прекращения которых необходимо отклонить её немного от себя. - стриммировать колонку штурвала в нейтральное положение, установить переключатель ПОЛЕТНЫЙ ЗАГРУЖАТЕЛЬ РН И РВ в положение АВТОМАТ. Время триммирования I0-I5 с. Проверить прохождение сигнала управляемости в канале крена: - отклонить штурвал вправо, планка Кр ИПЗ-2 должна отклониться по часовой стрелке; - отклонить штурвал влево, планка Кр ИПЗ-2 должна отклониться против часовой стрелки. При быстрых перемещениях штурвала возможна небольшая отдача штурвала из-за работы рулевых агрегатов РА-56.
(ж) Проверка отключения САУ перемещением колонки и штурвала	Командир воздушного судна Кнопка СТАБ. - нажать и отпустить Бленкеры КРЕН, ТАНГАЖ - появится надпись СТАБ.

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Светосигнальные табло режимов СТАБИЛ. БОКОВ, СТАБИЛ. ПРОДОЛ. - горят
	Колонку штурвала отклонить на себя (≥ 50 мм), а после повторного включения САУ - от себя (≥ 50 мм), при этом в обоих случаях сработает кратковременно звуковая сигнализация, погаснет светосигнальное табло режимов СТАБИЛ. ПРОДОЛ., а бленкер ТАНГАЖ покажет . Штурвал отклонить влево (≥ 30°), а после повторного включения САУ - вправо (≥ 30°), при этом сработает кратковременно звуковая сигнализация, погаснет светосигнальное табло режимов СТАБИЛ. БОКОВ, а бленкер КРЕН покажет .
(2) На исполнительном старте	Выключатели КРЕН, ТАНГАЖ - выключить Кнопка-табло СБРОС ПРОГР. (ПН-5) - нажать, горит Командир воздушного судна Второй пилот Бортинженер Убедиться:
	Бленкеры КРЕН, ТАНГАЖ - знак 
	Выключатели КРЕН, ТАНГАЖ - ОТКЛ.
	Выключатель ПОДГОТ. ПОСАДКА - ОТКЛ.
	Выключатель ПОДГОТОВКА АТ - ОТКЛ. и закрыт колпачком
	Кнопки-табло ОТКЛ. ГI - ОТКЛ.ГЗ - отключены. (не утоплены, не горят)
	Светосигнальное табло ИСПР. АБСУ - горит
	Выключатель ПРОДОЛЬНАЯ УПРАВЛЯЕМ - включен и закрыт колпачком
	Выключатели ГИДРОПИТАНИЕ РА-56 - включены. Светосигнальные табло ОТКАЗ I П/К, ОТКАЗ II П/К, ОТКАЗ III П/К не горят

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ВЫРУЛИВАТЬ НА ИСПОЛНИТЕЛЬНЫЙ СТАРТ С НЕГОРЯЩИМ ТАБЛО "ИСПР АБСУ", ЗА ИСКЛЮЧЕНИЕМ СЛУЧАЕВ, ОГОВОРЕННЫЙ В ПЕРЕЧНЕ ДОПУСТИМЫХ ОТКАЗОВ (см. п. 4.9.2.17). 2. ПРИ ВЫРУЛИВАНИИ НА ИСПОЛНИТЕЛЬНЫЙ СТАРТ СИСТЕМА АБСУ ДОЛЖНА РАБОТАТЬ В ШТУРВАЛЬНОМ РЕЖИМЕ, БЛЕНКЕРЫ "КРЕН" И "ТАНГАЖ" (ПУ-46) ДОЛЖНЫ ПОКАЗЫВАТЬ ЗНАК ⮑, А ВЫКЛЮЧАТЕЛИ "ПОДГОТ ПОСАДКА" (ПН-5), "КРЕН" И "ТАНГАЖ" (ПУ-46) ДОЛЖНЫ БЫТЬ ВЫКЛЮЧЕНЫ. 3. НА ИСПОЛНИТЕЛЬНОМ СТАРТЕ, ПОСЛЕ ПОГАСАНИЯ ТАБЛО "К ВЗЛЕТУ НЕ ГОТОВ", НАЖАТЬ КНОПКУ "ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА" И УБЕДИТЬСЯ В ТОМ, ЧТО ПРОДОЛЖАЕТ ГОРЕТЬ ТАБЛО "ИСПР АБСУ", А БЛЕНКЕРЫ "КРЕН" И "ТАНГАЖ" НА ПУ-46 ПОКАЗЫВАЮТ ЗНАК ⮑.
(3) Взлет, набор высоты, крейсерский полет, снижение (а) Режим ШУ	Командир воздушного судна Второй пилот Бортинженер Убедиться: Переключатель КОЛЬЦЕВАНИЕ - АВТОМАТ, закрыт колпачком Выключатель ПРОДОЛЬНАЯ УПРАВЛЯЕМ - включен, закрыт колпачком Бленкеры КРЕН, ТАНГАЖ (ПУ-46) - знак ⮑ Панель контроля АБСУ - желтые светосигнальные табло ГИДРОПИТАНИЕ РА-56 не горят Светосигнальные табло ДЕМПФЕР КУРС, ДЕМПФЕР КРЕН и ДЕМПФЕР ТАНГАЖ - не горят Режим ШУ используется при выполнении взлета до высоты 400 м, при заходе на посадку - с высоты 30 м или ВПР, на остальных этапах полета - по усмотрению экипажа.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(б) Режимы СТАБ и управление рукоятками РАЗВОРОТ и СПУСК - ПОДЪЕМ	Командир воздушного судна
	Перед включением режима:
	Рукоятка РАЗВОРОТ на ПУ-46 находится в нейтральном положении - убедиться
	Выключатели КРЕН, ТАНГАЖ (ПУ-46) - включить
	Используя ПУ, требуемый режим стабилизации (КУРС, ТАНГАЖ) - установить
	Самолет по трем осям - стриммировать
	Кнопка СТАБ (ПУ-46) - нажать
	Командир воздушного судна
	Второй пилот
	Проконтролировать:
	Бленкеры КУРС, ТАНГАЖ (ПУ-46) - надпись СТАБ
	Зеленые светосигнальные табло режимов СТАБИЛ БОКОВ, СТАБИЛ ПРОДОЛ - горят
	Стабилизация режима установленного перед нажатием кнопки СТАБ - сохраняется
	Командир воздушного судна
	Второй пилот
	Для изменения режима стабилизации (КУРС, ТАНГАЖ):
	Рукоятки РАЗВОРОТ или СПУСК-ПОДЪЕМ - нажать и повернуть
	После выхода на нужный курс и тангаж рукоятку РАЗВОРОТ - вернуть в исходное положение
(в) Режимы V и M	Командир воздушного судна
	Кнопку СТАБ - нажать
	Необходимый режим работы двигателей - установить
	В установившемся наборе (снижении) кнопку-табло V или M ПУ-46 - нажать (горит)

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Командир воздушного судна Второй пилот проконтролировать:
	Зеленое светосигнальное табло режимов СТАБ V или СТАБ М - горит
	Стабилизация приборной скорости (числа М) установленной перед нажатием кнопок-табло [V] [И] - сохраняется
(г) Режим [Н]	Командир воздушного судна
	Кнопку [СТАБ] - нажать
	Горизонтальный полет - установить
	Кнопку-табло [Н] ПУ-46 - нажать (горит)
	Командир воздушного судна Второй пилот проконтролировать:
	Зеленое светосигнальное табло режимов СТАБ Н - горит
	Стабилизация барометрической высоты, установленной перед нажатием кнопки-табло [Н] - сохраняется
	ВНИМАНИЕ. ПРИ ВХОДЕ САМОЛЕТА В ЗОНУ БОЛТАНКИ ПРИ ВКЛЮЧЕННЫХ РЕЖИМАХ [V], [М], [Н] установить переключатель ВКЛ В БОЛТАН (ПУ-46) ВО ВКЛЮЧЕННОЕ ПОЛОЖЕНИЕ (КОРРЕКТИРУЮТСЯ ПЕРЕДАТОЧНЫЕ ЧИСЛА ВКЛЮЧЕННОГО РЕЖИМА)
(д) Навигационный режим НВУ	Командир воздушного судна
	Кнопку [СТАБ] - нажать
	Выключатель ПОДГОТ НАВИГАЦИИ (ПН-5) - включить
	Второй пилот
	НВУ - включить, подготовить канал № I
	Переключатель ИНДИКАЦИЯ ПНП-ПРАВ (ПН-6) - НВУ
	ПНП-I 2/П светосигнальное табло НВ - горит
	НВУ № I ГОТОВ - докладывает КВС

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Командир воздушного судна
	Рукоятка РАЗВОРОТ - вывести самолет к ЛЗП на S = ЛУР
	Кнопка НВУ (ПН-5) - нажать (горит)
	Переключатель СЧИСЛ (В-5I-4) - включить
	Командир воздушного судна
	Второй пилот
	Проконтролировать:
	На ГПП-I (счетчик и стрелки ЗПУ) - отработку ЗПУ, выставленного на счетчике ЗПУ I
	На ПНП-I светосигнальное табло НВ - горит
	Зеленое светосигнальное табло режимов НВУ - горит
	Выход самолета на ЛЗП - счетчик Z = 0 счетчик S , показания уменьшаются
	ПНI-I (планки курса) - индицируют отклонения самолета от ЛЗП
	Переход на 2 ШМ
	Второй пилот
	НВУ - подготовить канал № 2
	Переключатель ИНДИКАЦИЯ ПНП-ПРАВ (ПН-6) - НВУ
	Переключатель ЛУР (В-5I) - расчетное ЛУР
	"НВУ № 2 ГОТОВ" - докладывает КВС
	Командир воздушного судна
	Проконтролировать:
	За 80 км до выхода на I ШМ - начало счисления S и Z 2ШМ
	Автоматический разворот самолета на 2ШМ - изменение курса $\gamma = 20^{0}$

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Светосигнальные табло СМЕНА ЧО – горит
	Смену счетчиков координат и ЗПУ – на В-52 № I гаснут САМОЛЕТ и МАЯК, загорается ПУНКТ; на В-52 № 2 гаснет ПУНКТ и загорается САМОЛЕТ и МАЯК
	Выход на ЛЗП 2 ПМ – $\bar{z} > 0$, S уменьшается
	Примечания: I. Запрещается включать режим НВУ, если нет сигнала готовности НВУ, неисправна ТКС (бленкер КС на ПНП-I выпал), неисправны МГВ (выпал бленкер АГ на ПКП-I).
	2. При работе НВУ в режиме КОРР. в случае неустойчивой работы РСБН будут иметь место рывки самолета по крену, поэтому при переводе НВУ в режим КОРР. режим НВУ отключить.
	3. Для выполнения разворота на 2 ПМ вручную (до выхода на расчетное ЛУР) переключатель ЛУР установить в положение ПРИНУД., при этом смена счетчиков будет такая же, как и при автоматическом развороте.
	4. При полете в автоматическом режиме НВУ на ЛЗП допускаются углы крена до $\pm 5^{0}$, установившиеся колебания при этом не допускаются.
(е) Режим VOR (АЗI, АЗП)	Второй пилот
	КУРС-МП № I – включить, настроить и подготовить в соответствии с п. 8.I7.5.2.
	Переключатель ЗПУ (ПН-5) – ПНП-II
	Переключатель ИНДИКАЦИЯ ПНП-ПРАВ (ПН-6) – АЗ-I
	Табло VOR на ПНП-I – горит, проконтролировать
	Кремальера ПНП-I – выставить на счетчике ЗПУ МК на маяк VOR
	КУРС-МП № I ГОТОВ – доложить КВС
	Командир воздушного судна
	Выключатель ПОДГОТ.НАВИГАЦИИ – включить
	Кнопка СТАБ. – нажать
	Кнопка СБРОС-ПРОГР. – нажать (горит)
	Кнопка-табло АЗ-I (ПН-5) – нажать (горит), СБРОС ПРОГР. гаснет

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
	К о м а н д и р в о з д у ш н о г о с у д н а	
	В т о р о й п и л о т	
	Проконтролировать:	
	Табло VOR ПНП-I	- горит
	Стрелка ЗШУ и счетчик ПНП-I	- отработка ЗШУ на ПНП-I КВС, выставленного 2/П на его ПНП-I
	Светосигнальное табло режимов VOR	- горит
	Красный светосигнализатор НА или ОТ	- горит
	Самолет на ЛЗП	- выходит
	Переход на второй маяк VOR.	
	В т о р о й п и л о т	
	"Курс-МП" № 2	- включить, настроить и подготовить
	Переключатель ИНДИКАЦИЯ ПНП-ПРАВ (ПН-6)	- АЗ-П, проконтролировать табло VOR на ПНП-I горит
	Кремальера ✈ ПНП-I 2/П	- выставить на счетчике ЗШУ МК на второй маяк VOR
	"Курс-МП № 2 ГОТОВ"	- доложить КВС
	К о м а н д и р в о з д у ш н о г о с у д н а	
	Кнопка-табло СБРОС ПРОГР	- нажать (горит)
	Кнопка-табло АЗ-П (ПН-5)	- нажать (горит), СБРОС ПРОГР гаснет
	К о м а н д и р в о з д у ш н о г о с у д н а	
	В т о р о й п и л о т	
	Проконтролировать:	
	Табло VOR ПНП-I	- горит
	Стрелка ЗШУ и счетчик ПНП-I	- отработка ЗШУ на ПНП-I КВС, выставленного 2/П на его ПНП-I
	Светосигнальное табло режимов VOR	- горит

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Красный светосигнализатор НА или ОТ – горит Самолет на новую ЛЗП – выходит Примечания: 1. Режим VOR рекомендуется использовать на расстояниях устойчивого приёма сигналов маяка (30 ... 200 км). 2. Включение режима VOR производить после пролета "воронки", восстановления устойчивой работы КУРС-МП и выхода на новый курс полета от маяка. 3. Во избежание влияния перестройки частоты КУРС-МП-70 на работу АБСУ в режиме VOR рекомендуется кратковременное (на 3 – 5 с) отключение автоматического режима VOR на время перестройки кнопкой-лампой СБРОС ПРОГР (ПН-5).
(ж) Режим ЗК	**Командир воздушного судна** Переключатель ВВОД ЗК – ЛЕВЫЙ ПНП Кремальера ⌵ ПНП-1 КВС – установить ⌵ на значение текущего курса Кнопка СТАБ – нажать Кнопка-табло [ЗК] (ПН-5) – нажать (горит) Кремальера ⌵ ПНП-1 КВС – плавно установить заданный курс **Командир воздушного судна** **Второй пилот** Проконтролировать: Светосигнальное табло режимов ЗК – горит Самолет на заданный курс – выходит Переход на другой заданный курс. **Второй пилот** Кнопка-табло СБРОС ПРОГР – нажать (горит) Переключатель ВВОД ЗК – ПРАВЫЙ ПНП Кремальера ⌵ ПНП-1 – установить ⌵ на значение текущего курса Кнопка-табло [ЗК] – нажать (горит) Кремальера ⌵ ПНП-1 – плавно установить заданный курс ВНИМАНИЕ: 1. При включенных автоматических режимах АБСУ пользоваться рукоятками ЗАГРУЖАТЕЛЬ РВ, переключателями ТРИММИРОВАНИЕ РУЛЬ НАПРАВ И ТРИММИРОВАНИЕ ЭЛЕРОНОВ – ЗАПРЕЩАЕТСЯ. 2. При отказе двигателя в автоматических режимах работы АБСУ нажать кнопку ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА, перебалансировать самолет и вновь включить выбранный автоматический режим работы АБСУ. 3. При отклонении рукоятки РАЗВОРОТ от нейтрального положения при включенных режимах [ЗК], [НВУ], [АЗИ]

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	АЗП указанные режимы отключаются, загорается кнопка-табло СБРОС ПРОГР и система переходит в режим СТАБИЛ БОКОВ. При отклонении рукоятки СПУСК-ПОДЪЕМ режимы M, V, H отключаются, система переходит в режим СТАБИЛ ПРОДОЛ. 4. Если в процессе выполнения автоматических режимов СТАБ БОК, НВУ, ЗК, VOR планка "КР" на ИН-3-2 находится в смещенном положении, отключить автопилот выключателем КРЕН на ПУ-46. Проверить разницу количества топлива в симметричных баках № 2 и № 3 по подпункту 8.3.4.5 (1), (6). В случае, когда не требуется выравнивание количества топлива в симметричных баках, сбалансировать самолет по крену в штурвальном режиме, снимая усилия со штурвала переключателем ТРИММИРОВАНИЕ ЭЛЕРОНА. В случае невозможности сбалансировать самолет при нарушении поперечной балансировки переключателем ТРИММИРОВАНИЕ ЭЛЕРОНА автоматические режимы не использовать, пилотирование самолета продолжить в штурвальном режиме.
(4) Заход на посадку и посадка (а) Распределение обязанностей между членами экипажа при выполнении захода на посадку с использованием АЗП и ДЗП	Командир воздушного судна - ведет радиосвязь; - контролирует параметры захода на посадку; - устанавливает визуальный контакт с наземными ориентирами и принимает решение о выполнении посадки (дает команду экипажу "САДИМСЯ") и выполняет посадку; - выполняет уход на второй круг (дает команду экипажу "УХОДИМ"), если до ВПР положение самолета будет оценено как непосадочное или последует команда диспетчера об уходе на второй круг; - управляет скоростью полета с помощью АТ или вручную, или дает второму пилоту соответствующую команду.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Второй пилот - контролирует работу АБСУ (в режиме АЗП); - осуществляет пилотирование по директорным стрелкам до ВПР (в режиме ДЗП); - на ВПР или при срабатывании ИСО выполняет уход на второй круг, если до этого командир воздушного судна не принял решение о посадке (не дал команду" САДИМСЯ"). После команды "САДИМСЯ" второй пилот не имеет права выполнять уход на второй круг без дополнительной команды командира воздушного судна; - контролирует высоту и скорость полета; - по команде КВС осуществляет контроль и управление скоростью полета через автомат тяги или вручную и управление механизацией крыла. **Бортинженер** - контролирует включение АТ и работу АБСУ по табло ИСПР АБСУ; - контролирует перемещение РУД при выполнении ухода на второй круг. В случае остановки РУД в промежуточном положении перемещает их до взлетного режима. ПРИМЕЧАНИЕ. Пилотирование самолета в режиме ДЗП до входа в глиссаду осуществляется КВС или по его команде 2/П. Передача управления второму пилоту

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	должна выполняться не позже участка полета, предшествующего входу в глиссаду на застабилизированной скорости.
(б) Подготовка к заходу	Командир воздушного судна Второй пилот Перед началом снижения с эшелона: УВ-5 (УВ-5М) № 1 или А-034-4 № 1 (индекс высоты) на значение ВПР или на высоту 60 м при значении ВПР 60 м и более - установить УВ-5 (УВ-5М) № 2 или А-034-4 № 2 (индекс высоты) на значение высоты круга, если высота круга более 750 м, на значение 750 м - установить При выполнении предпосадочного маневра рекомендуется использовать следующие автоматические режимы работы АБСУ: - в продольном канале [Н] ; - в боковом канале [СТАБИЛ БОКОВ] и управления от рукоятки РАЗВОРОТ, [ЗК] ; - управления и стабилизации скорости через АТ совместно с автоматическими режимами в продольном и боковом каналах. Примечание. Если на высоте предпосадочного маневра планка Кр на ИН-3-2 находится в смещенном положении: Командир воздушного судна Выключатель КРЕН (ПУ-46) - выключить Самолет - сбалансировать Выключатель КРЕН (ПУ-46) - включить Режим СТАБИЛ БОКОВ - включен, убедиться Второй пилот На высоте предпосадочного маневра (круга): Выключатель ПОДГОТОВКА АТ (ПН-6) - включить УС-И КВС и 2/П (индекс заданной скорости) - согласован со стрелкой текущей скорости, убедиться РУД - расстопорены и положение соответствует оборотам выше малого газа, убедиться Переключатель УС-И ЛЕВ - УС-И ПРАВ (ПН-6) - УС-И ПРАВ Кнопки-табло ОТКЛ Г1, ОТКЛ Г2, ОТКЛ Г3 (ПН-6) - нажать (утопить), гаснут

Условия (этап) работы	- Необходимые действия	
	Режим стабилизации [Н]	- включен, убедиться
	Кнопку-табло [С] (ПН-6)	- нажать (горит)
	Командир воздушного судна Второй пилот Бортинженер Проконтролировать:	
	Зеленые светосигнальные табло режимов АВТОМАТ ТЯГИ, АТ ВКЛЮЧЕН	- горят
	Стабилизация приборной скорости, заданной перед нажатием кнопки-табло [С]	- сохраняется
	Угол атаки по указателю АУАСП	- сохраняется
	Второй пилот	
	"Курс-МП" № 1 и № 2 или РСБН	- настроить на маяк и проверить работу
	Переключатель ИНДИКАЦИЯ ПНП-ПРАВ (ПН-6)	- ПОС
	ПНП-1 КВС и 2/П (кремальеры ↑ и ⌣)	- установить заданный курс посадки
	УВ-5 (УВ-5М) № 2 или А-034-4 № 2	- сравнить показания с показаниями барометрического высотомера
	Индекс высоты на значение ВПР, установленную на УВ-5 (УВ-5М) № 1 или на А-034-4 № 1, на УВ-5 (УВ-5М) № 2 или на А-034-4 № 2	- установить
	Командир воздушного судна	
	Выключатель ПОДГОТ ПОСАДКА (ПН-5)	- включить
	Командиру "СКОРОСТЬ 380 - 370 км/ч"	- дать
	Примечание. При включении в развороте выключателя ПОДГОТ ПОСАДКА (ПН-5) возможно кратковременное (1 - 2 с) срабатывание сигнализации КРЕН ЛЕВЫЙ ВЕЛИК, КРЕН ПРАВЫЙ ВЕЛИК (в зависимости от направления, выполняемого в момент включения разворота)	
	Второй пилот Гашетка СКОРОСТЬ (ПН-6) по команде КВС	- установить индекс заданной скорости на УС-И на требуемое значение (380 - 370 км/ч)

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Командир воздушного судна **Второй пилот** Проконтролировать: Стабилизация скорости 380 – 370 км/ч – сохраняется Зеленые светосигнализаторы СТУ ПРОД, СТУ БОК, УХОД – горят Командные стрелки ПКП-I (при готовности систем СТУ, Курс-МП или РСБН, МГВ, ТКС) – в среднем положении Бленкеры ▮ и ▬ ПКП-I – убраны На ПНП: Табло СП (при наличии захвата КГРМ) – горит Бленкеры К и Г – убраны Планки положения самолета относительно равносигнальных зон КГРМ – индицируют **Примечание.** При отсутствии захвата КГРМ на ПКП-I командные стрелки разведены, бленкеры ▮ и ▬ – на лицевой панели. **Второй пилот** Кнопку КОНТРОЛЬ СТУ (ПН-6) – нажать и отпустить В исправности систем контроля СТУ и УХОД – убедиться **Командир воздушного судна** Выполнить третий разворот на таком удалении от ВПП, чтобы выход самолета из четвертого разворота происходил не менее чем за 3 ... 4 км до входа в глиссаду.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(в) Техника выполнения режима АЗП	**Командир воздушного судна** АРК, "Гроза" или по команде диспетчера – определить начало 4-го разворота Бленкеры КРЕН, ТАНГАЖ (ПУ-46) – СТАБ, убедиться Кнопка-табло ЗАХОД (ПН-5) – нажать (горит) **Командир воздушного судна** **Второй пилот** Проконтролировать: Зеленое светосигнальное табло режимов КУРС – горит Командная стрелка курса ПКП-I – энергично отклоняется в сторону разворота с перемещением к нулевому положению Крен на развороте до выхода на ЛЗП $20 \pm 2^{\circ}$ Правильность выхода самолета в равносигнальную зону курса КРМ по показаниям магнитного курса, АРК, соответствию показаний ПНП-I, ПКП-I, АГР и по командам диспетчера. ВНИМАНИЕ: I. Если перед началом выполнения четвертого разворота показание планки положения курса на ПНП не соответствует положению самолета относительно ЛЗП (например, самолет находится в ложной зоне курсового маяка), необходимо вывести самолет на посадочную прямую с помощью рукоятки РАЗВОРОТ, используя показания АРК и команды диспетчера посадки. После выхода на ЛЗП установить рукоятку РАЗВОРОТ в нейтральное положение и нажать кнопку-табло ЗАХОД. 2. При выполнении захода на посадку в зарубежных аэропортах по нестандартной схеме захода, кнопку-табло ЗАХОД нажимать на удалении не менее 4 км от точки входа в глиссаду. 3. При необходимости выполнения четвертого разворота с креном более 20° пилотирование производить с помощью рукоятки РАЗВОРОТ. После выхода на ЛЗП (курс полосы) установить рукоятку РАЗВОРОТ в нейтральное положение, нажать кнопку-табло ЗАХОД и приступить к пилотированию в режиме АЗП.

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
	После четвертого разворота:	
	К о м а н д и р в о з д у ш н о г о с у д н а	
	В т о р о й п и л о т	
	Действия со взлетно-посадочной механизацией	– выполнить в соответствии с разд. 4.6.3 или 4.6.3а с использованием АТ
	Проконтролировать:	
	Шасси	– выпущено (убрано) в зависимости от методики захода на посадку
	Закрылки	– 28°
	Стабилизатор	– переставился
	Предкрылки	– выпущены
	Стабилизация заданной скорости	– сохраняется
	Параметры движения самолета и работу АБСУ.	
	При подходе к глиссаде (при совмещении планки положения глиссады ПНП-I с центром силуэта самолета):	
	К о м а н д и р в о з д у ш н о г о с у д н а	
	Кнопку-табло ГЛИСС (ПН-5)	– нажать (горит)
	К о м а н д и р в о з д у ш н о г о с у д н а	
	В т о р о й п и л о т	
	В момент захвата глиссады и на глиссаде проконтролировать:	
	Кнопка-табло ГЛИСС (ПН-5)	– горит
	Зелёное светосигнальное табло режимов ГЛИСС	– горит
	Командная стрелка тангажа ПНП-I	– энергично отклоняется вниз и последующее её движение к среднему положению
	Вертикальная скорость	– соответствует норме
	Правильность выхода самолета на равносигнальную линию глиссады ГРМ по показаниям ПНП-I, вариометров, ПКП-I.	
	Действия со взлетно-посадочной механизацией	– выполнить в соответствии с разд. 4.6.3 или 4.6.3а с использованием АТ
	Конфигурация самолета посадочная	– проконтролировать (шасси выпущено, закрылки 45 или 36°)

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	При пролете ДПРМ и БПРМ оценить возможность продолжения АЗП:
	Параметры движения самолета – в пределах эксплуатационных ограничений
	Высота пролета ДПРМ и БПРМ – соответствует установленной для данного аэродрома
	Скорость – постоянная
	Сигнализация об отказе режима – отсутствует
	Если указанные условия выполняются – режим АЗП продолжить
	Если указанные условия не выполняются:
	Командир воздушного судна
	Кнопку ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА – нажать
	Автомат тяги КСГ (на РУД) – отключить
	В случае неотключения АТ (табло режимов АВТОМАТ ТЯГИ и кнопка-табло [C] не погасли) переключатель ПИТАНИЕ АТ – выключить
	На штурвальное управление – перейти
	При отсутствии визуальной ориентировки или, если положение самолета в пространстве относительно ВПП не обеспечивает успешную посадку, то:
	Кнопку УХОД – нажать или РУД – на взлетный режим
	ВНИМАНИЕ: 1. При срабатывании [△], если КВС не принял решение о выполнении посадки (не дал экипажу команду "САДИМСЯ"), необходимо выполнить уход на второй круг. 2. При отказе АТ разрешается выполнять заход на посадку, управляя скоростью вручную, в автоматическом режиме до 30 м при минимуме посадки не хуже 45 х 600 м. 3. Уход на второй круг с закрылками 45° выполнять в автоматическом режиме, для чего нажать кнопку УХОД, или в случае отказа АТ установить РУД во взлетное положение. Уход на второй круг с закрылками 36° или 28° выполнять в штурвальном режиме. При отказе автоматического режима (горит табло [↩] уход выполнять в штурвальном режиме.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	4. На самолетах с доработанной сигнализацией положения шасси на высотах 250 м при заходе на посадку с поздним выпуском шасси и взлетно-посадочной механизации в случае срабатывания сигнализации ШАССИ НЕ ВЫПУЩ выполнить уход на второй круг. Повторный заход на посадку выполнять по схеме выпуска взлетно-посадочной механизации: шасси выпущено, закрылки 28^{0} - после четвертого разворота на удалении не менее 6 км от ТВГ, закрылки 45^{0} или 36^{0} - на глиссаде.
	К о м а н д и р в о з д у ш н о г о с у д н а
	При подлете к ВПР надежный визуальный контакт с наземными ориентирами - установить
	Решение о посадке - принять
	На ВПР (горит сигнальное табло Н и звучит громкоговоритель) нажатием кнопки ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА - автоматический заход на посадку отключить
	Табло КУРС, ГЛИСС погасли - проконтролировать
	После пролета торца ВПП на высоте 6 - 4 м при переводе РУД на малый газ автомат тяги КСТ - отключить
	Табло АВТОМАТ ТЯГИ погасло - проконтролировать
	Посадку - выполнить
	Если до пролета ВПР не принято решение о посадке или если положение самолета в пространстве относительно ВПП не обеспечивает успешной посадки, необходимо немедленно уйти на второй круг.
	П р и м е ч а н и е. Если командир воздушного судна допущен к полетам с использованием АБСУ-I54-2 до высоты 30 м, но имеет посадочный минимум с ВПР выше 30 м, и до пролета ВПР установлен надежный визуальный контакт с ориентирами по курсу посадки, позволяющий выполнить безопасную посадку, а положение самолета в пространстве относительно ВПП также обеспечивает успешную посадку, разрешается автоматический заход на посадку выполнять до высоты 30 м.

(прод.)

Вложить лицевой стороной к стр. 8.8.24.

Стр. 8.8.24 (Июль 17/95), п. 8.8.2. (4), (В), в графе «Необходимые действия»
ВНИМАНИЕ, п. 4, дополнить текстом

«При полете в автоматическом режиме стабилизации высоты и выполнении разворотов с выпущенными шасси и убранными закрылками в случае просадки самолета по высоте более 20 метров отключить автоматический режим и перейти на штурвальное управление.
После выпуска закрылков на 28° возможно использование автоматического или директорного захода на посадку.»

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(г) Техника выполнения режима ДЗП	**Командир воздушного судна** АРК, "Гроза" или по команде диспетчера – определить начало четвертого разворота Бленкеры КРЕН, ТАНГАЖ (ПУ-46) – ↵, убедиться Зеленое светосигнальное табло режимов АВТОМАТ. ТЯГИ, кнопка-табло на ПН-6 [С] (при использовании автомата тяги) – горят, убедиться Кнопку-табло ЗАХОД (ПН-5) – нажать, горит В отклонении командной стрелки ПКП-I в направлении разворота – убедиться Ввести самолет в крен (около 20°) в сторону отклонения командной стрелки курса до тех пор, пока стрелка не придет в нулевое положение. В дальнейшем небольшими отклонениями штурвала удерживать командную стрелку в пределах центрального кружка. **Командир воздушного судна** **Второй пилот** Контролировать: Правильность выхода самолета на равносигнальную линию курса КРМ по показаниям магнитного курса, АРК, по соответствию показаний ПНП, ПКП, АГР и по командам диспетчера. ВНИМАНИЕ: I. Если перед выполнением разворота на посадочный курс показания планок положения курса на приборах ПНП-I не соответствуют положению самолета относительно ДЗП (например, самолет находится в ложной зоне радиомаяка), выведите самолет на посадочный курс, используя показания магнитного курса, АРК, по соответствию показаний приборов АГР, ПНП-I, ПКП-I и командам диспетчера посадки, после чего приступить к пилотированию по командной стрелке курса. 2. При необходимости выполнения четвертого разворота с креном более 20° пилотирование производить в штурвальном режиме по планке положения курса приборов ПНП. После выхода на ДЗП (курс полосы) нажать кнопку-табло ЗАХОД и приступить к пилотированию по командной стрелке приборов ПКП.

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	После четвертого разворота: К о м а н д и р в о з д у ш н о г о с у д н а В т о р о й п и л о т Действия со взлетно-посадочной механизацией – выполнить в соответствии с разделом 4.6.3 или 4.6.3а Проконтролировать: Шасси – выпущено (убрано) в зависимости от методики захода на посадку Закрылки – 28° Стабилизатор – переставился Предкрылки – выпущены Стабилизация заданной скорости (при использовании АТ) – сохраняется К о м а н д и р в о з д у ш н о г о с у д н а Команду 2/П: ВОЗЬМИ УПРАВЛЕНИЕ – дать В т о р о й п и л о т Управление самолетом по команде КВС – взять на себя При подходе к глиссаде (при совмещении планки положения глиссады ПНП-I с центром силуэта самолета): К о м а н д и р в о з д у ш н о г о с у д н а Кнопку-табло ГЛИСС (ПН-5) – нажать (горит) В т о р о й п и л о т После захвата глиссады (командная стрелка тангажа ПКП-I энергично отклоняется вниз): Плавным отклонением колонки штурвала – перевести самолет в снижение Командную стрелку тангажа ПКП-I в нулевое положение – установить В дальнейшем для удержания самолета на заданной траектории своевременно отклонять органы управления на небольшие углы в соответствии с отклонением командной стрелки, не допуская резких отклонений органов управления. К о м а н д и р в о з д у ш н о г о с у д н а Правильность выхода самолета в равносигнальную зону глиссады ГРМ по показаниям ПНП-I, вариометров, ПКП-I – контролировать

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Действия со взлетно-посадочной механизацией с постоянным контролем параметров движения самолета и работы аппаратуры – выполнить в соответствии с п. 4.6.3 или 4.6.3а, контролировать
	Командир воздушного судна
	Правильность выхода самолета в равносигнальную зону глиссады ГРМ по показаниям ПНП-I, ПКП-I, вариометра – контролировать
	При пролете ДПРМ и БПРМ оценить возможность продолжения ДЗП:
	Параметры движения самолета – в пределах эксплуатационных ограничений
	Высота пролета ДПРМ и БПРМ – соответствует установленной для данного аэродрома
	Скорость – постоянная
	Сигнализация об отказе режима – отсутствует
	Если указанные условия выполняются, режим ДЗП – продолжить. Если указанные условия не выполняются при отсутствии визуальной ориентировки или если положение самолета в пространстве относительно ВПП не обеспечивает успешную посадку, выполнить уход на второй круг, пользуясь рекомендациями 8.8.2 (4), (д).
	ВНИМАНИЕ. На самолетах с доработанной сигнализацией положения шасси на высотах < 250 м при заходе на посадку с поздним выпуском шасси и взлетно-посадочной механизации в случае срабатывания сигнализации ШАССИ НЕ ВЫПУЩ выполнить уход на второй круг. Повторный заход на посадку выполнять по схеме выпуска взлетно-посадочной механизации: шасси выпущено, закрылки 28° – после четвертого разворота на удалении не менее 6 км от ТВГ, закрылки 45° или 36° – на глиссаде.
	При подлете к ВПР надежный визуальный контакт с наземными ориентирами – установить
	Решение о посадке – принять
	После пролета торца ВПП на высоте 6 – 4 м при переводе РУД на малый газ автомат тяги КСГ – отключить
	Конфигурация самолета посадочная – проконтролировать (шасси выпущено, закрылки 45° или 36°)
	Табло АВТОМАТ ТЯГИ погасло – проконтролировать
	Посадку – выполнить

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	ВНИМАНИЕ: 1. Действия со взлетно-посадочной механизацией при использовании АТ производить после начала торможения и установки индекса заданной скорости на УС-И на требуемое значение. 2. Режим ГЛИССАДА в автоматическом или директорном режиме включать вручную нажатием кнопки-табло ГЛИСС (ПН-5) при совмещении планки положения глиссады ПНП-1 с центром силуэта самолета. 3. Довыпуск закрылков и перекладка стабилизатора (посадочное положение) должны быть закончены до пролета ДПРМ.
(д) Автоматический уход на второй круг*	Командир воздушного судна Выключатели КРЕН, ТАНГАЖ (ПУ-46) включены – убедиться Кнопка-табло ГЛИСС горит – убедиться Кнопку УХОД – нажать При выключенном или отказавшем АТ РУД на взлетный режим – установить Командир воздушного судна Второй пилот Бортинженер Контролировать: Зеленые светосигнальные табло режимов УХОД, СТАБИЛ БОКОВ – горят Табло режимов КУРС, ГЛИСС – гаснут (в режиме АЗП) РУД переместятся во взлетный режим – контролировать Командная стрелка курса ПКП – разведется Командная стрелка тангажа ПКП – энергично отклонится вверх, а затем подойдет к среднему положению. Командир воздушного судна Работу системы автоматического ухода по табло командной сигнализации, отказов АБСУ и по командной стрелке прибора ПКП в продольном канале – контролировать Изменение высоты (по РВ-5), приборной скорости (по УС-И) и текущего курса (по ПНП) – контролировать

* Автоматический уход на второй круг применять только при заходе на посадку с закрылками 45°.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Действия экипажа по работе с взлетно-посадочной механизацией выполнять в соответствии с рекомендациями пункта 4.6.10. На высоте круга в случае ухода на второй круг по причине отказа аппаратуры АБСУ: Бортинженер Пульт ШП неисправный блок – определить и доложить КВС Командир воздушного судна В соответствии с рекомендациями табл. 8.8.1 принять решение о повторном заходе.

(прод)

Таблица 8.8.I

Наименование отказавших блоков (по двум подканалам АБСУ)	Указания о выполнении захода
РАδ, РАγ, РАψ, БДГδ, БДГγ, БДГψ	(I) Заход на посадку разрешается выполнять в директорном режиме при минимуме не хуже I00xI200 м (2) Пилотирование производить в соответствии с рекомендациями пункта 8.8.3(2) (а)
БНСδ, БНСγ, УТЭ, БСН, БАПγ, БАПδ, МГВδ САУ, МГВγ САУ	Заход на посадку разрешается выполнять в директорном режиме при минимуме не хуже 60x800 м
ВКВ, КВ	(I) Полет по кругу до входа в глиссаду выполнять в режиме отабилизации тангажа, управляя рукояткой СПУСК-ПОДЪЕМ (2) Заход на посадку разрешается выполнять в автоматическом режиме при минимуме не хуже 30x400 м
ВУ	Заход на посадку разрешается выполнять в автоматическом режиме при минимуме не хуже 60x800 м
КС	Заход на посадку разрешается выполнять в автоматическом режиме при минимуме не хуже 30x400 м
АТ	Заход на посадку разрешается выполнять в автоматическом режиме при минимуме не хуже 45x600 м
МГВ γ СТУ, МГВδ СТУ, СТУδ и СТУ γ	Заход на посадку разрешается выполнять в режиме ПСП и командам диспетчера при минимуме не хуже I00xI200 м
БНУ Хэ, БНУ Хв	(I) Заход на посадку рекомендуется выполнять в автоматическом режиме при минимуме не хуже I00xI200 м (2) При пилотировании в штурвальном режиме пользоваться пунктом 8.8.3 (2) (б)

(прод)

8.8.3. Неисправности

ВНИМАНИЕ. Экипаж обязан в процессе выполнения полета в автоматическом или директорном режимах работы АБСУ постоянно контролировать параметры движения самолета и немедленно отключить автоматический режим и автомат тяги, или прекратить пилотирование по командным стрелкам, если:

- параметры движения самолета (раздел 2.5) или работы системы (пункт 8.8.1) вышли за пределы эксплуатационных ограничений;
- на приборах ПКП КВС и 2/П выпали бленкеры АГ или появились рассогласования в показаниях приборов ПКП, АГР, ЭУП и вариометров;
- сработала командная сигнализация ◁▷ , ⧋ , УПРАВЛ ТЯГОЙ, ▲, продолжительно звучит громкоговоритель;
- сработала сигнализация КРЕН ЛЕВ ВЕЛИК, КРЕН ПРАВ ВЕЛИК;
- на высотах ниже 100 м горят табло предельных отклонений от зон курса и глиссады ◁▷ , ⧋ ;
- выпали бленкеры К или Г на приборах ПНП и бленкеры ◀ , ▼ на приборах ПКП;
- сработала сигнализация ОПАСНО ЗЕМЛЯ или АУАСП;
- на органах управления самолета (штурвалах, педалях, РУДах) появились рывки;
- появились установившиеся колебания самолета по тангажу или крену.

Проявление неисправности	Необходимые действия
(I) Режим ШУ	
(а) Загорелось красное светосигнальное табло ДЕМПФЕР КУРС или ДЕМПФЕР КРЕН, или ДЕМПФЕР ТАНГАЖ; длительно звучит громкоговоритель; на соответствующих бленкерах ПУ-46 появилась надпись ОТКЛ.	Загорание табло свидетельствует об отказе блоков (БДГ-26, РА-56) соответствующего канала системы СУУ. Командир воздушного судна Кнопку ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА – нажать и отпустить Резких и больших перемещений педалей и штурвала (отказ демпфера курса или крена) или колонкой штурвала (отказ демпфера тангажа) – избегать Скорость по прибору не более 525 км/ч или М = 0,85 при отказе демпфера курса, демпфера крена – выдерживать Скорость 280 – 270 км/ч при заходе на посадку при отказе демпфера крена – выдерживать Бортинженер Выключатели гидропитания РА-56 соответствующего канала (курса, крена или тангажа) – выключить
(б) Загорелось красное светосигнальное табло БОКОВ. УПРАВЛ. или ПРОДОЛ. УПРАВЛ.	Загорание табло свидетельствует об отказе блока штурвального управления (БШУ-Хэ или БШУ-Хв). Пилотирование производить обычными приемами, не допуская больших и резких отклонений штурвала или колонки. Выключатель ПРОДОЛЬНАЯ УПРАВЛЯЕМОСТЬ (Б/И по команде КВС) при стриммированных усилиях на колонке штурвала (при загорании светосигнального табло ПРОДОЛ. УПРАВЛ.) – выключить
(в) Появляются периодические колебания самолета в боковой (продольной) плоскости или заметно изменилась эффективность поперечного и путевого (продольного) управления. Сигнализация не срабатывает.	В боковом канале управления: Выключатель КОЛЫЦЕВАНИЕ (Б/И по команде КВС) – установить в положение РУЧНОЕ Выключатели КУРС и КРЕН ГИДРОПИТАНИЕ РА-56 (Б/И по команде КВС) – выключить Поочередным включением каналов в работу определить по поведению самолета исправные каналы и оставить их включенными. Выключатель КОЛЫЦЕВАНИЕ в положение АВТОМАТ – установить Пилотирование производить в соответствии с рекомендациями подпункта 8.8.3 (I) (а). (прод.)

Проявление неисправности	Необходимые действия
	В продольном канале управления: Выключатели ТАНГАЖ ГИДРОПИТАНИЯ РА-56 (Б/И по команде КВС) - выключить Резких и больших перемещений колонки штурвала - избегать Пилотировать плавным перемещением колонки штурвала
(2) Режим автоматического управления (САУ)	ВНИМАНИЕ. При полете в условиях эшелонирования RVSM 1000 ft во всех случаях отключения автоматического режима сообщать диспетчеру УВД об отказе автоматического режима стабилизации высоты [H] и действовать в соответствии с его указаниями.
(а) Загорелось красное светосигнальное командное табло ⇕ или ⇔, погасло зеленое табло включенного режима (СТАБИЛ БОКОВ, СТАБИЛ ПРОДОЛ, СТАБ V, СТАБ M, СТАБ H); длительно звучит громкоговоритель; загорелось красное светосигнальное табло ДЕМПФЕР ТАНГАЖ, или ДЕМПФЕР КРЕН, или ДЕМПФЕР КУРС; при отказе соответствующего демпфера погасла кнопка-табло включенного режима (на ГИ-5); бленкер ТАНГАЖ или КРЕН показывает знак ⊤ или ОТКЛ при отказе демпфера тангажа или крена (при загорании ДЕМПФЕР КУРС светосигнальное командное табло не срабатывает);	Загорание соответствующих светосигнальных командных табло, светосигнальных табло отказов с выдачей звуковой сигнализации свидетельствует об отказе и отключении продольного или бокового канала АБСУ. Кнопку ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА - нажать и отпустить При этом светосигнальные табло гаснут. Использовать в продольном канале (исправный режим стабилизации или перейти на штурвальное управление). При отказе демпферов выполнить действия в соответствии с рекомендациями 8.8.3 (1) (а)
(б) появились периодические колебания самолета в боковой или продольной плоскости	Кнопку ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА - нажать и отпустить Перейти на режим ШУ, если колебания не прекратились, выполнить действия в соответствии с 8.8.3 (1) (в)

Проявление неисправности	Необходимые действия
(в) Загорелось красное светосигнальное командное табло ЛОЖНОЕ ТРИММИР.	Загорание табло свидетельствует о наличии сигнала в цепях ручного триммирования в автоматических режимах АБСУ. Режим САУ рекомендуется использовать до снижения на ВПР. Перед переходом на штурвальное управление: Переключатель ПОЛЕТНЫЙ ЗАГРУЖАТЕЛЬ РН и . В (после входа в глиссаду до момента отключения автопилота) - установить в положение ВЗЛЕТ - ПОСАДКА (2/П) Выключатели ТРИММИРОВАНИЕ РВ I П/К, II П/К на панели контроля АБСУ (в том же интервале) - выключить (Б/И по команде КВС) Кнопку ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА - нажать
(г) Загорелось красное светосигнальное табло БОКОВ УПРАВЛ или ПРОДОЛ УПРАВЛ.	Рекомендуется автоматические режимы использовать до снижения на ВПР при минимуме не хуже 100 х 1200 м. При переходе на режим ШУ выполнить действия в соответствии с рекомендациями 8.8.3 (1) (б).
(д) Загорелось красное светосигнальное табло НВУ VOR АВТОМАТ. Погасло светосигнальное т..бло режима НВУ или VOR и загорелось табло СТАБИЛ БОКОВ. На ПНП-1 КВС и 2/П выпали бленкеры К (при отказе НВУ-Б3 или "Курс-МП" в режиме VOR). Погасла кнопка-табло НВУ или АЗI (АЗII) на ПН-5.	Загорание табло свидетельствует об отказах блока, формирующего сигналы автоматического управления в режимах НВУ и VOR, или об отказах сопряженной с АБСУ аппара.уры (НВУ-Б3 или "Курс-МП"). Кнопку ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА или кнопку-табло СБРОС ПРОГР - нажать и отпустить Рекомендуется использовать исправные режимы САУ в боковом канале.
(е) Погасло зеленое светосигнальное табло режима ЗК и погасла кнопка-табло ЗК (ПН-5).	Кнопку ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА - нажать и отпустить Рекомендуется использовать исправные режимы САУ в боковом канале.

(прод.)

Проявление неисправности	Необходимые действия
(ж) Загорелись красные светосигнальные табло ОТКАЗ ГА ОСН, ОТКАЗ ГА КОНТР, на ПНП-I КВС и 2/П выпал бленкер КС	Отказ ТКС-П2. Кнопка ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА – нажать и отпустить Пилотировать самолет в боковом канале в штурвальном режиме
(3) Автоматический заход на посадку (АЗП) Продольный канал	
(а) Загорелось красное светосигнальное командное табло ▲▼; длительно звучит громкоговоритель; погасло зеленое светосигнальное табло режима ГЛИСС; на ПКП-I КВС и 2/П выпал бленкер ◀ и горизонтальная командная стрелка установилась в разведенное положение; на бленкере ТАНГАЖ появился знак ⏎ или ОТКЛ, загорелось красное светосигнальное табло ДЕМПФЕР ТАНГАЖ; на ПНП КВС и 2/П выпал бленкер Г (при отказе демпфера тангажа)	Загорание светосигнального командного табло с выдачей звуковой сигнализации свидетельствует о неисправности и отключении продольного канала АЗП. Кнопка ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА – нажать и отпустить Заход на посадку выполнять в режиме ПСП, при отказе "Курс-МП" в режимах РСП и ОСП, при отказе демпфера тангажа в директорном режиме при минимуме не хуже I00xI200 м в соответствии с рекомендациями 8.8.3.(I) (а)
(б) Загорелось светосигнальное командное табло ЛОЖНОЕ ТРИММИР Боковой канал	Выполнить действия в соответствии с 8.8.3.(2) (в)

(прод)

Проявление неисправности	Необходимые действия
(в) Загорелось красное светосигнальное командное табло ◀▶; длительно звучит громкоговоритель; гаснет зеленое светосигнальное табло режима "Курс"; на ПКП-I КВС и 2/П выпал бленкер ⬇ и вертикальная командная стрелка установилась в разведенное положение; на ПНП-I КВС и 2/П выпал бленкер К (при отказе "Курс-МП") или КС (при отказе ТКС-П2); загорается табло ДЕМПФЕР КРЕН на ПУ-46 ОТКЛ (при отказе демпфера крена)	Загорание светосигнального командного табло с выдачей звуковой сигнализации свидетельствует о неисправности и отключении бокового канала СТУ. Кнопка ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА - нажать и отпустить Заход на посадку выполнять в режиме ПСП, при отказе "Курс-МП" в режимах РСП и ОСП, при отказе демпфера крена в директорном режиме при минимуме не хуже I00xI200 м в соответствии с рекомендациями 8.8.3(I) (а)
(г) Одновременно, после пролета ДПРМ, загорелись светосигнальные табло командной сигнализации ▲▼; ◀▶; длительно звучит громкоговоритель; гаснет светосигнальное табло режимов КУРС и ГЛИСС; на ПКП-I КВС и 2/П выпали бленкеры ⬇ и ⬅, командные стрелки развелись; на указателях УВ-5 загорелся светосигнализатор КОНТРОЛЬ, на бленкере ТАНГАЖ знак ⮌ (ПУ-46)	Загорание табло и светосигнализаторов с выдачей звуковой сигнализации свидетельствует об отказе РВ-5. Кнопка ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА - нажать и отпустить Заход на посадку выполнять в режиме ПСП

(прод)

Проявление неисправности	Необходимые действия
(д) Выпал бленкер АГ на ПКП-I КВС или 2/П	Выпадение бленкера свидетельствует об отказе одной из гировертикалей или следящей системы крена одного из указателей. Заход на посадку продолжать в АЗП в соответствии с рекомендациями подпункта 8.I7.9.3 (I).
(е) Появились периодические колебания самолета в боковой или продольной плоскости	Выполнить действия в соответствии с рекомендациями подпункта 8.8.3 (I) (в).
(ж) Загорелось желтое светосигнальное табло ⟺ или ⇕ на высотах меньше I00 м	Загорание светосигнальных табло свидетельствует о предельных отклонениях от равносигнальных зон КГРМ. В условиях отсутствия видимости уйти на второй круг в автоматическом режиме.
(з) Мигает светосигнальное табло ▲ на высотах ниже 60 м одновременно с сигнализацией по п.п. (а) или (в), или (г), или (ж), или любое их сочетание	Мигание табло свидетельствует об отказах АБСУ, исключающих возможность продолжения автоматического захода на посадку. Если к моменту срабатывания ▲ КВС не принял решения о посадке, выполнить уход на второй круг в автоматическом режиме
(и) Загорелось желтое светосигнальное табло командной сигнализации	Отказ аппаратуры УХОД. Продолжать заход на посадку в АЗП при минимуме не менее 60 х 800 м. При необходимости уход на второй круг выполнять в штурвальном режиме
(4) Директорный заход на посадку (ДЗП)	
(а) На ПКП-I КВС и 2/П выпал бленкер ⟸ (⇓), и горизонтальная (вертикальная) командная стрелка установилась в разведенное положение; на ПНП-I при отказе КУРС-МП выпал бленкер Г (К), и погасла кнопка-табло ГЛИСС (ЗАХОД) на ПН-5;	Пилотирование по командным стрелкам прекратить. Заход на посадку выполнять в режиме ПСП; при отказе КУРС-МП – в режимах РСП и ОСП с использованием планки положения курса (глиссады) ПНП-I; при отказе демпфера тангажа (крена) – в директорном режиме при минимуме не хуже I00 х I200 м или в режиме ПСП при отказе директорного режима

(прод.)

Проявление неисправности	Необходимые действия
при отказе демпфера тангажа, крена загорелись светосигнальные табло ДЕМПФЕР ТАНГАЖ, ДЕМПФЕР КРЕН ; при отказе ТКС на ПНП-I КВС и 2/П выпал бленкер КС, и загорелись светосигнальные табло ОТКАЗ ГА осн., ОТКАЗ ГА контр.	
(б) На ПКП-I КВС или 2/П выпал бленкер АГ	Пилотировать пилоту, у которого исправен прибор ПКП в соответствии с рекомендациями подпункта 8.I7.9.3 (I).
(в) На ПКП-I КВС и 2/П одновременно появились бленкеры ↓ и ← , и командные стрелки установились в разведенное положение; на УВ-5 загорелся светосигнализатор КОНТРОЛЬ	Пилотирование по командным стрелкам прекратить. Заход на посадку выполнять в режиме ПСП.
(5) Режим автоматического ухода на второй круг	
(а) Загорелось желтое светосигнальное командное табло [↵] и красное светосигнальное табло ▲▼; длительно звучит громкоговоритель; погасло зеленое светосигнальное табло УХОД; на ПКП-I КВС и 2/П выпал бленкер ← ; на бленкере ТАНГАЖ (КРЕН) ПУ-46 знак ↵ или ОТКЛ. (при отказе демпфера, тангажа, крена);	Загорание светосигнальных табло с выдачей звуковой сигнализации свидетельствует о неисправности и отключении автопилота или аппаратуры УХОД. Кнопка ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА – нажать и отпустить Уход выполнять в штурвальном режиме. При отказе демпферов руководствоваться рекомендациями 8.8.3(I)(а)

(прод.)

Проявление неисправности	Необходимые действия
загорелось светосигнальное табло ДЕМПФЕР ТАНГАЖ (ДЕМПФЕР КРЕН) при отказе демпфера	
(б) На ПНП-I КВС и 2/П выпал бленкер КС, загорелись светосигнальные табло ОТКАЗ ГА осн. и ОТКАЗ ГА контр.	Отказ ТКС-П2 АБСУ стабилизирует крен, равный нулю. При необходимости перейти на режим штурвального управления, уход выполнить в штурвальном режиме.
(в) Появились периодические колебания самолета в боковой или продольной плоскости	Кнопка ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА – нажать и отпустить Выполнить действия в соответствии с рекомендациями 8.8.3(I)(в), если колебания не прекратились.
(6) Режим управления и стабилизации приборной скорости через автомат тяги	
(а) Загорелось светосигнальное командное табло УПРАВЛЯЙ ТЯГОЙ; погасло светосигнальное табло режимов АВТОМАТ ТЯГИ и светосигнальное табло АТ ВКЛЮЧЕН; длительно звучит громкоговоритель	Загорание (погасание) светосигнальных табло с выдачей звуковой сигнализации свидетельствует об отказе и отключении АТ. Выключатель ПИТАНИЕ АТ – установить в положение ОТКЛ. Управлять скоростью вручную.
(б) Стрелка текущей скорости на УС-И находится за пределами индекса ; разность между текущей и заданной скоростью более ± 20 км/ч	Автомат тяги – отключить, приложением небольших усилий к головкам двух любых РУД Управлять скоростью вручную, убедившись в исправности УС-И
(в) См. раздел 8.I.3 (3) (неисправности двигателя)	Кнопку-табло отказавшего двигателя ОТКЛ. Г1, ОТКЛ. Г2 или ОТКЛ. Г3 (на ПН-6) – нажать, загорится

(прод.)

Проявление неисправности	Необходимые действия
(г) Сработала сигнализация одного или двух двигателей: у бортинженера – СТВОРКИ РЕВЕРСА или ЗАМОК РЕВЕРСА; у пилотов – СТВОРКИ РЕВЕРСА или НЕИСПРАВ. ДВИГ. № 1 и (или) № 3. РУД двигателей № 1 и (или) № 3 не перемещаются	1. Бортинженер докладывает КВС: "СТВОРКИ РЕВЕРСА" или "ЗАМОК РЕВЕРСА". 2. Отключить автомат тяги. 3. При срабатывании сигнализации реверса: – при $V_{пр} \geq 360$ км/ч выполнить торможение до $V_{пр} = 300$ км/ч с выпуском закрылков на 15°. На скорости $V_{пр} = 300$ км/ч сигнализация погаснет. Продолжить заход на посадку в соответствии с РЛЭ при управлении скоростью вручную. – при выпуске закрылков на 28° продолжить торможение до $V_{пр} = 300$ км/ч. На скорости $V_{пр} = 300$ км/ч сигнализация погаснет. Продолжить заход на посадку в соответствии с РЛЭ при управлении скоростью вручную. – при входе в глиссаду после отключения автомата тяги сигнализация погаснет. Продолжить снижение по глиссаде в соответствии с РЛЭ при управлении скоростью вручную. ВНИМАНИЕ. Если реверс не выключился (табло сигнализации продолжает гореть), отказавший двигатель выключить.
(7) Погасло зеленое светосигнальное табло ИСПР. АБСУ (ШН-13)	После посадки самолета, до выключения гидропитания и бортовых сетей электроснабжения, Б/И определить неисправные блоки АБСУ: (а) нажать кнопку ПОИСК на пульте ШН-13 и по загоранию одного из табло определить неисправный блок; (б) нажать и отпустить кнопку ПУСК на пульте ШН-13, при этом горящее ранее табло с индексом отказавшего блока должно погаснуть; (в) нажать кнопку ПОИСК, проверить исправность остальных блоков и, дойдя до отказавшего блока, отпустить кнопку ПОИСК (табло отказавшего блока должно загореться); (г) после определения неисправного блока произвести соответствующую запись в бортовом журнале. Примечание. Если при нажатии кнопок ПОИСК или ПУСК не происходит загорания табло на пульте ШН-13, то нажать и отпустить одновременно кнопки ПОИСК и ПУСК, после чего можно продолжить работу с пультом.

(прод)

8.8.4. Краткое описание

АБСУ-I54-2 представляет собой комплексную систему, которая использует сигналы собственных датчиков и сигналы других бортовых систем, и структурно состоит из:

- системы устойчивости и управляемости СУУ (улучшает характеристики устойчивости и управляемости самолета);
- системы автоматического управления САУ (обеспечивает стабилизацию углового положения самолета относительно трех осей; стабилизацию высоты; приборной скорости и числа М; управление самолетом по сигналам радиомаяков VOR и сигналам НВУ; выполнение доворотов на заданный курс и управление по крену и тангажу от рукояток на пульте управления);
- системы траекторного управления СТУ (обеспечивает автоматическое управление самолетом и выдачу директорных сигналов пилотам в режиме захода на посадку до высоты 30 м);
- вычислителя ухода на второй круг ВУ (обеспечивает автоматический уход на второй круг);
- автомата тяги АТ (обеспечивает стабилизацию и управление приборной скоростью полета с помощью управления тягой двигателей);
- системы встроенного контроля СВК (обеспечивает автоматическое отключение отказавшего канала и четкую предупредительно-командную сигнализацию, при этом автоматический предполетный и полетный контроль с указанием отказавшего режима, неисправного блока, подканала).

8.8.4.I. Основные технические характеристики АБСУ

Время готовности АБСУ-I54-2 (при условии готовности смежных систем) не более - 5 мин.

Точность стабилизации заданной высоты полета на маршруте - $\pm$20 м, на посадке - $\pm$I0 м.

Точность стабилизации приборной скорости автоматом тяги - $\pm$I0 км/ч.

Точность стабилизации приборной скорости через РВ - $\pm$7 км/ч.

Точность стабилизации числа М через РВ - $\pm$0,0I.

Максимальный крен при управлении самолетом с помощью рукоятки РАЗВОРОТ - $\pm 26 \pm 3^{\circ}$.

Максимальные углы тангажа при управлении самолетом с помощью рукоятки СПУСК-ПОДЪЕМ - $\pm I7 \pm 2{,}5^{\circ}$.

Точность стабилизации относительно сигналов НВУ и системой "Курс-МП" в режиме VOR при маршрутном полете VOR - $\pm$0,5 км.

Диапазон скоростей - 0...950 км/ч.

Диапазон высот - 0...I5000 м.

(прод)

Энергопитание от трех независимых гидросистем с давлением:

а) на входе подканалов РА - 200...220 кгс/см^2;

б) на выходе подканалов РА - 8...I6 кгс/см^2.

Электропитание от бортовых систем в соответствии с 8.6.

Все подсистемы АБСУ являются многорежимными и резервированными системами автоматического управления самолетом. Они сохраняют работоспособность после возникновения разноименных отказов и обеспечивают "мягкую" реакцию самолета (отсутствие резких возмущений) при возникновении второго отказа с автоматическим отключением этого режима и переходом АБСУ на работу в другом резервном режиме.
Оптимальное резервирование, использованное в АБСУ, с применением, в основном, методов маторитарной логики (метод голосования по большинству) существенно повышает надежность системы в целом (для основных режимов работы) с переходом на резервные режимы и обеспечивает безопасность полета.

Управление и контроль за работой АБСУ и режимами полета осуществляется с помощью интегральных командных приборов пилотажно-навигационной информации, пультов и элементов управления, а также световой и звуковой сигнализации, органически входящими в интерьер кабины экипажа.

8.8.4.2. Приборы управления и контроля АБСУ

(I) На ПУ-46 располагаются:

- выключатели КРЕН и ТАНГАЖ	- для поканального включения (выключения) каналов крена и тангажа АБСУ;
- рукоятки управления РАЗВОРОТ, СПУСК-ПОДЪЕМ	- для управления самолетом вручную через автопилот
- кнопки-табло (желтые) [M], [V], [H]	- для включения и индикации режима автоматической стабилизации числа М, приборной скорости, или высоты (при нажатой кнопке СТАБ)
- кнопка СТАБ	- для включения стабилизации угловых положений самолета и подготовки к включению других автоматических режимов
- кнопки АРРЕТИР	- для включения системы ускоренной коррекции гировертикалей
- выключатель ВКЛ В БОЛТАН	- для изменения законов управления АБСУ при полете в турбулентной атмосфере
- бленкеры КРЕН, ТАНГАЖ (ОТКЛ или [↵], или СТАБ)	- для сигнализации включенного режима работы АБСУ

(прод)

(2) На ПН-5 располагаются:

- выключатели ПОДГОТ НАВИГАЦ и ПОДГОТ ПОСАДКА — для подготовки к включению соответствующего автоматического режима
- кнопки-табло (желтые) [ЗК], [НВУ], [АЗ-I], [АЗ-П], [ЗАХОД], [ГЛИСС] — для включения и индикации автоматических режимов АЗП (ДЗП), по сигналам НВУ или радиомаяков VOR, выполнению доворотов на заданный курс
- кнопка-табло [СБРОС ПРОГР] — для отключения текущего режима АБСУ
- переключатель ЗПУ Л ПНП П — для коммутации режима работы ПНП-I и подключения вычислителей СТУ и ПНП-I КВС или 2/П
- выключатель СТРЕЛКИ КОМАНД — для подключения командных стрелок ПКП-I к соответствующим вычислителям

(3) На ПН-6 располагаются:

- выключатель ПОДГОТОВКА — для включения питания и режима подготовки АТ
- кнопка-табло [С] (зеленое) — для включения режима управления АТ
- нажимная галетка СКОРОСТЬ — для задания скорости полета через АТ
- переключатель ОТКЛ I - ОТКЛ П — для отключения отказавшего канала АТ
- переключатель УС-И ЛЕВ - УС-И ПРАВ — определяет прибор УС-И6, по которому производится задание скорости
- кнопки-табло ОТКЛ Г1, ОТКЛ Г2, ОТКЛ Г3 — для отключения отдельных РУД от АТ
- кнопки КОНТРОЛЬ СТУ, КОНТРОЛЬ АТ, I, П — для проведения тест-контроля СТУ, УХОД, АТ
- светосигнализаторы СТУ БОК, СТУ ПРОД, УХОД, АТ-I, АТ-П — для сигнализации исправности систем контроля соответствующих вычислителей
- галетный переключатель ОТКЛ, НВУ, АЗI, АЗП, ПОС — для подготовки к включению соответствующего режима

(4) На индикаторе ИНЗ-2 индицируется положение штоков рулевых агрегатов курса, крена и тангажа.

Системы АБСУ охвачены единой системой встроенного контроля, которая обеспечивает контроль в полете с выдачей световой и звуковой сигнализации и автоматический предполетный контроль с определением неисправного блока (пульт ППИ-I3).

Схема размещения индикаторов, органов управления и контроля АБСУ-I54-2 представлена на рис. 8.8.I.

(прод)

8.8.4.3. Сигнализация режимов работы и отказов системы АБСУ

(I) Сигнализация режимов работы АБСУ осуществляется загоранием зеленых табло на приборных досках пилотов:
- КУРС и ГЛИСС – включение автоматического режима захода на посадку в боковом и продольном каналах соответственно;
- СТАБИЛ БОКОВ , СТАБИЛ ПРОДОЛ – включение режимов стабилизации углового положения и управления в боковом и продольных каналах;
- НВУ – включение автоматического режима управления по сигналам навигационного вычислительного устройства НВУ;
- VOR – включение автоматического режима маршрутного полета по радиомаякам ;
- ЗК – включение режима стабилизации заданного курса;
- СТАБ Н – включение режима стабилизации высоты полета;
- СТАБ V , СТАБ М – включение автоматической стабилизации приборной скорости или числа М через руль высоты;
- АВТОМАТ ТЯГИ – включение режима стабилизации приборной скорости через автомат тяги;
- УХОД – включение автоматического режима ухода на второй круг.

(2) Отказы системы АБСУ сигнализируются:
- загоранием табло на средней приборной доске пилотов: БОКОВ УПРАВЛ, ПРОДОЛ УПРАВЛ, ДЕМПФЕР КУРС, ДЕМПФЕР КРЕН, ДЕМПФЕР ТАНГАЖ, НВУ VOR АВТОМАТ, ОТКАЗ МГВ КОНТР;
- загоранием табло ЛОЖНОЕ ТРИММИР на табло командной сигнализации;
- выпадением бленкеров , , АГ на приборах ПКП-I;

- срабатыванием звуковой сигнализации (звучит не более 8 с);
- звуковая сигнализация может отключаться пилотом раньше:
  а) нажатием кнопки ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА;
  б) выключателями КРЕН и ТАНГАЖ на ПУ-46;
  в) установкой выключателя ПИТАНИЕ АТ в положение ОТКЛ (только при отказах АТ)

(3) На козырьки приборных досок пилотов выведена командная сигнализация, срабатывающая при отказах системы АБСУ и ее смежных систем, обеспечивающих автоматические режимы полета:
- – управляй тангажом;
- – управляй креном;
- УПРАВЛ ТЯГОЙ – переход на ручное управление скоростью при отказе автомата тяги;
- – интегральный сигнальный огонь (ИСО), срабатывающий в режиме автоматического захода на посадку на высотах ниже 60 м при отказе бокового или продольного каналов (горят табло или) или при отклонении самолета с равносигнальных зон курса или глиссады на предельное значение (горит табло или).

(прод)

ИСО работает в импульсном режиме и сигнализирует экипажу о необходимости принятия решения об уходе на второй круг, если командир воздушного судна не принял решения о выполнении посадки (не дал экипажу команду "САДИМСЯ"), или продолжение захода на посадку в штурвальном режиме, если до срабатывания ИСО командир воздушного судна принял решение о выполнении посадки (дал экипажу команду "САДИМСЯ").

(4) Контроль за работой АБСУ в полете осуществлять:

- по срабатыванию сигнализации, указанной в п.п. (1), (2), (3) настоящего пункта;
- по показаниям навигационно-пилотажных приборов;
- по указателям скорости УС-И и указателям числа М;
- по загоранию табло предельных отклонений самолета от равносигнальных зон курса ⇿ и глиссады ↕;
- по загоранию табло предельных кренов КРЕН ЛЕВ ВЕЛИК, КРЕН ПРАВ ВЕЛИК;
- по исправности систем контроля СТУ, УХОД, АТ (горят зеленые лампы на ПН-6 КОНТРОЛЬ).

8.8.4.4. Отключение автоматических режимов работы системы АБСУ

Полное отключение автоматических режимов работы системы производить нажатием кнопки ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА. При отказе бокового или продольного канала АБСУ в целях облегчения пилотирования в режимах маршрутного полета разрешается совмещение автоматического управления по исправному каналу со штурвальным управлением по отказавшему каналу.

Поканальное отключение автоматических режимов работы системы можно производить:

а) выключателями КРЕН, ТАНГАЖ на ПУ-46.

Для этого:

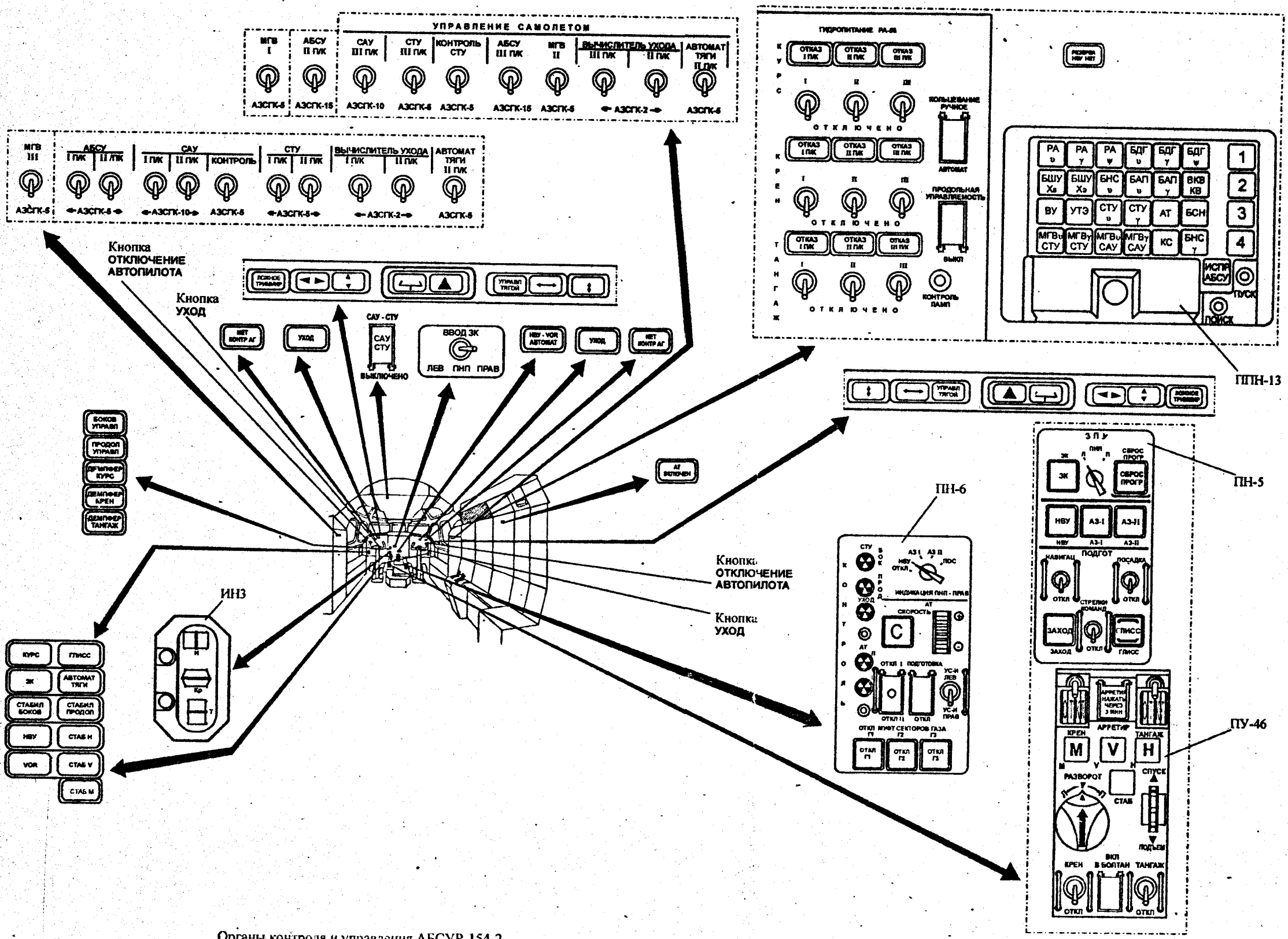
- нажать кнопку ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА;
- выключатель КРЕН или ТАНГАЖ отключаемого канала установить в положение ОТКЛ;
- нажать кнопку СТАБ на ПУ-46, включится режим стабилизации по исправному каналу.

ВНИМАНИЕ. При положении выключателей КРЕН, ТАНГАЖ в положение ОТКЛ режим автоматического ухода на второй круг не обеспечивается, что сигнализируется горением табло ⍐ на табло командной сигнализации, в связи с этим при заходе на посадку не рекомендуется отключать систему выключателями КРЕН, ТАНГАЖ.

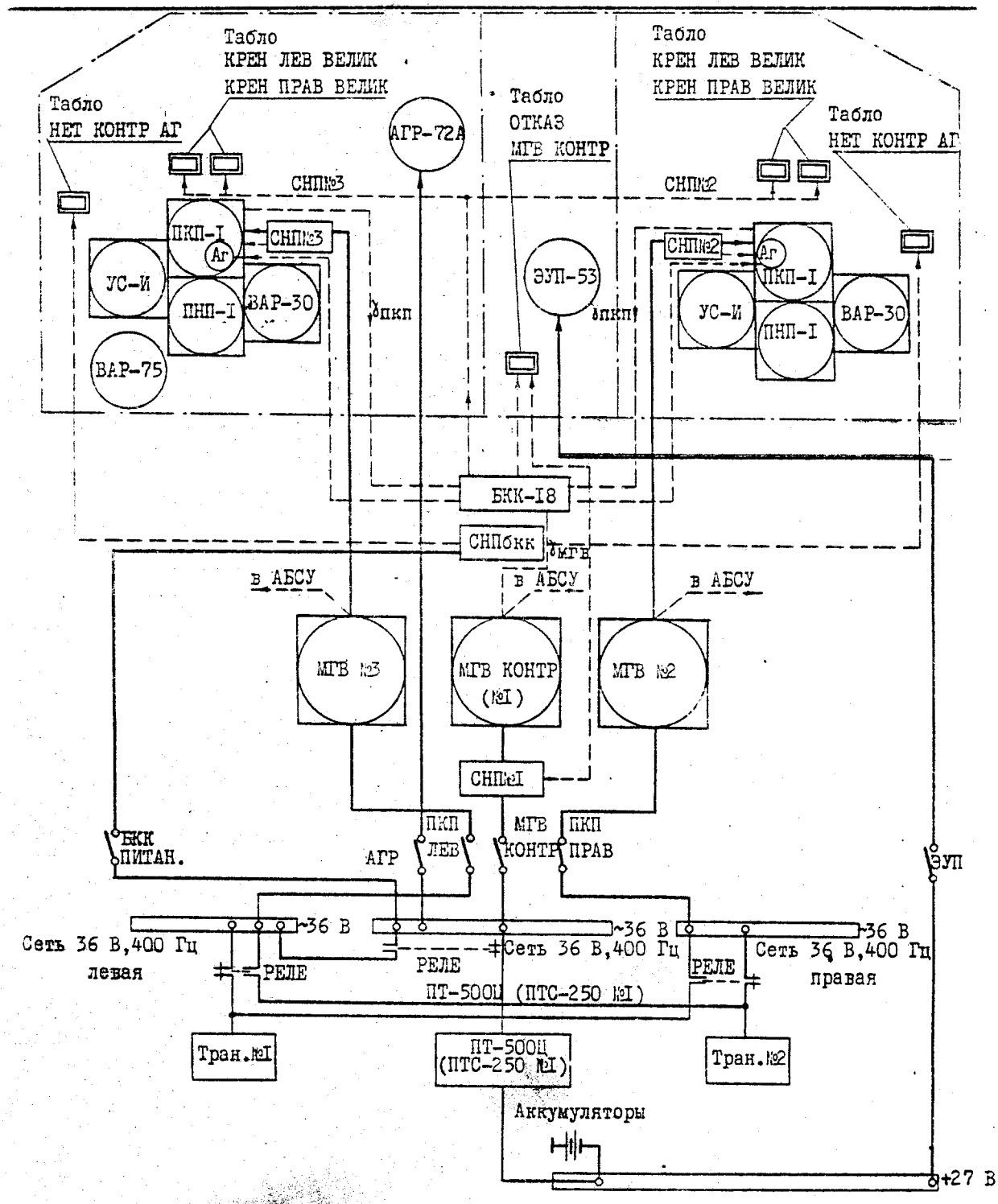
б) Отклонением колонки штурвала "на себя" или "от себя" на 50 мм (по продольному каналу), отклонением штурвала влево или вправо на 30° (по боковому каналу).

При отключении системы во всех случаях срабатывает кратковременная (1,5 – 2 с) звуковая сигнализация.

(прод.)



Органы контроля и управления АБСУР-154-2
Рис. 8.8.1



Функциональная схема СИКПП с БКК-I8 и раздельным электропитанием

Рис. 8.8.2

--oOo--

Ту-154М

Подраздел 8.9

ШАССИ

РАЗДЕЛ 8.9. ШАССИ

8.9.I. Эксплуатационные ограничения

Наименование параметра	Единица измерения	Миним.	Норм.	Макс.
(I) Минимальный радиус разворота самолета на земле (по оси амортизатора основной опоры, в сторону которой производится разворот)	м	7	–	–
(2) Радиус кривой, по которой движутся колеса передней опоры на развороте	м	22,07	–	–
(3) Время уборки шасси	с	–	–	I2 (до 60 – при отрицательной температуре наружного воздуха)
(4) Время выпуска шасси	с	–	–	I5
(5) Время аварийного выпуска шасси от гидросистемы 2	с	–	–	26 (до 40 – при отрицательной температуре наружного воздуха)
(6) Время аварийного дублирующего выпуска шасси от гидросистемы 3	с	–	–	26 (до 40 – при отрицательной температуре наружного воздуха)
(7) Давление в тормозах при:	$кгс/см^2$			
– основном торможении (при полностью обжатых педалях)		I05	II0	II5
– стояночном тормозе		II0	I20	I30
– аварийном торможении		не контролируется		
(8) Путевая скорость начала торможения самолета на пробеге:	км/ч			
– при основном торможении при температуре наружного воздуха:				
– плюс 30° С и ниже				240
– свыше 30° С				225
– при аварийном торможении:				
– с частичным вытягиванием рукояток до промежуточного упора и отпусканием (не более I0 вытягиваний-отпусканий)				
– плюс 30° С и ниже				240
– свыше 30° С				225
– с полным вытягиванием рукояток				I00

(прод)

8.9.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(I) Внешний осмотр шасси	Б о р т и н ж е н е р	
	При осмотре отсека передней опоры шасси убедиться:	
	Колеса	– исправны, крепление колес надежно.
	Пневматики	– проворачивания шин нет; обжатие: 30...50 мм в диапазоне взлетных масс, 25...45 мм в диапазоне посадочных масс. Допускается полное истирание протектора на всю глубину контрольных лунок и механические повреждения (разрывы, порезы, проколы) на глубину контрольных лунок.
	Амортстойка	– исправна, течи, повреждений нет, зарядка по обжатию нормальная
	Гидроагрегаты, шланги, концевые выключатели, электропроводка (на стойке шасси)	– повреждений и течи жидкости не имеют
	Замок убранного положения передней опоры	– открыт
	Амортизатор стойки шасси	– минимальное видимое зеркало штока при максимальной рулежной массе – 35 мм
	При осмотре отсеков основных опор шасси убедиться:	
	Термоизвещатели	– не выплавлялись
	Диски тормозов	– износ дисков в допустимых пределах (убедиться по сигнальному штырю)
	Колёса, пневматики	– исправны. На барабанах колёс (кроме галтельных переходов) допускаются не более

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	5 забоин глубиной до 3 мм на расстоянии не менее 100 мм одна от другой; царапины глубиной до 1 мм длиной не более 100 мм. Проворачивания шин на барабанах нет. Допускается полное истирание протектора до корда верхнего слоя каркаса; механические разрывы, порезы, проколы на глубину контрольных лунок; не более двух мест оголения верхнего слоя корда каркаса без его повреждения размерами 25х50 мм; до 5 порезов длиной до 25 мм глубиной не более двух слоёв корда; один прокол диаметром до трёх мм. Примечание. В осенне-зимний период на поворотных колёсах допускается истирание протектора шины до глубины канавок не менее 1 мм. На остальных колесах истирание протектора допускается на всю глубину индикаторов износа.
	Обжатие пневматиков: – в диапазоне взлётных масс 60–70 мм; – в диапазоне посадочных масс 40–60 мм.
	Амортстойки – исправны, течи, повреждений нет, зарядка по обжатию нормальная
	Трубопроводы, концевые выключатели, электропроводка (на амортстойке) – повреждений и течи жидкости не имеют
	Цилиндры-подъемники, агрегаты и трубопроводы, расположенные на них – исправны, повреждений нет
	Замки убранного положения основных опор – открыты, пружины цели
	Амортизаторы стоек шасси – минимальное видимое зеркало штока при максимальной рулежной массе – 40 мм
(2) Осмотр в кабине экипажа (после постановки самолета под ток)	Второй пилот
	При осмотре в кабине экипажа убедиться:
	Сигнализация выпущенного положения опор шасси – исправна
	Переключатель основного управления уборкой и выпуском шасси – в нейтральном положении на фиксаторе
	Рукоятка аварийного выпуска шасси от гидросистемы 2 – в нижнем положении и опломбирована
	Выключатель управления дублирующим аварийным выпуском шасси от гидросистемы 3 – в положении ВЫКЛ., закрыт колпачком и опломбирован
	Командир воздушного судна
	Выключатель РАЗВОРОТ КОЛЕСА – выключен

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(3) Перед запуском двигателя	**Командир воздушного судна**	
	Легкость и плавность хода рукоятки ТОРМОЗА АВАРИЙНЫЕ	- проверить
	Стояночный тормоз	- обжать тормозные педали, указатель давления ТОРМОЗА КОЛЕС 105 - 115 кгс/см², вытянуть "на себя" кнопку СТОЯНОЧНЫЙ ТОРМОЗ, отпустить педали, затем кнопку. Давление в тормозах 110 - 130 кгс/см²
	Бортинженер	
	Указатель давления ГИДРОСИСТЕМА 1 и указатель давления АВАРИЙНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ	- не ниже 180 кгс/см²
	Если давление ниже 180 кгс/см²	- запустить (или подсоединить к борту АПА)
	Выключатель НАСОСНАЯ СТАНЦИЯ 2 ГС	- включить
	Выключатель ПОДКЛЮЧ 2 ГС НА 1 ГС	- включить
	Кнопку ЗАРЯДКА АККУМ	- нажать
	Зарядить гидроаккумулятор системы аварийного торможения до давления 200 - 220 кгс/см² , при этом БУСТЕРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ НА 1 ГС должно быть выключено.	
	После зарядки кнопку ЗАРЯДКА АККУМ	- отпустить
	Выключатели ПОДКЛЮЧ 2 ГС НА 1 ГС, НАСОСНАЯ СТАНЦИЯ 2 ГС, ВСУ	- выключить
	Давление в 1 ГС, 2 ГС, 3 ГС до величины, не превышающей 160 кгс/см²	- стравить
(4) Перед выруливанием	**Бортинженер**	
	Индикатор давления ГИДРОСИСТЕМА 1	- 200 - 220 кгс/см²
	Индикатор давления АВАРИЙНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ	- 200 - 220 кгс/см²

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(5) Руление	Командир воздушного судна: Перед началом движения: Педали и рукоятки управления – в нейтральном положении поворотом колес передней опоры Переключатель режимов 10^{0} – 63^{0} – в положение 63^{0} Самолет со стояночного тормоза – снять После начала движения: После страгивания самолета с места и начала его движения по прямой выключатель РАЗВОРОТ КОЛЕС – включить При этом загорится светосигнальное табло РАЗВОРОТ 63^{0} Тормоза основные и аварийные – проверить исправность в соответствии с 4.I. ВНИМАНИЕ: I. До начала движения самолета включать выключатель РАЗВОРОТ КОЛЕС ЗАПРЕЩАЕТСЯ. 2. На рулении не допускать резких движений рукояткой управления и педалями во избежание чрезмерных боковых нагрузок на передние колеса. 3. Поворот колес передней опоры во взлетно-посадочном режиме (10^{0}) возможен только от педалей. Переход с одного режима управления передними колесами на другой режим осуществлять в процессе движения самолета по прямой. Пользоваться рукояткой рекомендуется до скорости 30 км/ч.
(6) На предварительном старте	Обжать тормозные педали до полной остановки самолета (при необходимости). Индикатор давления ГИДРОСИСТЕМА I 200–220 кгс/см^2, индикатор давления АВАРИЙНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ 200–220 кгс/см^2.
(7) На исполнительном старте	Переключатель 10^{0}–63^{0} – в положение 10^{0} При этом гаснут светосигнальные табло РАЗВОРОТ 63^{0} и К ВЗЛЕТУ НЕ ГОТОВ

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРОИЗВОДИТЬ ВЗЛЕТ С ГОРЯЩИМ ТАБЛО "К ВЗЛЕТУ НЕ ГОТОВ" ЗАПРЕЩАЕТСЯ. Стояночный тормоз (при необходимости) – обжать тормозные педали, вытянуть кнопку СТОЯНОЧНЫЙ ТОРМОЗ и отпустить тормозные педали После получения разрешения на взлет обжать тормозные педали, плавным движением обоих ног отпустить педали и растормозить колеса так, чтобы самолет начал движение по прямой.
(8) Уборка шасси	Второй пилот Переключатель ШАССИ УБОРКА – ВЫПУСК – снять с защелки поворотом флажка и установить в положение УБОРКА В начале уборки гаснуть шесть зеленых светосигнализаторов (три на средней приборной доске и три на щитке сигнализации положения шасси бортинженера*) и загораются шесть красных светосигнализаторов положения опор шасси (три на средней приборной доске и три на щитке сигнализации положения шасси бортинженера). По окончании уборки шасси после постановки опор на замки убранного положения и закрытия створок красные светосигнализаторы гаснут. После погасания последнего красного светосигнализатора – выдержать систему под давлением 200 – 220 кгс/см^2 в течение не менее 40 с Переключатель ШАССИ УБОРКА – ВЫПУСК – установить в нейтральное положение и зафиксировать защелкой
(9) Выпуск от основного управления	Второй пилот Переключатель ШАССИ УБОРКА – ВЫПУСК – снять с защелки поворотом флажка и установить в положение ВЫПУСК В начале выпуска загораются шесть красных светосигнализаторов положения шасси (три на средней приборной доске и три на щитке сигнализации положения шасси бортинженера). После установки опор шасси на замки выпущенного положения красные светосигнализаторы гаснут и загораются шесть зеленых светосигнализаторов (три на средней приборной доске пилотов, три на щитке положения шасси бортинженера). Через 20 – 25 с после загорания последнего зеленого светосигнализатора (на средней приборной доске пилотов и на щитке сигнализации положения шасси бортинженера) и повышения давления в гидросистеме 1 до 200 – 220 кгс/см^2 : Переключатель ШАССИ УБОРКА – ВЫПУСК – установить в нейтральное положение и зафиксировать защелкой Примечание. На самолетах с доработанной сигнализацией положения ШАССИ НЕ ВЫПУЩ на высотах ниже 250 м при позднем выпуске механизации и шасси руководствоваться пунктом 4.6.3а.

* Здесь и далее по тексту дополнительная сигнализация на щитке бортинженера распространяется на самолеты с № 85612. На ранее выпущенные самолеты – после доработки по бюллетеню № 154-3694БД-Г.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(10) Аварийный выпуск шасси	**В т о р о й п и л о т**	
	Переключатель основного управления ШАССИ	– в нейтральном положении, зафиксирован защелкой
	Рукоятка ШАССИ АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК	– нажать кнопку рукоятки и вытянуть рукоятку на себя до упора и оставить ее в вытянутом положении. Сигнализация положения опор работает так же, как и при основном выпуске
	ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. РУКОЯТКУ ШАССИ АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК ОСТАВИТЬ ВЫТЯНУТОЙ ВВЕРХ ДО УПОРА ДО ЗАВЕРШЕНИЯ ПОЛЕТА И ВЫЯСНЕНИЯ ПРИЧИНЫ НЕВЫПУСКА ШАССИ ОТ ГИДРОСИСТЕМЫ I, ПРИ ЭТОМ В ГИДРОСИСТЕМЕ 2 ДОЛЖНО НЕПРЕРЫВНО ПОДДЕРЖИВАТЬСЯ ДАВЛЕНИЕ 200...220 КГС/СМ^2.	
(11) Дублирующий аварийный выпуск шасси	**В т о р о й п и л о т**	
	Переключатель основного управления шасси	– в нейтральном положении, зафиксирован защелкой
	Рукоятка ШАССИ АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК	– в нижнем (исходном) положении
	Выключатель ВЫПУСК ОТ 3 Г/СИСТ	– открыть колпачок и включить. После загорания шести зеленых светосигнализаторов (трех на средней приборной доске пилотов, трех на щитке сигнализации положения шасси Б/И) выдержать систему под давлением 20...25 с и выключатель ВЫПУСК ОТ 3 Г/СИСТ установить в положение ВЫКЛ и закрыть колпачком.

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. КАТЕГОРИЧЕСКИ ЗАПРЕЩАЕТСЯ ВЫПУСКАТЬ ШАССИ ОТ ГС 3, ЕСЛИ ОТКАЗ ГС I, А ЗАТЕМ ГС 2 ПРОИЗОШЕЛ ПО ЛИНИИ ВЫПУСКА ШАССИ (В ПРОЦЕССЕ ВЫПУСКА ШАССИ ОТ ГС I, А ЗАТЕМ ОТ ГС 2, ДАВЛЕНИЕ В НИХ УПАЛО НИЖЕ I00 КГС/СМ^2 И НЕ ВОССТАНОВИЛОСЬ, А УРОВЕНЬ МАСЛА В БАКЕ I И 2 ГС ПОНИЗИЛСЯ НИЖЕ НОРМЫ).
	Примечание. При выпуске шасси от 2(3) гидросистемы, створки основных опор шасси остаются открытыми.
(I2) Перед посадкой	Командир воздушного судна
	Выключатель РАЗВОРОТ КОЛЕСА - проверить включение
	Индикаторы давления ГИДРОСИСТЕМА I и АВАРИЙНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ - 200-220 кгс/см^2
	Бортинженер
	Индикаторы давления ГИДРОСИСТЕМА I и АВАРИЙН. ТОРМОЖЕНИЕ - 200-220 кгс/см^2. При необходимости дозарядить гидроаккумулятор нажатием кнопки ЗАРЯДКА АККУМ.
(I3) Посадка	Командир воздушного судна
	В начале пробега на путевой скорости начала торможения не более указанной в подпункте 2.5.4.I (I0) и 2.7 (I) плавно и синхронно полностью обжать тормозные педали до полной остановки самолета.
	В конце пробега на скорости не более 30 км/ч:
	Переключатель режимов I0°-63° - в положение 63°
	Бортинженер
	Выключатель ВЕНТИЛ ШАССИ - включить
(I4) Заруливание на стоянку	Командир воздушного судна
	Перед остановкой самолета при нейтральном положении рукоятки выключатель РАЗВОРОТ КОЛЕСА - выключить
	После остановки самолета:
	Стояночный тормоз - обжать тормозные педали, вытянуть кнопку СТОЯНОЧНЫЙ ТОРМОЗ и отпустить тормозные педали
	Стояночное торможение на неостывших тормозах не более 5 мин.
	ВСУ - запустить

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Примечания: 1. После установки колодок под колеса основных опор, снять самолет со стояночного тормоза. 2. Установка самолета на стояночный тормоз на длительное время допускается только после охлаждения колес согласно п. 3. 3. Выключатель ВЕНТИЛ ШАССИ выключать через 30 мин после посадки самолета.

(прод.)

8.9.3. Неисправности

Проявление неисправности	Необходимые действия
(1) При установке переключателя ШАССИ в положение УБОРКА не гаснут шесть зеленых светосигнализаторов	Это свидетельствует о неисправности концевого выключателя блокировки уборки шасси на земле или несрабатывании электромагнитного крана основного управления шасси. На скорости не более 400 км/ч выключатель ШАССИ РАЗБЛОКИР УБОРКИ - нажать и удерживать в верхнем положении (а) Если погасли шесть зеленых (три на средней приборной доске пилотов, три на щитке положения шасси Б/И), а затем загорелись и погасли шесть красных (три на средней приборной доске пилотов, три на щитке сигнализации положения шасси Б/И), то после погасания последнего красного светосигнализатора (на средней приборной доске и щитке сигнализации): Давление в гидросистеме 1 - 200 ... 220 кгс/см^2 (выдерживать в течение не менее 40 с) Переключатель ШАССИ - в нейтральное положение Выключатель ШАССИ РАЗБЛОКИР УБОРКИ - отпустить Продолжать выполнение задания. (б) Если шесть зеленых светосигнализаторов не погасли (три на средней приборной доске пилотов, три на щитке сигнализации положения шасси Б/И): Выключатель ШАССИ РАЗБЛОКИР УБОРКИ - отпустить Переключатель ШАССИ - в нейтральное положение, а затем в положение ВЫПУСК Давление в гидросистеме 1 - 200 ... 220 кгс/см^2 (выдерживать в течение не менее 40 с) Переключатель ШАССИ - в нейтральное положение Прекратить выполнение задания и произвести посадку на аэродроме вылета. При условиях выполнения требований, изложенных в подразделе 5 15 разрешается продолжение рейсового полета.

(прод.)

Проявление неисправности	Необходимые действия
(2) При установке переключателя ШАССИ в положение УБОРКА не гаснут один или два зеленых светосигнализатора основных опор на средней приборной доске пилотов и, соответственно, на щитке сигнализации положения опор шасси Б/И	Это свидетельствует о неснятии с замка выпущенного положения одной (двух) опор или отказе в системе сигнализации положения опор. Проверить положение опор через задние иллюминаторы. Если опоры убраны и створки закрыты - полет продолжить Если опора (опоры) не убралась или створки не закрыты, скорость полета - не более 400 км/ч Выпустить шасси от 1 ГС, переключатель ШАССИ установить в нейтральное положение, зафиксировать защелкой. Произвести посадку на аэродроме вылета. При условии выполнения требований, изложенных в подразделе 5.15, разрешается продолжение рейсового полета. Если от 1 ГС шасси не выпустилось, выпуск шасси произвести от 2 ГС и 3 ГС в последовательности, изложенной в подпункте (6).
(3) При установке переключателя ШАССИ в положение УБОРКА не гаснут один или два красных светосигнализатора основных опор на средней приборной доске пилотов и на щитке сигнализации положения опор шасси Б/И	Свидетельствует о неполной уборке одной (двух) основных опор. Скорость полета - не более 400 км/ч Повторную уборку шасси - не производить Прекратить выполнение задания, выпустить шасси от 1 ГС, переключатель ШАССИ установить в нейтральное положение, зафиксировав его защелкой, и произвести посадку на аэродроме вылета. Разрешается выполнение рейсового полета при условии выполнения требований подраздела 5.15, а также в случае, если отказ произошел в системе сигнализации положения основных опор, для чего проверить их положение через задние иллюминаторы - створки гондол шасси должны быть полностью закрыты. Если от 1 ГС шасси не выпустилось, выпуск шасси произвести от 2 ГС и 3 ГС в последовательности, изложенной в подпункте (6).
(3а) После погасания красных светосигнализаторов основных опор на средней приборной доске пилотов и на щитке сигнализации положения опор шасси Б/И и установки переключателя ШАССИ в нейтральное положение один или два красных светосигнализатора вновь загорелись	Свидетельствует о срыве основных опор с замков убранного положения. Скорость полета - не более 400 км/ч Прекратить выполнение задания, выпустить шасси от 1 ГС, перекл. ча ль ШАССИ установить в нейтральное положение, зафиксировав его защелкой, и произвести посадку на аэродроме вылета. При условии выполнения требований, изложенных в подразделе 5.15, разрешается продолжение рейсового полета. Если от 1 ГС шасси не выпустилось, выпуск шасси произвести от 2 ГС и 3 ГС в последовательности, изложенной в подпункте (6).
(4) При установке рукоятки переключателя ШАССИ в положение УБОРКА не погас красный светосигнализатор передней опоры шасси или после возвращения переключателя ШАССИ в нейтральное положение красный светосигнализатор снова загорелся (на средней приборной доске пилотов и, соответственно, на щитке сигнализации положения опор шасси Б/И)	Это свидетельствует о неполной уборке передней опоры шасси. Скорость полета - не более 400 км/ч Выпустить шасси от основной гидросистемы, переключатель ШАССИ установить в нейтральное положение, зафиксировать защелкой и доложить об отказе службе движения. Произвести контрольный пролет над стартом для определения положения колес передней опоры шасси относительно оси самолета. Прекратить полет, выполнить посадку на аэродром вылета, при этом: если по наблюдению с земли установили, что колеса передней опоры находятся в отклоненном положении от оси самолета или определить их положение невозможно, то перед посадкой: Выключатель РАЗВОРОТ КОЛЕСА - выключить Направление движения на пробеге - выдержать с помощью РН и торможением колес

(прод.)

Проявление неисправности	Необходимые действия
	Если установили, что колеса передней опоры расположены по оси самолета, то: Направление движения на пробеге - выдерживать с помощью педалей управления В случае невозможности выдержать направление движения с помощью педалей управления, использовать тормоза. Выключатель РАЗВОРОТ КОЛЕСА - выключить ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ВЫПОЛНЯТЬ ПОЛЕТ ПО ТРАССЕ, ЕСЛИ ОПОРЫ ШАССИ НЕ ВСТАЛИ НА ЗАМОК, А УДЕРЖИВАЮТСЯ В УБРАННОМ ПОЛОЖЕНИИ ДАВЛЕНИЕМ В ГИДРОСИСТЕМЕ. При условиях выполнения требований, изложенных в подразделе 5.15, разрешается продолжение рейсового полета.
(4а) При установке рукоятки переключателя ШАССИ в положение УБОРКА не гаснет одна или несколько красных светосигнализаторов опор шасси. При этом загорелся сигнализатор падения давления в 1 гидросистеме и зафиксировано снижение уровня АМГ-10 в баке 1 гидросистемы	Это свидетельствует о неполной уборке опор шасси и отказе 1 гидросистемы. Переключатель ШАССИ - в нейтральное положение Выключатель НАСОСНАЯ СТАНЦИЯ 2 ГС - включить Скорость полета - 360 – 300 км/ч Выпустить закрылки на 28°, 36° или 45° с соответствующей установкой стабилизатора в посадочное положение. Продолжительность выпуска закрылков может быть увеличена в два раза (до 36 … 46 с). После выпуска закрылков выпустить шасси от 2 гидросистемы. В зависимости от положения опор шасси принять решение о способе посадки.
(5) При установке переключателя ШАССИ в положение ВЫПУСК один (два или три) красных светосигнализатора не загораются	Это свидетельствует о неснятии с замков убранного положения шасси. Шасси выпустить аварийным способом, см. пункт 8.9.2 (10), убедившись предварительно, что давление по индикаторам ГИДРОСИСТЕМА 2 – 200 – 220 кгс/см^2.
(6) При установке переключателя ШАССИ в положение ВЫПУСК не загораются один (два или три) зеленых светосигнализатора (на средней приборной доске пилотов и соответственно на щитке сигнализации положения шасси Б/И)	Это свидетельствует о неисправности светосигнализаторов или концевых выключателей сигнализации или о том, что одна (две или три) опора (опоры) не встала (встали) на замок выпущенного положения. Давление в гидросистеме 1 - проверить 200 – 220 кгс/см^2 Переключатель ШАССИ - в нейтральное положение Кнопку ПРОВЕРКА ЛАМП ТАБЛО (на боковом пульте 2/П и щитке сигнализации положения шасси Б/И) - нажать Если зеленые светосигнализаторы не загорелись: Кнопку ПРОВЕРКА ЛАМП ТАБЛО - отпустить Неисправные лампы - заменить (1) Если зеленые светосигнализаторы загорелись, произвести нормальную посадку. (2) Если зеленые светосигнализаторы одной, двух или трех опор шасси не загорелись, произвести выпуск шасси от 2 ГС, см. "Аварийный выпуск шасси", пункт 8.9.2 (10). Если после аварийного выпуска шасси от 2 ГС зеленые светосигнализаторы не загорелись, произвести дублирующий аварийный выпуск от 3 ГС, см. пункт 8.9.2 (11). Если после дублирующего аварийного выпуска шасси зеленые светосигнализаторы выпущенного положения шасси загорелись, произвести нормальную посадку. Если зеленые светосигнализаторы не загорелись, в зависимости от положения опор шасси принять решение о способе посадки.

(прод.)

Проявление неисправности	Необходимые действия
(6а) При установке переключателя ШАССИ в положение ВЫПУСК не загорается один или несколько зеленых светосигнализаторов положения шасси. При этом загорелся сигнализатор падения давления в 1 гидросистеме и зафиксировано снижение уровня АМГ-10 в баке 1 гидросистемы	Это свидетельствует о неполном выпуске опор шасси и отказе 1 гидросистемы. Переключатель ШАССИ - в нейтральное положение Выключатель НАСОСНАЯ СТАНЦИЯ 2 ГС - включить Скорость полета - 360 – 300 км/ч Выпустить закрылки на 28°, 36° или 45° с соответствующей установкой стабилизатора в посадочное положение. Продолжительность выпуска закрылков может быть увеличена в два раза (до 36 … 46 с). После выпуска закрылков выпустить шасси от 2 гидросистемы. В зависимости от положения опор шасси принять решение о способе посадки
(7) При установке переключателя ШАССИ в положение ВЫПУСК не загораются все светосигнализаторы опор шасси	Проверить АЗС сигнализации опор шасси на правой и левой панелях АЗС и АЗС управления уборкой и выпуском шасси на левой панели АЗС.
(8) (а) При установке переключателя ЗАКРЫЛКИ на выпуск или уменьшении скорости полета до 330 км/ч и уборке РУД на режим Пвд 90 % и ниже горит в режиме мигания светосигнальное табло ВЫПУСТИ ШАССИ и непрерывно звучит сирена	Это свидетельствует о том, что шасси убрано. Произвести выпуск шасси и нормальную посадку.

(прод.)

Проявление неисправности	Необходимые действия
(8) (б) На самолетах с доработанной сигнализацией положения шасси на высотах ниже 250 м горит в режиме мигания табло ШАССИ НЕ ВЫПУЩ и непрерывно звучит сирена, если шасси не выпущено или хотя бы одна из опор не встала на замок выпущенного положения и РУД установлен на режим $n_{вд}$ 90 % и ниже	Уйти на второй круг.
(9) При уборке (выпуске) шасси расхождение показаний между табло на средней приборной доске пилотов и табло на щитке сигнализации положения опор шасси у Б/И	(1) Проверить исправность сигнальных ламп табло. Неисправные лампы заменить. (2) Если лампы табло исправны, руководствоваться той сигнализацией, которая соответствует нормальной последовательности работы сигнальных табло в процессе уборки и выпуска шасси. Проверить положение основных опор шасси и створок через задние иллюминаторы. (3) Если расхождение показаний табло осталось, руководствоваться рекомендациями подпунктов (2), (6). (4) В зависимости от положения опор шасси принять решение о продолжении полета и способе посадки.
(10) При отклонении педалей или рукоятки управления поворотом колес передней опоры шасси самолет не разворачивается	Это свидетельствует об отказе системы управления поворотом колес передней опоры. Выключатель РАЗВОРОТ КОЛЕСА - выключить Управление самолетом производить: на рулении - раздельным торможением колес основных опор шасси; на взлете - до достижения скорости V_1 - взлет прекратить, управление самолетом производить раздельным торможением колес основных опор шасси; - после достижения скорости V_1 - взлет продолжить; на пробеге - рулем направления и раздельным торможением колес основных опор шасси.

8.9.4. Краткое описание

8.9.4.I. Шасси

(I) Шасси самолета выполнено по трехопорной системе, убирающееся в полете. Уборка всех 3-х опор шасси производится назад по полету. Состоит из передней опоры, правой и левой основных опор и ряда гидравлических, механических и электрических устройств, которые обеспечивают выпуск и уборку шасси, управление поворотом колес передней опоры, открытие и закрытие створок люков ниш, в которых размещаются опоры в убранном положении, приводят в действие сигнализацию об окончании уборки и выпуска опор (см. рис. 8.9.I), производят затормаживание колес всех опор при их уборке, а также автоматически регулируют силу торможения колес основных опор после посадки или прерванного взлета (чем исключается возможность их юза), обеспечивает блокировку тормозов колес при посадке с обжатыми тормозными педалями и осуществляется обдув тормозов колес основных опор.

(2) Основные опоры размещены под крылом самолета справа и слева от фюзеляжа и установлены так, что их амортизационные стойки в выпущенном положении имеют наклон назад, причем с увеличением обжатия амортизатора наклон увеличивается. На основных опорах установлены колеса КТ14IЕ с шинами 930х305 (модель I4А) с рабочим давлением $I0^{+0,5}$ кгс/см^2. В осях основных шасси установлены электродвигатели МТ-0,I8С, которые приводят в действие вентиляторы охлаждения колес. Оси передних колес самоориентируются и поворачиваются в сторону разворота для уменьшения нагрузок.

(3) Передняя опора размещена под носовой частью фюзеляжа и установлена так, что ее амортизационная стойка находится в вертикальной плоскости симметрии самолета, оставаясь в таком положении при любом обжатии амортизатора. На передней опоре установлены колеса КТ-I83 с тормозом подтормаживания их при уборке шасси и шинами 800х225 (модель I2А) с рабочим давлением $I0,5^{+0,5}$ кгс/см^2.

(4) Уборка и выпуск осуществляется от гидравлических систем самолета, которые обеспечивают уборку и основной выпуск шасси, аварийный выпуск и дублирующий аварийный выпуск шасси. Управление уборкой и основным выпуском шасси осуществляется от гидросистемы I, аварийный выпуск шасси - от гидросистемы 2, а дублирующий аварийный выпуск шасси - от гидросистемы 3. Положение опор шасси сигнализируется световой и звуковой сигнализацией.

Световая сигнализация осуществляется:

- шестью светосигнализаторами, расположенными на средней приборной доске пилотов, которые сигнализируют : 3 красных - промежуточное положение опор при уборке и выпуске шасси, 3 зеленых - выпущенное положение опор шасси и одним красным табло ВЫПУСТИ ШАССИ* при невыпуске шасси;
- шестью светосигнализаторами на щитке сигнализации Б/И, которые сигнализируют: 3 красных - промежуточное положение опор шасси при уборке и выпуске, 3 зеленых - выпущенное положение опор шасси. На щитке помещена кнопка КОНТРОЛЬ ЛАМП.

В процессе уборки и выпуска шасси горят три красных светосигнализатора на средней приборной доске пилотов и три красных светосигнализатора сигнализации положения опор шасси на щитке Б/И. При убранном положении опор шасси и закрытых створках как красные, так и зеленые светосигнализаторы не горят.

Положение створок гондол основных опор можно наблюдать через задние иллюминаторы второго салона.

*) ШАССИ НЕ ВЫПУЩ - после выполнения доработки по бюллетеню.

(прод.)

При полностью выпущенном положении опор шасси гаснут красные и загораются зеленые светосигнализаторы на средней приборной доске пилотов и на щитке сигнализации положения опор шасси Б/И.

При расхождении показаний между табло на средней приборной доске пилотов и табло на щитке сигнализации положения опор шасси у Б/И руководствоваться той сигнализацией, которая соответствует вышеуказанной последовательности работы сигнальных табло в процессе уборки и выпуска шасси. Закрытие створок основных опор шасси при выпуске не сигнализируется. Невыпуск опор шасси при посадке сигнализируется непрерывным звучанием сирены и миганием светосигнального табло ВЫПУСТИ ШАССИ* на средней приборной доске пилотов.

Сигнализация включится, если перед посадкой шасси не выпущено или хотя бы одна из опор шасси не стала на замок выпущенного положения, а скорость полета при этом снижена до 330 км/ч и РУД установлены на режим $n_{вд}$ 90% и ниже или рукоятка переключателя ЗАКРЫЛКИ установлена в положение ВЫПУСК.

На самолетах с доработанной сигнализацией положения шасси на $H < 250$ м сигнализация включается, если перед посадкой шасси не выпущено или хотя бы одна из опор не встала на замок выпущенного положения и РУД установлены на режим $n_{вд}$ 90% и ниже.

(5) Управление поворотом колес передней опоры при передвижениях самолета по земле осуществляется посредством педалей руля направления и рукояткой с бокового пульта КВС. В качестве привода используется гидравлический рулежно-демпфирующий цилиндр, работающий от гидросистемы 2. Угол отклонения колес пропорционален углу отклонения педалей или рукоятки управления передними колесами.

Система управления поворотом колес обеспечивает три режима работы:

(а) Режим взлетно-посадочный (малых углов поворота), при котором обеспечивается поворот колес на угол $\pm 10^0$ от нейтрального положения при полном отклонении педалей. При включении взлетно-посадочного режима рукоятка управления поворотом колес автоматически запирается в нейтральном положении, а колеса, если они были развернуты на угол больше $\pm 10^0$, возвращаются в зону малых углов.

(б) Режим руления (больших углов поворота), при котором обеспечивается поворот колес на угол $\pm 63^0$ от нейтрального положения при полном отклонении рукоятки управления. Колеса можно поворачивать рукояткой на большие углы и педалями на малые углы как раздельно, так и одновременно. Пользоваться рукояткой рекомендуется до скорости 30 км/ч, т.к. на больших скоростях возможно рыскание самолета из-за высокой чувствительности ручного управления.

Примечание. Не рекомендуется работать педалями, если передние колеса отклонены рукояткой управления на угол $\pm 63^0$.

(в) Режим свободного ориентирования, при котором колеса устанавливаются по вектору скорости самолета, а полости рулежного устройства закольцованы через дроссель "Шимми". При выключенной (обесточенной) системе колеса находятся в режиме свободного ориентирования.

При взлете, когда шток левой опоры шасси выходит из цилиндра, концевой выключатель отключает питание системы управления поворотом передней опоры, передние колеса при этом автоматически устанавливаются в нейтральное положение. После приземления и обжатия левой опоры шасси концевые выключатели подготавливают систему управления передней опоры шасси к включению, а после опускания и обжатия передней опоры, включает ее во взлетно-посадочный режим управления.

*) ШАССИ НЕ ВЫПУЩ – после выполнения доработки по бюллетеню.

(прод.)

Включение системы поворота колес производится выключателем РАЗВОРОТ КОЛЕСА, а переключение режимов работы переключателем 10° - 63° независимо от положения колес передней опоры.
Выключатель РАЗВОРОТ КОЛЕСА установлен на левом роге штурвала КВС.
Переключатель режимов 10°- 63° установлен на верхнем электрощитке пилотов.
Выключенное состояние системы поворота колес передней опоры сигнализируется горением желтого светосигнального табло РАЗВОРОТ НЕ ВКЛ., а включение режима руления - горением желтого светосигнального табло РАЗВОРОТ 63° на дополнительном электрощитке бортинженера, при этом на козырьке приборных досок КВС и 2/П горит табло К ВЗЛЕТУ НЕ ГОТОВ.

(6) Автоматическое затормаживание колес передней опоры во время уборки шасси осуществляется от гидросистемы I. При установке переключателя ШАССИ в положение УБОРКА давление поступает в тормоза колес передней опоры и колеса затормаживаются. При установке переключателя ШАССИ в нейтральное положение колеса растормаживаются.

8.9.4.2. Система торможения

Система торможения состоит из пяти подсистем:
- основного торможения;
- аварийного торможения;
- стояночного торможения;
- автоматического затормаживания колес основных опор при уборке шасси;
- автоматического затормаживания колес передней опоры при уборке шасси.

(I) Основная подсистема тормозов колес левой и правой опор шасси состоит из тормозных педалей, редукционных клапанов, кранов блокировки, антиюзовых автоматов, блоков защиты, дистанционных манометров, см. рис. 8.9.I.
Управление тормозами производится от гидросистемы I тормозными педалями, размещенными на педалях управления РН на рабочих местах КВС и 2/П.
Давление в тормозах изменяется пропорционально усилию, приложенному к тормозным педалям. При полном обжатии их давление в тормозах равно 105-115 кгс/см^2 и контролируется манометрами ТОРМОЗА КОЛЕС, установленными на среднем пульте пилотов.
Безъюзовое вращение колес при торможении обеспечивается антиюзовыми автоматами прямого действия путем растормаживания колес при резком замедлении вращения колеса. Каждое колесо предохраняется от юза независимо от остальных колес за счет того, что на каждом из них установлен свой антиюзовый автомат. Антиюзовые автоматы гидромеханические и включены постоянно.
Блокировочные краны основных опор исключают торможение колёс до обжатия амортизационных стоек опор 60 $^{+10}$ мм независимо от обжатия тормозных педалей.
На самолетах с колёсами КТ-153А для повышения эффективности тормозов и для обеспечения стартового торможения в процессе руления необходимо производить 3...5 торможений при давлении в тормозах 50...60 кгс/см^2.

(2) Управление аварийными тормозами левой и правой опор шасси раздельное и производится двумя рукоятками ТОРМОЗА АВАРИЙНЫЕ, расположенными на среднем пульте пилотов

(прод)

Подсистема аварийного торможения питается от автономного гидроаккумулятора, который заряжается от гидросистемы I, при нажатии кнопки ЗАРЯДКА АККУМ., расположенной на панели управления гидросистемы у Б/И. Величина рабочего давления в автономном гидроаккумуляторе системы аварийного торможения контролируется по манометру АВАРИЙНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ и красным светосигнализатором, сигнализирующим о падении давления в системе ниже 180 кгс/см^2, расположенными на приборной доске КВС и на панели управления гидросистемами у Б/И.

Давление в тормозах изменяется пропорционально усилию, приложенному к рукояткам ТОРМОЗА АВАРИЙНЫЕ, и при полном их обжатии равно 90–115 кгс/см^2. Давление в тормозах при аварийном торможении не контролируется. При аварийном торможении антиюзовая автоматика не работает.

(3) В качестве стояночного тормоза используется основная подсистема торможения колес и специальный стопорный механизм, удерживающий тормозные педали КВС в обжатом положении.

Давление в тормозах при этом равно 110–130 кгс/см^2, оно контролируется манометрами ТОРМОЗА КОЛЕС.

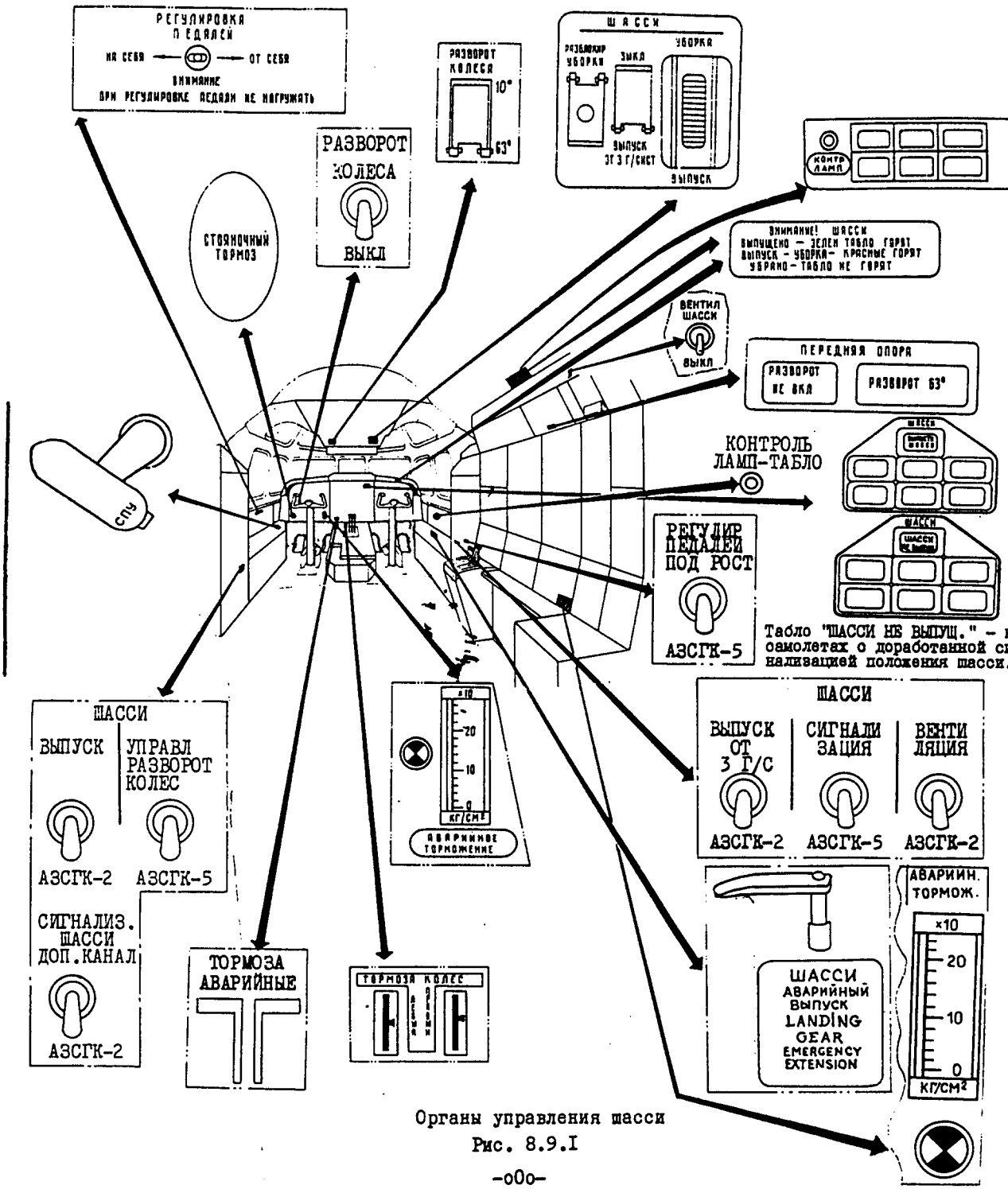
Включение стояночного тормоза производится путем обжатия педалей КВС и вытягиванием кнопки СТОЯНОЧНЫЙ ТОРМОЗ, размещенной на левом пульте нижнего управления под приборной доской КВС, с последующим отпусканием педалей. Снятие со стояночного тормоза производится нажатием и отпусканием тормозных педалей, при этом педали снимаются со стопора, а кнопка СТОЯНОЧНЫЙ ТОРМОЗ возвращается в исходное (утопленное) положение.

(4) Подсистема автоматического затормаживания колес основных опор во время уборки шасси электрогидравлическая. При установке переключателя ШАССИ в положение УБОРКА в магистрали подсистемы автоматического затормаживания поступает давление из магистрали уборки системы уборки-выпуска шасси, которое редуцируется в клапане затормаживания до величины 40–65 кгс/см^2 и, поступая затем в магистраль основной подсистемы торможения (через блокировочный кран), затормаживает колеса шасси.

При установке переключателя ШАССИ в нейтральное положение давление в подсистеме автоматического затормаживания снимается.

Давление в тормозах при автоматическом затормаживании колес при уборке шасси не контролируется.

(прод)



Органы управления шасси

Рис. 8.9.I

-oOo-

Ту-154М

Подраздел 8.10

МЕХАНИЗАЦИЯ КРЫЛА И СТАБИЛИЗАТОР

8.IO. МЕХАНИЗАЦИЯ КРЫЛА И СТАБИЛИЗАТОР

8.IO.I. Эксплуатационные ограничения

Наименование параметра	Единица измерен.	Миним.	Норм.	Макс.
(I) Количество перекладок стабилизатора и предкрылков из одного крайнего положения в другое и обратно с перерывом между перестановками в одну минуту (при необходимости перерыв может быть сокращен до трех секунд)		-	-	5
(2) Количество прерванных заходов на посадку без приземления		-	-	IO
ПРИМЕЧАНИЕ. После отработки указанных циклов необходим перерыв не менее I часа для охлаждения приводов стабилизатора и предкрылков.				
(3) Продолжительность выпуска (уборки) закрылков на угол:	с			
$I5^0$		-	-	7,5
28^0		-	-	I4,5
36^0		-	-	I8,5
45^0		I8	-	23
(4) Продолжительность выпуска (уборки) предкрылков	с	I3	-	I5
(5) Продолжительность перестановки стабилизатора на угол:	с			
$I,5^0$		-	-	7,5
3^0		-	-	I5
$5,5^0$		-	-	27,5
(6) Угол отклонения закрылков, предкрылков и стабилизатора при управлении механизацией в совмещенном режиме, см. табл. 8.IO.I				

(прод.)

Таблица 8.10.1

Конфигурация самолета	Угол отклонения закрылков, град	Положение предкрылков	Центровка самолета, % САХ		
			18...24	24...32	32...40
			Положение задатчика стабилизатора		
			П зеленый	С черный	З желтый
			Согласованное положение стабилизатора		
Полетная	0	Убраны	0	0	0
Взлетная	15; 28	Выпущены	3	1,5	0
Посадочная	36; 45	Выпущены	5,5	3	0

(прод)

8.10.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) При осмотре внутри самолета	**К о м а н д и р в о з д у ш н о г о с у д н а** Переключатель режима работы закрылков в положении АВТ – убедиться Рукоятка ЗАКРЫЛКИ в положении 0 – убедиться Переключатель ПРЕДКРЫЛКИ закрыт колпачком – убедиться Переключатель СТАБИЛИЗАТОР закрыт колпачком – убедиться Переключатель ЗАДАТЧИК СТАБИЛИЗАТОРА в положение, соответствующее центровке самолета – установить
(2) Перед запуском двигателей (работу по проверке механизации крыла и стабилизатора проводить в случаях, если были обнаружены неисправности в работе систем. Проверку производить с наземным составом)	**Б о р т и н ж е н е р** АЗС ЗАКРЫЛКИ, СТАБИЛИЗАТОР, ПРЕДКРЫЛКИ включены – убедиться Желтый светосигнализатор неисправности канала СИНХР. ПРЕДКР. не горит – убедиться Переключатель режимов работы закрылков – в положение АВТ Переключатель ПРЕДКРЫЛКИ – закрыт колпачком Переключатель СТАБИЛИЗАТОР – закрыт колпачком Переключатель ЗАДАТЧИК СТАБИЛИЗАТОРА – в положение П Рукоятка ЗАКРЫЛКИ – в положение I5 Убедиться, что закрылки, предкрылки и стабилизатор начали перемещаться одновременно в согласованные положения (см. табл. 8.I0.I). Контроль работы систем осуществлять: закрылки – по светосигнальным табло ЗАКРЫЛ. I П/К и ЗАКРЫЛ. II П/К и указателю предкрылки – по светосигнальному табло ПРЕДКР. ВЫПУЩ. стабилизатор – по светосигнальному табло СТАБИЛ. ВКЛЮЧ. и указателю

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	При этом контролировать продолжительность перемещения механизации, см. подр. 8.10.1 (3), (4), (5).
	Рукоятка ЗАКРЫЛКИ – в положение 28
	Убедиться, что закрылки перемещаются в заданное положение.
	Рукоятка ЗАКРЫЛКИ – в положение 36
	Убедиться, что стабилизатор начинает перемещаться в согласованное положение при достижении закрылками угла 31°, закрылки перемещаются в заданное положение.
	Рукоятка ЗАКРЫЛКИ – в положение 45
	Убедиться, что закрылки перемещаются в заданное положение.
	Рукоятка ЗАКРЫЛКИ – в положение 28
	Убедиться, что стабилизатор перемещается в согласованное положение, закрылки заняли заданное положение.
	Рукоятка ЗАКРЫЛКИ – в положении 0
	Убедиться; что стабилизатор начинает перемещаться в полетное положение при достижении закрылками угла 25°, а предкрылки начинают убираться при достижении закрылками угла 14°.
	Повторить проверку работы системы механизации при положении С переключателя ЗАДАТЧИК СТАБИЛИЗАТОРА.
	Примечание. При необходимости допускается проведение экипажем поканальной проверки работоспособности системы управления закрылками, предкрылками и стабилизатором.
(3) Перед взлетом (посадкой)	Командир воздушного судна
	Переключатель ЗАДАТЧИК СТАБИЛИЗАТОРА в положение, соответствующее центровке самолета – установить
	Второй пилот
	Рукоятку ЗАКРЫЛКИ на требуемый угол выпуска – установить
	Проконтролировать достижение требуемого угла:
	Закрылками – по указателю
	Предкрылками – по загоранию светосигнального табло ПРЕДКР. ВЫПУЩ.
	Стабилизатором – по указателю

(прод)

8.10.3. Неисправности

8.10.3.1. Неисправности в системе управления закрылками

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ВОЗНИКНОВЕНИИ ЛЮБОЙ ИЗ НИЖЕПЕРЕЧИСЛЕННЫХ НЕИСПРАВНОСТЕЙ В СИСТЕМЕ КАТЕГОРИЧЕСКИ ЗАПРЕЩАЕТСЯ ВЫКЛЮЧАТЬ АЗС "ЗАКРЫЛКИ I П/К" (ЛЕВАЯ ПАНЕЛЬ АЗС) И "ЗАКРЫЛКИ II П/К" (ПРАВАЯ ПАНЕЛЬ АЗС).

Проявление неисправности	Необходимые действия
(1) Не горит зеленое светосигнальное табло одного канала: ЗАКРЫЛ I П/К или ЗАКРЫЛ II П/К и наблюдается замедленный выпуск (уборка) закрылков	Свидетельствует об отказе I или II каналов следящей системы закрылков. При взлете и на посадке увеличение (в 2 раза) продолжительности уборки (выпуска) закрылков - учитывать
(2) Система управления закрылками в режиме АВТ не функционирует или закрылки остановились при уборке (выпуске), не отработав полностью угол, заданный рукояткой управления (контролируется по указателю). Зеленые светосигнальные табло ЗАКРЫЛ I П/К и ЗАКРЫЛ II П/К не горят	Свидетельствует об отказе I и II каналов следящей системы закрылков. Перейти на режим ручного управления, для чего: Переключатель режимов работы закрылков в положение РУЧНОЕ - установить Рукоятку ЗАКРЫЛКИ в одно из крайних положений (0° или 45°) в зависимости от требуемого направления перемещения закрылков - установить Рукоятку ЗАКРЫЛКИ при достижении требуемого угла (по указателю) из крайнего положения на требуемый угол - установить
3) При работе системы в режиме АВТ загорелось желтое светосигнальное табло РАССИНХ ЗАКРЫЛ и погасли светосигнальные табло ЗАКРЫЛ I П/К и ЗАКРЫЛ II П/К. Наблюдается рассогласование отклонения левых и правых закрылков по указателю. Самолет кренится	Свидетельствует о нарушении механической связи между закрылками. Дальнейшее управление закрылками невозможно. Штурвалом крен - парировать ЗАПРЕЩАЕТСЯ установка переключателя режимов работы закрылков в положение РУЧНОЕ и ВЫКЛ. Фактическое положение закрылков - определить В зависимости от фактического положения закрылков конфигурацию самолета для захода на посадку - определить При рассогласовании закрылков в положении, близком к 0° действие см. подр. 5.2

(прод.)

Проявление неисправности	Необходимые действия
(3а) В процессе выпуска (уборки) закрылков самолет начинает крениться. Отсутствует рассогласование в положении левых и правых закрылков по указателю	Свидетельствует о нарушении механической связи между трансмиссией и закрылком. В отсутствии рассогласования закрылков по указателю - убедиться Закрылки в положение, при котором начался крен - возвратить Переключатель режимов работы закрылков в положение ВЫКЛ - установить Колпачки переключателей ручного управления стабилизатором и предкрылками - открыть Управление стабилизатором и предкрылками в ручном режиме - производить
(3б) При перемещении рукоятки ЗАКРЫЛКИ из 0° на выпуск произошло страгивание с места и блокировка выпуска закрылков, загорелось желтое светосигнальное табло РАССИНХР ЗАКРЫЛ. Отсутствует крен и рассогласование в положении левых и правых закрылков по указателю	Свидетельствует о кратковременном заклинивании и затормаживании тормозов ТЭМ-4 (ТЭМ-5 *). В отсутствии рассогласования закрылков по указателю - убедиться Переключатель режимов работы закрылков: 1) в положение РУЧН - установить 2) через 15 – 20 с, необходимых для растормаживания, в положение АВТ - возвратить Управление закрылками в режиме АВТ и посадку по РЛЭ - продолжить
(3в) При перемещении рукоятки ЗАКРЫЛКИ на выпуск закрылки остались в убранном положении (по указателю), табло ЗАКРЫЛКИ I П/К и II П/К горят. Отсутствует крен и рассогласование левых и правых закрылков по указателю	Возможно кратковременное заклинивание тормоза ТЭМ-4 (ТЭМ-5 *) прав. (типа замерзание). В наличии давления в 1 и (или) 2 гидросистемах - убедиться Рукоятку ЗАКРЫЛКИ на фиксатор 0° - возвратить Рукоятку ЗАКРЫЛКИ через 2 – 3 с на фиксатор 15° - установить Если закрылки продолжают оставаться на месте, то повторите предыдущую операцию через 30 – 40 с. При необходимости можно сделать еще 2 – 3 попытки. После выпуска закрылков в положение 15° дальнейшее управление закрылками и посадку по РЛЭ - производить

* После выполнения доработки по бюллетеню.

(прод.)

Проявление неисправности	Необходимые действия
	Примечание. При резком страгивании закрылков возможна их блокировка с загоранием табло РАССИНХР ЗАКРЫЛ при отсутствии их рассогласования. В этом случае дальнейшее управление закрылками производить в соответствии с требованиями п.п. (3б)
(3г) При выпуске (уборке) закрылков загорается желтое светосигнальное табло РАССИНХР ЗАКРЫЛ, закрылки блокируются. Разница показаний левых и правых закрылков по указателю составляет 3 – 4 градуса. Крен самолета отсутствует	Свидетельствует о механическом отказе одного МКВ-41. В отсутствии крена самолета - убедиться Переключатель режимов работы закрылков в положение РУЧН - установить Через 15 – 20 с, необходимых для растормаживания, управление закрылками в ручном режиме - производить Положение закрылков по стрелке исправной части указателя - контролировать Примечание. Стрелка неисправной части указателя остается неподвижной
(4) Наблюдается замедленный выпуск (уборка) закрылков. После выпуска (уборки) закрылков может гореть зеленое светосигнальное табло ЗАКРЫЛ I П/К или ЗАКРЫЛ II П/К	Свидетельствует об отказе 1 или 2 гидросистемы. - Учитывать при взлете и на посадке увеличение (в два раза) продолжительности уборки (выпуска) закрылков. - При отказе гидросистемы 2 и включении электронасосной станции гидросистемы 2 выпуск (уборка) закрылков нормальный (нормальная)
(5) Закрылки не выпускаются (не убираются) как в автоматическом, так и в ручном режимах работы (контролируется по указателю). Зеленые светосигнальные табло ЗАКРЫЛ I П/К и ЗАКРЫЛ II П/К могут гореть	Свидетельствует об отказе двух гидросистем 1 и 2. - Включить электронасосную станцию гидросистемы 2 в соответствии с рекомендациями п. 8.4.3, при этом учитывать, что время выпуска закрылков увеличится вдвое. - В случае невозможности включения электронасосной станции гидросистемы 2 посадку производить с убранными закрылками. Переключатель рода работ установить в положение ВЫКЛ. Управление стабилизатором и предкрылками производить в ручном режиме

(прод.)

8.10.3.2. Неисправности в системе управления стабилизатором

Проявление неисправности	Необходимые действия
(1) Наблюдается замедленная перестановка стабилизатора (контролируется по указателю)	Свидетельствует об отказе одного канала управления стабилизатором. При взлете и на посадке учитывать увеличение (в два раза) продолжительности перестановки стабилизатора
(2) При отклонении стабилизатора стрелка указателя стабилизатора не перемещается, а светосигнальное табло СТАБИЛИЗ ВКЛЮЧ продолжает мигать	Свидетельствует о "заклинении" стабилизатора или разрегулировке механизма концевых выключателей. На взлете и при уходе на второй круг: Колпачок переключателя СТАБИЛИЗАТОР - открыть Переставлять стабилизатор ручным управлением не рекомендуется

(прод.)

Проявление неисправности	Необходимые действия
	На посадке: Колпачок переключателя СТАБИЛИЗАТОР – открыть. Переключатель СТАБИЛИЗАТОР в требуемое положение – установить (нажать). Убедившись, что в течение 3... 5 секунд с момента загорания зеленого светосигнального табло СТАБИЛИЗ. ВКЛЮЧ. стабилизатор не перемещается, установить (отпустить) переключатель СТАБИЛИЗАТОР в нейтральное положение. Дальнейшее управление стабилизатором невозможно, см. действия согласно подразделу 5.6.
(3) При отклонении стабилизатора стрелка указателя стабилизатора не перемещается, светосигнальное табло СТАБИЛ ВКЛЮЧ. не горит	Свидетельствует об отказе управления стабилизатором в совмещенном режиме. Стабилизатором в режиме ручного управления переключателем СТАБИЛИЗАТОР – управлять. Если в ручном режиме стабилизатор не перемещается, см. действия согласно подразделу 5.6.
(4) Стрелка указателя стабилизатора не перемещается или зашкаливает в ту или иную сторону, табло СТАБИЛ ВКЛЮЧ. на каждом этапе включения системы мигает не более 15 с, балансировочное положение РВ при этом находится в пределах широкой зеленой зоны шкалы (от плюс 3^{0} до минус 10^{0}), что свидетельствует о нормальной работе стабилизатора в совмещенном режиме управления	Свидетельствует об отказе указателя положения стабилизатора. На взлете: После уборки механизации в полетное положение убедиться, что стабилизатор занял полетное положение, для чего открыть колпачок переключателя СТАБИЛИЗАТОР и установить (нажать) переключатель в положение ПИКИР, светосигнальное табло СТАБИЛ ВКЛЮЧ. при этом не должно загораться. Вернуть (отпустить) переключатель СТАБИЛИЗАТОР в нейтральное положение и закрыть колпачком. Продолжать выполнение полетного задания. На посадке: Управлять механизацией в совмещенном режиме управления и контролировать перекладку стабилизатора по светосигнальному табло СТАБИЛ ВКЛЮЧ. и балансировочному положению РВ.
(5) При перемещении колонки управления стрелка РВ неподвижна или зашкаливает	Свидетельствует об отказе указателя РВ. Механизацией управлять в совмещенном режиме управления. Установку задатчика стабилизатора производить по расчетным данным центровки самолета. Скорость захода на посадку увеличить на 10 км/ч больше расчетной, если скорость полета не была увеличена по другим причинам (посадка с боковым ветром, при обледенении и т.д.).
(6) После проведения ручной корректировки положения стабилизатора на глиссаде и закрытия (ошибочно) колпачка переключателя СТАБИЛИЗАТОР, стабилизатор самопроизвольно перекладывается	Колпачок переключателя СТАБИЛИЗАТОР – открыть. Дальнейшее управление стабилизатором осуществлять в ручном режиме.

(прод.)

8.10.3.3. Неисправности в системе управления предкрылками

Проявление неисправности	Необходимые действия
(1) Продолжительность мигания светосигнального табло ПРЕДКР ВЫПУЩ при выпуске (уборке) предкрылков увеличена	Свидетельствует об отказе одного канала управления предкрылками. Учитывать при взлете и посадке увеличение в два раза продолжительности выпуска (уборки) предкрылков
(2) Система управления не функционирует в режиме совмещенного управления (контролируется по светосигнальному табло ПРЕДКР ВЫПУЩ)	Свидетельствует об отказе управления предкрылками в совмещенном режиме. Колпачок переключателя ПРЕДКРЫЛКИ - открыть Предкрылками управлять в ручном режиме переключателем ПРЕДКРЫЛКИ
(3) Система управления предкрылками не функционирует как в совмещенном, так и в ручном режиме управления	Переключатель ПРЕДКРЫЛКИ - в положение ВЫКЛ Колпачок оставить в открытом положении. Дальнейшее управление предкрылками невозможно
(4) Загорелось желтое светосигнальное табло РАС-СИНХР ПРЕДКРЫЛ. Возможен крен самолета	Свидетельствует о нарушении механической связи между предкрылками. Переход на ручное управление предкрылками ЗАПРЕЩАЕТСЯ. Управление предкрылками от рукоятки управления ЗАКРЫЛКИ невозможно. Система управления предкрылками в этом случае осуществляет автоматическую синхронизацию предкрылков, т.е. осуществляет слежение нормально работающего предкрылка за отказавшим. Управление самолетом при рассогласовании предкрылков на взлете и посадке осуществлять в соответствии с указаниями подр. 5.3
(5) При выпуске предкрылков светосигнальное табло ПРЕДКР ВЫПУЩ мигает 13 – 15 с и гаснет	Свидетельствует об отказе сигнализации выпущенного положения предкрылков. Управление предкрылками продолжить в совмещенном режиме
(6) При выпуске предкрылков загорается желтый светосигнализатор НЕИС-ПРАВНОСТЬ КАНАЛА СИНХР ПРЕДКР. Табло гаснет после уборки предкрылков. Табло ПРЕДКР ВЫПУЩ функционирует нормально	Свидетельствует о неисправности канала синхронизации предкрылков. Управление предкрылками продолжить в совмещенном режиме

(прод.)

8.I0.3.4. Неисправности систем управления механизацией крыла и стабилизатором в совмещенном режиме

Проявление неисправности	Необходимые действия
Закрылки или предкрылки, или стабилизатор не отклоняются от рукоятки управления ЗАКРЫЛКИ. Контролируется по указателям и сигнальным табло	Свидетельствует об отказе следящей системы. После взлета. Создать полетную конфигурацию, перейдя на ручное управление отказавшей системы: закрылками - согласно п. 8.I0.3.I (2); стабилизатором и предкрылками - согласно п. 8.I0.4.3. (3) и 8.I0.4.2 (3) соответственно, после чего переключатель СТАБИЛИЗАТОР (ПРЕДКРЫЛКИ) в нейтральное положение - установить колпачок переключателя - закрыть На посадке. Перейти на режим ручного управления согласно п.п. 8.I0.3.I (2), 8.I0.4.3 (3), 8.I0.4.2 (3). При уходе на второй круг. В случае неперестановки стабилизатора или неуборки закрылков или предкрылков, не переходя на ручное управление, в посадочной конфигурации выполнить повторный заход на посадку.

(прод)

8.I0.4. Краткое описание

8.I0.4.I. Управление закрылками

(I) Управление закрылками осуществляется электродистанционной двухканальной системой, обеспечивающей установку закрылков в положение, соответствующее положению рукоятки управления закрылками.
Рукоятка управления имеет 5 фиксированных положений 0, I5, 28, 36 и 45°.
Система обеспечивает два режима работы: автоматический (основной) и ручной.
Режимы работы системы определяются двумя положениями переключателя режимов: АВТ. и РУЧНОЕ.

Третье положение ВЫКЛ. предназначено для аварийной остановки системы. Переключатель режимов работы закрывается колпачком только в положении АВТ.
Режим ручного управления используется при отказе основного автоматического режима.
Для управления закрылками в ручном режиме рукоятка управления устанавливается при выпуске закрылков только на фиксатор 45, при уборке только на фиксатор 0.
При необходимости выпуска (уборки) закрылков в ручном режиме на промежуточный угол остановка системы при достижении требуемого угла обеспечивается установкой рукоятки управления на ближайший к требуемому углу фиксатор.
Все органы управления закрылками размещены на верхнем электрощитке пилотов, рис. 8.I0.4.I.

(2) Исполнительным элементом электродистанционной системы является электрогидравлический привод, работающий от двух независимых гидросистем I и 2.

(3) Продолжительность полного выпуска или уборки закрылков - I8-23 с.
В случае отказа одной гидросистемы или одного канала следящей системы продолжительность выпуска (уборки) закрылков увеличивается вдвое.
Контроль положения закрылков осуществляется по двухстрелочному указателю, кроме того, при работе привода закрылков горят два зеленых светосигнальных табло ЗАКРЫЛ. I П/К и ЗАКРЫЛ. II П/К, рис. 8.I0.4.I, которые предназначены для дополнительного контроля работоспособности системы и определения вида некоторых неисправностей при её отказах.
Во избежание взлета самолета с убранными закрылками или выпущенными не на взлетный угол при установке всех РУД в положение взлетного режима срабатывает звуковая сигнализация (непрерывно звучит сирена) и мигает красное светосигнальное табло К ВЗЛЕТУ НЕ ГОТОВ.

(4) Система управления закрылками в автоматическом и ручном режимах работы предусматривает совместную работу с системами управления предкрылками и стабилизатором. Подключение систем управления стабилизатором и предкрылками к системе управления закрылками осуществляется закрытием колпачков на переключателях ручного управления стабилизатором и предкрылками, а отключение - открытием колпачков. Управление указанными системами в совмещенном режиме осуществляется одной рукояткой ЗАКРЫЛКИ.

(прод.)

(5) При нарушении механической связи между закрылками и появлении рассогласования между ними система обеспечивает в автоматическом режиме управления отключение привода и включение электромеханических тормозов, установленных на концах трансмиссии закрылков, которые, срабатывая, стопорят закрылки, предотвращая их опасное рассогласование, при этом загорается желтое светосигнальное табло РАССИНХР. ЗАКРЫЛК.

Электропитание системы осуществляется от левой и правой сетей постоянного тока 27 В и переменного тока 36 В 400 Гц, от левых сетей I и II/К, от правых – II и II/К. При полете с обесточенными электросетями система работает от аккумуляторов только в ручном режиме и функционирует указатель положения закрылков.

(6)* Система управления закрылками в основном режиме управления обеспечивает на пробеге после посадки при включении реверса тяги обоих двигателей и выпуска внутренних интерцепторов автоматическую уборку закрылков из посадочного положения $45^{\circ}(36^{\circ})$ в положение 28°, рукоятка ЗАКРЫЛКИ при этом остается на фиксаторе 45° (36°).

8.10.4.2. Управление предкрылками

(1) Выпуск и уборка предкрылков осуществляется электромеханической системой с приводом от электромеханизма с двумя электродвигателями, каждый из которых имеет независимый канал управления.

Продолжительность выпуска или уборки предкрылков – 13–15 с. При отказе одного канала управления или одного электродвигателя работоспособность системы сохраняется, при этом продолжительность выпуска или уборки предкрылков увеличивается вдвое.

Управление предкрылками осуществляется в совмещенном или ручном режимах.

Режим управления определяется положением колпачка переключателя ручного управления предкрылками.

При закрытом колпачке включены цепи совмещенного управления и выключены цепи ручного управления, а при открытом колпачке выключены цепи совмещенного управления и включены цепи ручного управления.

Переключение цепей осуществляется концевыми выключателями, которые нажимаются и отпускаются колпачком при его открытии и закрытии.

(2) Управление предкрылками в совмещенном режиме управления осуществляется рукояткой управления ЗАКРЫЛКИ. Согласованные положения предкрылков приведены в табл. 8.10.1.

(3) Управление предкрылками в ручном режиме производится независимо от положения закрылков установкой переключателя ПРЕДКРЫЛКИ из положения ЗАКР в положение ВЫПУСК или УБОРКА.

Переключатель закрывается колпачком только в положении ЗАКР.

(4) Положение предкрылков контролируется по зеленому светосигнальному табло ПРЕДКР. ВЫПУЩ., которое:

– в убранном положении предкрылков не горит;

* На самолетах оборудованных ступенчатым управлением реверсом тяги и системой автоматического управления механизацией крыла на посадке.

(прод)

- в промежуточном положении предкрылков и при работе привода предкрылков мигает;
- в выпущенном положении предкрылков горит.

Во избежание взлета самолета с невыпущенными предкрылками при установке РУД в положение взлетного режима срабатывает звуковая сигнализация (непрерывно звучит сирена) и мигает светосигнальное табло К ВЗЛЕТУ НЕ ГОТОВ.

(5) При нарушении механической связи между левым и правым предкрылками и появлении рассогласования между ними система обеспечивает в совмещенном режиме управления автоматическое включение режима синхронизации.

В режиме синхронизации осуществляется автоматическое слежение нормально работающего предкрылка за отказавшим. При появлении рассогласования загорается желтое светосигнальное табло РАССИНХР ПРЕДКРЫЛ, которое продолжает гореть и после устранения рассогласования. При этом управление предкрылками от рукоятки управления закрылками отключается.

Канал синхронизации предкрылков имеет встроенный контроль, который при отказе канала в работе выдает сигнал на загорание желтого светосигнализатора НЕИСПРАВНОСТЬ КАНАЛА СИНХР ПРЕДКР.

Для контроля исправности канала синхронизации предкрылков в наземных условиях в кабине экипажа установлен желтый светосигнализатор НЕИСПРАВНОСТЬ КАНАЛА СИНХР ПРЕДКР.

Размещение органов управления показано на рис. 8.10.4.2.

Электропитание электромеханизма ЭПВ-8П осуществляется от сети переменного тока 200 В из левой панели генераторов мотор № 1, из правой панели генераторов мотор № 2, а цепи управления ими соответственно от левой и правой сетей постоянного тока 27 В. При обесточенном самолете и питании сети от аккумуляторов система не работает.

8.10.4.3. Управление стабилизатором

(1) Перестановка стабилизатора осуществляется электромеханической системой с приводом от электромеханизма с двумя электродвигателями, каждый из которых имеет независимый канал управления.

Продолжительность перестановки стабилизатора из полетного положения 0° во взлетное 3° – 15 с, из полетного 0° в посадочное 5,5° – 27 с. При отказе одного канала управления или одного электродвигателя работоспособность системы сохраняется, при этом продолжительность перестановки стабилизатора увеличивается вдвое.

(прод.)

Управление стабилизатором осуществляется в совмещенном или ручном режиме. Режим управления определяется положением колпачка переключателя ручного управления стабилизатором. При закрытом колпачке включены цепи совмещенного управления и выключены цепи ручного управления, а при открытом колпачке выключены цепи совмещенного управления и включены цепи ручного управления. Переключение цепей управления осуществляется концевыми выключателями, которые нажимаются и отпускаются колпачком при его открытии и закрытии.

Для перехода на режим ручного управления стабилизатором необходимо колпачок переключателя СТАБИЛИЗАТОР открыть до фиксированного положения.

Для перехода на режим совмещенного управления стабилизатором необходимо установить переключатель СТАБИЛИЗАТОР в нейтральное положение, снять колпачок с фиксатора нажатием до отказа кнопки-фиксатора и закрыть колпачок. Переключатель закрывается колпачком только при нейтральном положении.

(2) Управление стабилизатором в совмещенном режиме осуществляется рукояткой ЗАКРЫЛКИ.

Углы установки стабилизатора зависят от положения переключателя ЗАДАТЧИК СТАБИЛИЗАТОРА. В зависимости от центровки самолета переключатель ЗАДАТЧИК СТАБИЛИЗАТОРА устанавливать в одно из трех положений, каждое из которых имеет цветную маркировку:

П - передняя центровка, зеленая метка;
С - средняя центровка, черная метка;
З - задняя центровка, желтая метка.

Переключатель ЗАДАТЧИК СТАБИЛИЗАТОРА размещен рядом с переключателем СТАБИЛИЗАТОР на козырьке средней приборной доски пилотов.

(3) Управление стабилизатором в ручном режиме (колпачок переключателя открыт) производится во всем диапазоне рабочих углов от 0 до 5,5° независимо от положения закрылков установкой переключателя ручного управления в положение КАБРИР. или ПИКИР. При установке переключателя СТАБИЛИЗАТОР в положение КАБРИР. стабилизатор перекладывается в положение 5,5°, а при установке в положение ПИКИР. - в положение 0°. Для остановки стабилизатора в любом промежуточном положении переключатель установить в нейтральное положение при подходе стрелки указателя стабилизатора к заданному значению угла. На самолетах с нажимным переключателем СТАБИЛИЗАТОР перемещение стабилизатора в заданное положение производится нажатием и удерживанием в положении КАБРИР. или ПИКИР. При достижении требуемого положения стабилизатора переключатель отпустить.

Переключатель ручного управления стабилизатором установлен на козырьке средней приборной доски пилотов.

(4) Контроль положения стабилизатора осуществляется по совмещенному указателю положения стабилизатора и руля высоты.

Совмещенный указатель имеет цветную маркировку как на шкале РВ, так и на шкале стабилизатора. Цветную маркировку на шкале РВ использовать для определения необходимого положения переключателя ЗАДАТЧИК СТАБИЛИЗАТОРА при заходе на посадку и контроля допустимых отклонений РВ при снижении на глиссаде.

(прод.)

Цветная маркировка шкалы указателя стабилизатора соответствует цветной маркировке положений переключателя ЗАДАТЧИК СТАБИЛИЗАТОРА, при этом это соответствие (т.е. нахождение стрелки указателя стабилизатора на соответствующих цветных отметках шкалы) имеет место только при посадочной конфигурации самолета (закрылки выпущены на 36 или 45°). Кроме того, при работе привода стабилизатора мигает зеленое светосигнальное табло СТАБИЛ ВКЛЮЧ., которое предназначено для дополнительного контроля работоспособности системы и определения вида некоторых неисправностей при ее отказах. Совмещенный указатель и светосигнальное табло установлены на средней приборной доске пилотов.

(5) Совмещенный режим является основным режимом управления стабилизатором. В зависимости от угла выпуска закрылков, а также от положения переключателя ЗАДАТЧИК СТАБИЛИЗАТОРА, стабилизатор автоматически занимает согласованные положения, см. табл. 8.10.1.

(6) Перед полетом потребное положение переключателя ЗАДАТЧИК СТАБИЛИЗАТОРА определять по расчетным данным центровки самолета, а перед посадкой по цвету узкого сектора шкалы, в котором находится стрелка указателя РВ при сбалансированном положении самолета по тангажу в горизонтальном полете на высоте круга (400 - 600 м) и скорости полета 400 км/ч.

Переключатель ЗАДАТЧИК СТАБИЛИЗАТОРА перед полетом устанавливать в одно из положений З, С, П по таблице 8.10.1, а в полете в одно из этих положений, цветная метка которого соответствует цвету сектора шкалы РВ, определенному по стрелке указателя РВ, при этом:

- если стрелка указателя РВ находится в узкой части зеленой зоны шкалы - против зеленой метки, т.е. П;
- если стрелка указателя РВ находится в желтой зоне шкалы - против желтой метки, т.е. З;
- если стрелка указателя РВ находится в нерасцвеченной черной зоне шкалы (между узкой зеленой и желтой зонами) - против черной метки, т.е. С;
- если стрелка указателя РВ находится на границе цветных зон - в одно из положений, соответствующее цвету граничных зон, по усмотрению КВС.

Зеленая зона шкалы указателя положения РВ состоит из двух частей: широкой и узкой.

Широкая часть зеленой зоны обозначает зону допустимых отклонений РВ при снижении по глиссаде.

Если после выхода самолета на равносигнальную линию глиссады стрелка указателя РВ вышла за пределы широкой части зеленой зоны, необходимо выполнить корректировку положения стабилизатора.

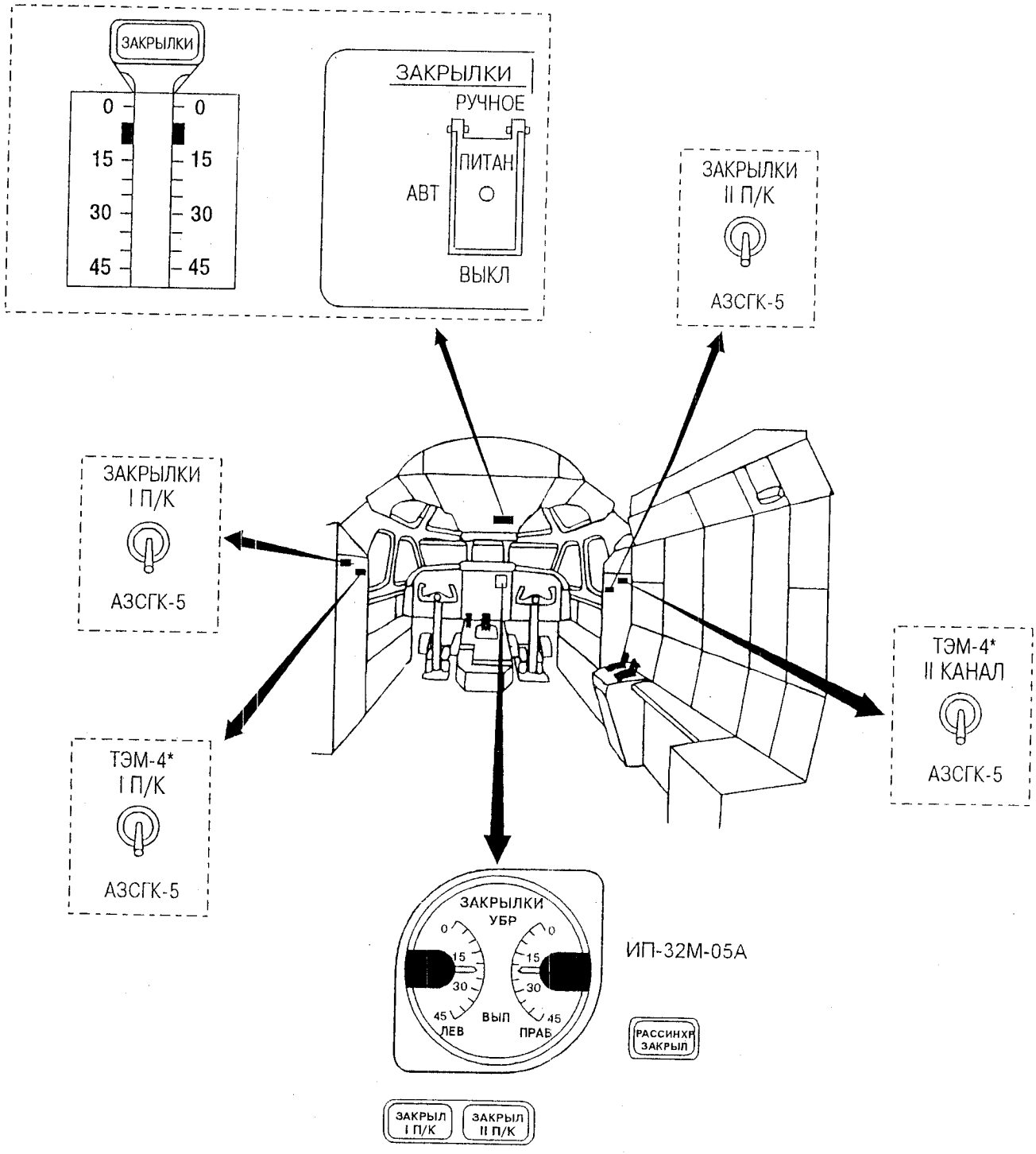
При уходе стрелки указателя РВ выше широкой части зеленой зоны стабилизатор необходимо перевести на кабрирование, при уходе ниже широкой части зеленой зоны – на пикирование.

Корректировка положения стабилизатора на кабрирование может быть произведена в совмещенном режиме управления переводом переключателя ЗАДАТЧИК СТАБИЛИЗАТОРА в положение более передней центровки (на себя) или в ручном режиме переключателем СТАБИЛИЗАТОР. Корректировка на пикирование может быть произведена только в ручном режиме переключателем СТАБИЛИЗАТОР. Размещение органов управления показано на рис. 8.10.4.3.

(7) Электропитание электромеханизма МУС-3 осуществляется от сети переменного тока 200 В, мотор № 1 из панели генераторов левой, мотор № 2 из панели генераторов правой, а цепи их управления соответственно от левой и правой сетей постоянного тока 27 В. Указатель положения стабилизатора и РВ – от левых сетей постоянного тока 27 В и переменного тока 36 В.

Светосигнальные табло стабилизатора и предкрылков питаются от левой сети постоянного тока 27 В и защищены одним общим автоматом АЗС ПРЕДКРЫЛКИ СИГНАЛИЗ. При питании бортсети от аккумуляторов система управления стабилизатором не работает.

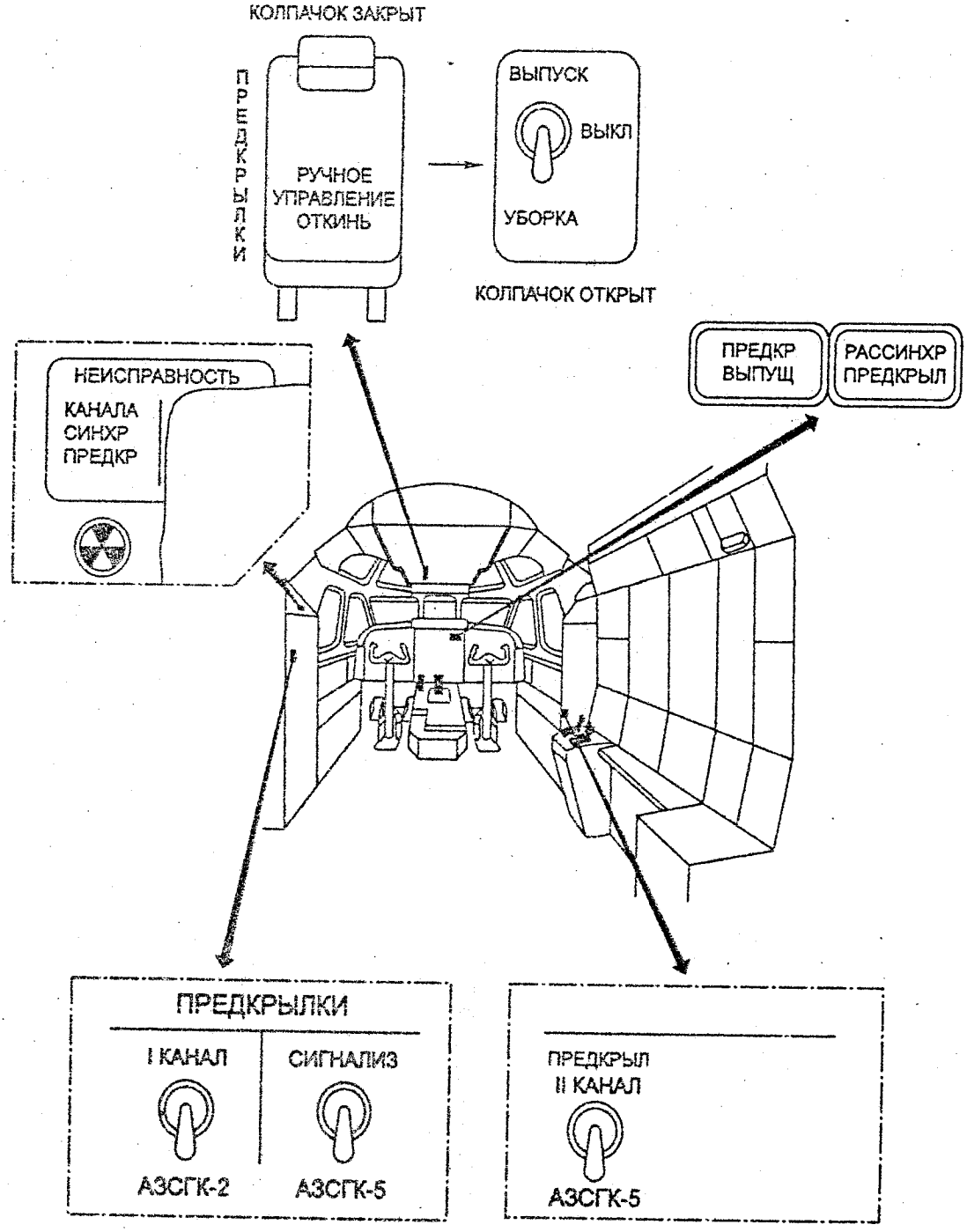
(прод.)



* ТЭМ-5 - после выполнения доработки по бюллетеню.

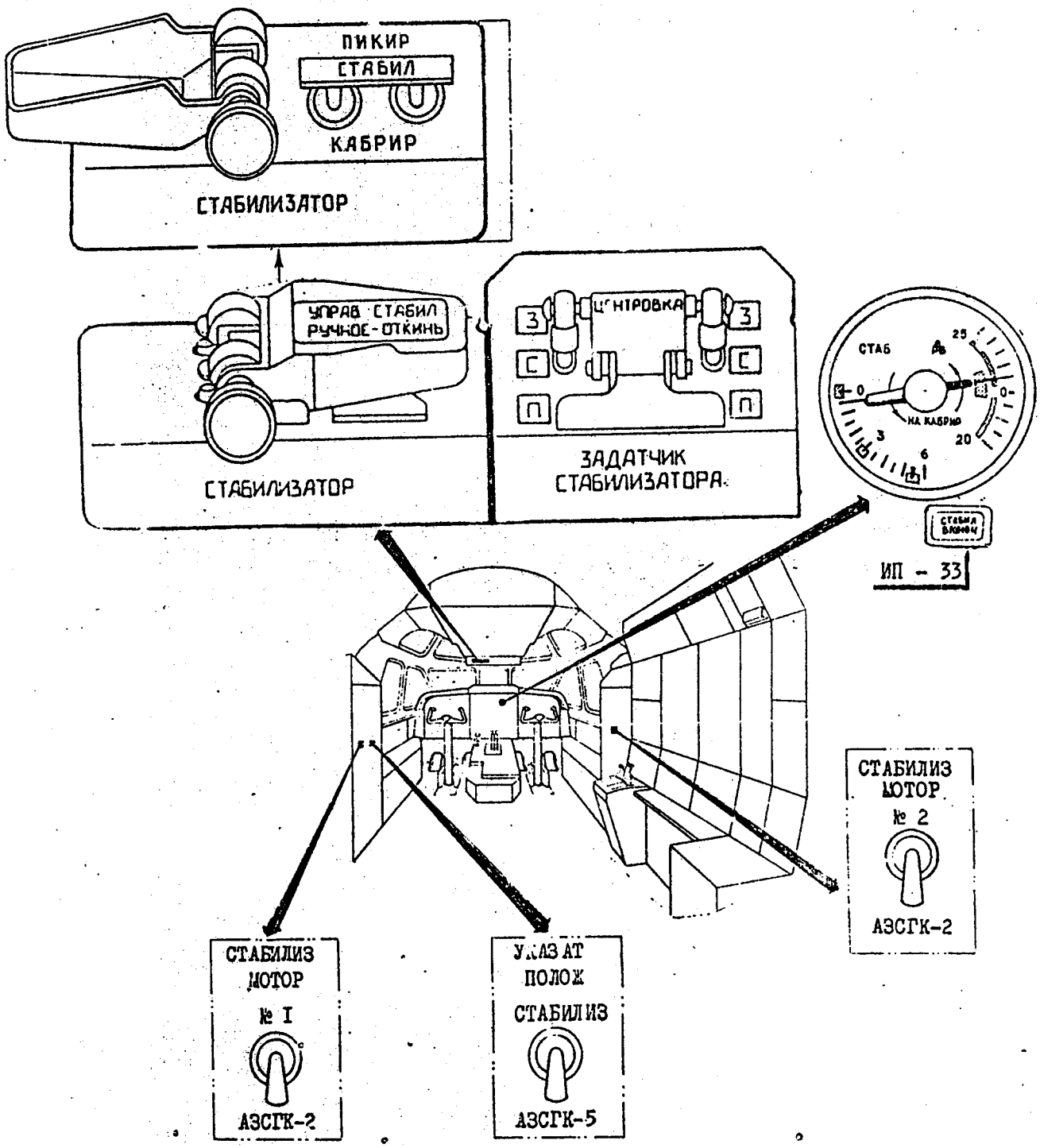
Органы управления закрылками
Рис. 8.10.4.1

(прод.)



Органы управления предкрылками
Рис. 8.10.4.2

(прод.)



Органы управления стабилизатором

Рис. 8.I0.4.3.

-oOo-

Ту-154М

Подраздел 8.11

КОНДИЦИОНИРОВАНИЕ ВОЗДУХА

8.II. КОНДИЦИОНИРОВАНИЕ ВОЗДУХА

8.II.I. Эксплуатационные ограничения

Наименование параметра	Единица измерен.	Миним.	Норм.	Макс.
(I) Температура воздуха в кабине экипажа, I и II салонах	°С	-	I8...22	-
(2) Температура воздуха в трубопроводе	°С			
- КАБИНА ЭКИПАЖА		-I0 на земле; +5 в полете	+5...+55	+70
- САЛОН I			+5...+55	+70
- САЛОН II			+5...+55	+70
- ЛЕВ. МАГ			+5...+40	+70
- ПРАВ. МАГ			+5...+40	+70
- ОБОГРЕВ ДВЕРЕЙ			+80	+I00
Расход воздуха в левой и правой магистралях	Условн. ед. *	4	6-8	9

* Одна условная единица равна у земли 330 кг/ч, на высоте I2000 м - 300 кг/ч

(прод)

8.11.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Перед запуском двигателя ВСУ или перед кондиционированием от наземного кондиционера	Все автоматы защиты сети системы кондиционирования	- включить
	Выключатель СРДЖ ЭЖЕКТИР (по самолет № 85614)	- ВЫКЛ. Закрыт колпачком
	Переключатели КРАНЫ ОТБОРА ВОЗДУХА ДВИГАТЕЛЬ 1, 2, 3	- закрыты
	Три желтых светосигнализатора ОТБОР ВЫКЛ	- горят
	Выключатель АРД СБРОС ДАВЛ	- ВЫКЛ. Закрыт колпачком, опломбирован
	Переключатели ПСВП	- выключены, закрыты колпачками
	Переключатель ПЕРЕКР ОБОГРЕВА	- выключен, закрыт колпачком
	Переключатель НАЗЕМНОЕ КОНДИЦИОНИР	- выключен, закрыт колпачком
	Переключатель УСКОРЕННЫЕ РЕЖИМЫ	- в нейтральном положени, под колпачком
	Переключатели КРАНЫ НАДДУВА ЛЕВЫЙ, ПРАВЫЙ: - по самолет № 85628*	- закрыты
	- с самолета № 85629	- нажать и удерживать в нижнем положении не менее 8 с
	Задатчики ЛЕВ МАГИСТРАЛЬ, ПРАВ МАГИСТРАЛЬ, КАБИНА ЭКИПАЖА, САЛОН I, САЛОН II	- в положении 20
	Выключатель ОБОГРЕВ АРД	- выключен
	Выключатель ОБОГРЕВ ДВЕРЕЙ	- выключен
	Форточка кабины экипажа	- открыта
	Переключатель ТХ ВВР ЛЕВАЯ МАГИСТРАЛЬ, ТХ ВВР ПРАВАЯ МАГИСТРАЛЬ, САЛОН I, САЛОН II, КАБИНА ЭКИПАЖА	- в положении АВТ
	Выключатель питания t° ХВ ОТСЕКА	- в положении СИГНАЛ
	Кнопку ПРОВЕРКА ЛАМП	- нажать

* До выполнения доработки по установке нажимных переключателей.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Светосигнализаторы МАГИСТР ПРАВ ПРЕВЫШ ДАВЛ; МАГИСТР ЛЕВ ПРЕВЫШ ДАВЛ; ОТКАЗ ОТБОРА (3 шт.); ОТБОР ВЫКЛ (3 шт.); ПЕРЕГРЕВ – загорятся Кнопка t ХВ ОТСЕКА, КОНТРОЛЬ СИГНАЛ № 1 и № 2 – поочередно нажать, в обоих случаях должен загореться светосигнализатор t ХВ ОТСЕКА ВЕЛИКА Дать команду Б/П о выключении вентиляции кухни и туалетов
(2) Кондиционирование ГК на земле	(а) От наземного кондиционера: К моменту посадки пассажиров в зависимости от температуры наружного воздуха обогреть или охладить ГК, для чего: Рукав наземного кондиционера к самолетному штуцеру – присоединить

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
	Форточка кабины экипажа	– открыта
	Дверь в кабину экипажа	– открыть
	Переключатель НАЗЕМНОЕ КОНДИЦИОНИРОВАНИЕ	– включить
	Подачу воздуха от наземного кондиционера	– открыть
	По окончании работ переключатель НАЗЕМНОЕ КОНДИЦИОНИРОВАНИЕ	– выключить
	Рукав наземного кондиционера от самолетного штуцера	– отсоединить
	(б) От ВСУ	
	Форточка кабины экипажа	– открыта
	Дверь кабины экипажа	– открыть
	ВСУ	– запустить
	Убедиться, что переключатели и выключатели находятся в положениях, указанных в п. (I).	
	Переключатель ОТБОР ВОЗДУХА от ВСУ	– нажать в положение ОТБОР ВОЗДУХА на 7–8 с (как указано в 8.2.2 (5)
	Выключатель СРД ЭЖЕКТИР (по самолет № 85614)	– в положение СРД, закрыть колпачком
	В жаркое время года до посадки пассажиров охладить ГК, для чего:	
	Переключатель УСКОРЕННЫЕ РЕЖИМЫ	– установить в положение ОХЛАЖДЕНИЕ ГК

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Переключатели КРАНЫ НАДДУВА поочередно сначала ЛЕВЫЙ затем ПРАВЫЙ:
	- по самолет № 85614 (723) — установить в верхнее положение не ранее чем через 1 мин после открытия крана отбора воздуха от ВСУ
	- с самолета № 85615 (731) по самолет № 85628 (757)* — установить в верхнее положение
	- с самолета № 85629 (758), а также для самолетов № 85109 (790), 85136 (791), 85171 (893), 85185 (894), 85187 (919) — нажать и удерживать в верхнем положении не менее 8 с
	Расход воздуха — контролировать. Плавно увеличивается до 6 ... 8 ед.
	Переключатель t° ВОЗДУХА В ТРУБОПРОВОДЕ последовательно в положения: ПРАВ МАГ, ЛЕВ МАГ, САЛОН II, САЛОН I, ЭКИП — установить и контролировать температуру
	Примечание. Для повышения эффективности охлаждения ГК разрешается проводить наземное охлаждение при одновременном отборе от наземного кондиционера и бортовой ВСУ, при этом переключатель КРАНЫ НАДДУВА ПРАВЫЙ необходимо перевести в положение ЗАКРЫТ.
	После понижения температуры в ГК на 8 – 10 °С ниже окружающей:
	Переключатель УСКОРЕННЫЕ РЕЖИМЫ — установить в нейтральное положение. Закрыть колпачком

* До выполнения доработки по установке нажимных переключателей.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	При tнв ниже минус 15 °С до посадки пассажиров прогреть ГК, для чего:
	Переключатель УСКОРЕННЫЕ РЕЖИМЫ — установить в положение ПРОГРЕВ ГК
	Переключатели КРАНЫ НАДДУВА поочередно сначала ЛЕВЫЙ затем ПРАВЫЙ:
	- по самолет № 85614 (723) — установить в верхнее положение не ранее чем через 1 мин после открытия крана отбора воздуха от ВСУ
	- с самолета № 85615 (731) по самолет № 85628 (757)* — установить в верхнее положение
	- с самолета № 85629 (758), а также для самолетов № 85109 (790), 85136 (791), 85171 (893), 85185 (894), 85187 (919) — нажать и удерживать в верхнем положении не менее 8 с
	Расход воздуха — контролировать. Плавно увеличивается до 6 ... 8 ед.
	Переключатель t° ВОЗДУХА В ТРУБОПРОВОДЕ — установить последовательно в положения ПРАВ МАГ, ЛЕВ МАГ и контролировать. Не должна превышать 70 °С
	ВНИМАНИЕ. При загорании желтого светосигнализатора ПЕРЕГРЕВ установкой переключателя t° ВОЗДУХА В ТРУБОПРОВОДЕ последовательно во все положения, определить в каком из трубопроводов произошел заброс температуры выше 80 °С, нажать импульсами соответствующий переключатель в положение ХОЛ до понижения температуры в трубопроводах до 70 °С.

* До выполнения доработки по установке нажимных переключателей.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	После повышения температуры в ГК до 15° С: Переключатель УСКОРЕННЫЕ РЕЖИМЫ – установить в нейтральное положение. Закрыть колпачком (в) Перед запуском двигателей: Переключатели КРАНЫ НАДДУВА поочередно сначала ЛЕВЫЙ затем ПРАВЫЙ: – по самолет № 85628 * – установить в положение ЗАКРЫТ до уменьшения расхода воздуха по указателям до 0 – с самолета № 85629 – нажать и удерживать в нижнем положении не менее 8 с до уменьшения расхода воздуха по указателю до 0 ПРИМЕЧАНИЕ. При температуре наружного воздуха 0° С и ниже, за 20–30 мин до запуска двигателей, при работающей ВСУ переключатель ОБОГРЕВ АРД – ВЫК установить в положение ОБОГРЕВ АРД, а непосредственно перед запуском двигателей – в положение ВЫКЛ. (г) После запуска двигателей: Форточку кабины экипажа – закрыть Переключатели КРАНЫ НАДДУВА поочередно сначала ЛЕВЫЙ затем ПРАВЫЙ: – по самолет № 85614 – установить в верхнее положение не ранее чем через 1 мин после открытия крана отбора воздуха от ВСУ – с самолета № 85615 по самолет № 85628 * – установить в верхнее положение после того, как давление в кабине (при отборе воздуха от ВСУ) установится постоянным (стрелка вариометра на 0) – с самолета № 85629 – нажать и удерживать в верхнем положении не менее 8 с после того, как давление в гермокабине (при отборе воздуха от ВСУ) установится постоянным (стрелка вариометра на 0)

* До выполнения доработки по установке нажимных переключателей

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Расход воздуха – контролировать. Плавно увеличивается до 6...8ед.
	Скорость изменения давления в кабине – контролировать. Не должна превышать 3 м/с
	При необходимости прогреть или охладить ГК в процессе буксировки или руления:
	Переключатель УСКОРЕННЫЕ РЕЖИМЫ – установить в положение ПРОГРЕВ или ОХЛАЖДЕНИЕ (в зависимости от температуры наружного воздуха)
	ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ "УСКОРЕННЫЕ РЕЖИМЫ – ПРОГРЕВ ГК" ИСПОЛЬЗОВАТЬ ТОЛЬКО ПРИ $t_{н.в}$ НИЖЕ $-15^{o}C$.
	Переключатель t^{o} ВОЗДУХА В ТРУБОПРОВОДЕ – последовательно установить в положение ПР МАГ, ЛЕВ МАГ и контролировать температуру. При прогреве не должна превышать $70^{o}C$.
	Переключатель САЛОН I, САЛОН II – контролировать t^{o} воздуха
	Температуру в кабине экипажа – контролировать
	После прогрева или охлаждения ГК:
	Переключатель УСКОРЕННЫЕ РЕЖИМЫ – установить в нейтральное положение, закрыть колпачком
	Система кондиционирования должна работать от ВСУ как при посадке пассажиров, так и при рулении или буксировке самолета на старт.
	П р и м е ч а н и е. СКВ может работать от ВСУ также и в полете до высоты 3000 м при отсутствии обледенения.
(3) На предварительном старте	До выключения ВСУ (при работающих двигателях):
	Переключатели КРАНЫ ОТБОРА ВОЗДУХА ДВИГАТЕЛИ, № I и № 3 – установить последовательно во включенное положение, желтые светосигнализаторы ОТБОР ВЫКЛ данных двигателей должны погаснуть
	Переключатель ОТБОР ВОЗДУХА ОТ ВСУ – нажать в положение ЗАКР на 8 с
	Переключатель КРАНЫ ОТБОРА ВОЗДУХА ДВИГАТЕЛИ, № 2 – установить во включенное положение, желтый светосигнализатор ОТБОР ВЫКЛ двигателя № 2 должен погаснуть

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Для улучшения воздухообмена туалетов и кухни в полете рекомендуется включать системы их вентиляции, для чего дать команду Б/П о включении вентиляции кухни и туалетов.
	После выполнения вышеперечисленных операций система кондиционирования управляется автоматически на всех режимах полета, включая снижение. Если СКВ работала от ВСУ на взлете, то переход на работу от маршевых двигателей осуществляется аналогично изложенному до высоты 3000 м после перевода их со взлетного режима на номинальный.
	П р и м е ч а н и е. При температуре наружного воздуха $t_н \geqslant 25^{\circ}C$ отбор воздуха на СКВ при взлете необходимо производить от двух двигателей: первого (левого) и второго (среднего), а работать только одной (левой) магистралью наддува, для чего:
	Переключатель КРАНЫ ОТБОРА ВОЗДУХА ДВИГАТЕЛИ, № I (левый) - установить во включенное положение, желтый светосигнализатор ОТБОР ВЫКЛ двигателя № I должен погаснуть
	Переключатель ОТБОР ВОЗДУХА ОТ ВСУ - нажать в положение ЗАКР на 8 с
	Переключатель КРАНЫ ОТБОРА ВОЗДУХА ДВИГАТЕЛИ, № 2 (средний) - установить во включенное положение, желтый светосигнализатор ОТБОР ВЫКЛ двигателя № 2 должен погаснуть
	Переключатель КРАНЫ НАДДУВА, ПРАВЫЙ:
	- по самолет № 85628* - установить в положение ЗАКРЫТ
	- с самолета № 85629 - нажать и удерживать в нижнем положении не менее 8 с (до уменьшения расхода воздуха по указателю до 0).
	ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: I. НЕ ДОПУСКАЕТСЯ: - ИСПОЛЬЗОВАТЬ В ПОЛЕТЕ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ "УСКОРЕННЫЕ РЕЖИМЫ - ОХЛАЖДЕНИЕ ГК"; - УСТАНАВЛИВАТЬ В ПОЛЕТЕ НА ЗАДАТЧИКАХ "ЛЕВ ПРАВ МАГИСТРАЛЬ" ТЕМПЕРАТУРУ НИЖЕ $+5^{\circ}C$. 2. ПРИ УСТАНОВКЕ В ПОЛЕТЕ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЯ "ЛЕВ ПРАВ МАГИСТРАЛЬ" В ПОЛОЖЕНИЕ ХОЛ НЕ ДОПУСКАТЬ ПОНИЖЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ В МАГИСТРАЛЯХ НИЖЕ $+5^{\circ}C$ (КОНТРОЛЬ ПО УКАЗАТЕЛЮ t° ВОЗДУХА В ТРУБОПРОВОДЕ)
	На высоте 500 м после перевода двигателей со взлетного на номинальный режим:
	Переключатель КРАНЫ ОТБОРА ВОЗДУХА ДВИГАТЕЛИ, № 3 (правый) - установить во включенное положение, желтый светосигнализатор ОТБОР ВЫКЛ двигателя № 3 должен погаснуть.

*) До выполнения доработки по установке нажимных переключателей.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Переключатель КРАНЫ НАДДУВА, ПРАВЫЙ:
	– по самолет № 85628* – установить в верхнее (открытое) положение,
	– с самолета № 85629 – нажать и удерживать в верхнем положении не менее 8 с.
(4) На снижении и посадке	При отрицательных температурах наружного воздуха на земле (с момента начала снижения с эшелона до полного останова двигателей) выполнять снижение с включенной системой обогрева дверей, для чего:
	Выключатель ОБОГРЕВ ДВЕРЕЙ – установить во включенное положение.
	Примечание. В случае накопления большого слоя льда и инея (2...3 мм) на замках и проемах дверей разрешается включать систему обогрева дверей на любом участке полета до полного удаления льда и инея.
	На снижении с высоты 3000 м разрешается производить кондиционирование гермокабины от работающей ВСУ, для чего:
	Переключатель КРАНЫ ОТБОРА ВОЗДУХА ДВИГАТЕЛИ, № 2 (средний) – установить в выключенное положение, желтый светосигнализатор ОТБОР ВЫКЛ двигателя № 2 должен загореться
	Переключатель ОТБОР ВОЗДУХА ОТ ВСУ – нажать в положение ОТБОР ВОЗДУХА на 7 – 8 с
	Переключатели КРАНЫ ОТБОРА ВОЗДУХА ДВИГАТЕЛИ, № 1 и № 3 – установить последовательно в выключенное положение, желтые светосигнализаторы ОТБОР ВЫКЛ данных двигателей должны загореться.
(5) Перед оставлением самолета на стоянке	Переключатель КРАНЫ НАДДУВА, ЛЕВЫЙ:
	– по самолет № 85628* – установить в закрытое положение (до уменьшения расхода воздуха по указателю до 0),
	– с самолета № 85629 – нажать и удерживать в нижнем положении не менее 8 с (до уменьшения расхода воздуха по указателю до 0).
	Переключатель КРАНЫ НАДДУВА, ПРАВЫЙ:
	– по самолет № 85628* – установить в закрытое положение (до уменьшения расхода воздуха по указателю до 0),
	– с самолета № 85629 – нажать и удерживать в нижнем положении не менее 8 с (до уменьшения расхода воздуха по указателю до 0).
	Выключатель ОБОГРЕВ ДВЕРЕЙ – установить в положение ВЫКЛ
	Переключатели КРАНЫ ОТБОРА ВОЗДУХА ДВИГАТЕЛИ, № 1, № 2, № 3 – установить поочередно в положение ВЫКЛЮЧЕНО. Контролировать загорание светосигнализаторов ОТБОР ВЫКЛ.
	Выключатель СРД ЭЖЕКТИР (по самолет № 85614) – установить в выключенное положение
	Дать команду Б/П о выключении вентиляции кухни и туалетов.
	Форточку кабины экипажа перед открытием дверей пассажирских салонов – открыть.
	Примечание. Для выравнивания давления в ГК с атмосферным пользоваться переключателем "АРД СБРОС ДАВЛ" НЕ РЕКОМЕНДУЕТСЯ.

*) До выполнения доработки по установке нажимных переключателей.

(прод.)

8.II.3. Неисправности

Проявление неисправности	Необходимые действия
(I) Пожар двигателя. Сработала противопожарная сигнализация	Выключатель КРАНЫ ОТБОРА ВОЗДУХА этого двигателя – установить в положение ЗАКРЫТО. Действовать в соответствии с подр. 6.2
(2) Попадание дыма в гермокабину	Поочередным закрытием кранов отбора воздуха от двигателей определить от какого двигателя поступает дым, закрыть кран отбора воздуха от неисправного двигателя. Если не удалось определить от какого двигателя поступает дым, закрыть все краны отбора воздуха от двигателей и действовать в соответствии с подразделом 6.3.
(3) Горят красный светосигнализатор ОТКАЗ ОТБОРА и желтый ОТБОР ВЫКЛ	Соответствующий переключатель КРАН ОТБОРА ВОЗДУХА ДВИГАТЕЛИ I, 2, 3 – установить в положение ЗАКРЫТЫ. После погасания красного светосигнализатора этот выключатель установить во включенное положение, при этом должен погаснуть желтый светосигнализатор. Если через некоторое время снова произойдет загорание красного и желтого светосигнализаторов, перевести соответствующий выключатель в положение ЗАКРЫТЫ и продолжать полет без отбора воздуха от этого двигателя.
(4) Расход воздуха по магистралям значительно меньше необходимого на данном режиме полета	Колпачок переключателя ПСВП соответствующей магистрали – открыть и перевести переключатель в положение ВЫКЛ Переключатель КРАНЫ НАДДУВА соответствующей магистрали: – по самолет № 85628 * – перевести кратковременно на I...3 с в закрытое положение и затем поставить в нейтральное положение. Поддерживать необходимый расход воздуха, устанавливая его кратковременно в открытое и закрытое положения. – с самолета № 85629 – нажать кратковременно (I...3 с) в верхнее положение. Поддерживать необходимый расход воздуха, нажимая переключатель кратковременно в верхнее или нижнее положение.
(5) Загорелся красный светосигнализатор ПРЕВЫШ ДАВЛ	Переключатель соответствующего крана наддува: – по самолет № 85628 * – установить в положение ЗАКРЫТ – с самолета № 85629 – нажать и удерживать в нижнем положении не менее 8 с
(6) Загорелся желтый светосигнализатор ПЕРЕГРЕВ	Переключатель t^{0} ВОЗДУХА В ТРУБОПРОВОДЕ последовательно в положения: ЭКИП, САЛОН I, САЛОН II, ЛЕВ МАГ, ПР МАГ – установить

* До выполнения доработки по установке нажимных переключателей

(прод)

Проявление неисправности	Необходимые действия
	Трубопровод с завышенной температурой воздуха – определить **Переключатель ТХ ВВР левой (правой) магистрали, САЛОН I, САЛОН II, КАБИНА ЭКИПАЖА в положение ХОЛ** – нажать, добиться понижения температуры до 40° и погасания светосигнализатора **Если температура в трубопроводе кабины экипажа, САЛОН I, САЛОН II при этом не понижается:** Переключатель ПЕРЕКР ОБОГРЕВА – установить в положение ВКЛ **Если по одной из магистралей кондиционирования температура в трубопроводе выше 80° С даже при ручном регулировании:** Переключатель КРАНЫ НАДДУВА неисправной магистрали: – по самолет № 85628 * – установить в положение ЗАКРЫТ – с самолета № 85629 – нажать и удерживать в нижнем положении не менее 8 с
(7) Температура воздуха значительно отличается от температуры, установленной на задатчике	Включение автоматов защиты сети – проверить Установку переключателя ТХ,ВВР левого (правого) в положение АВТ – проверить
(8) Наблюдаются колебания и заброс температуры воздуха в трубопроводах ГК и магистралей	Если работа регуляторов температуры не восстановилась, перейти на ручное управление, для чего нажатием соответствующего переключателя в положение ГОР или ХОЛ поддерживать необходимую температуру воздуха, контролируя её по указателю.
(9) Загорелся желтый светосигнализатор t° ХВ.ОТСЕКА ВЕЛИКА	Краны отбора воздуха от двигателей – установить в положение ЗАКРЫТЫ. Контролировать загорание светосигнализаторов ОТБОР ВЫКЛ На высоту 3000 – 4000 м – снизиться Разгерметизирование ГК установкой выключателя АРД СБРОС ДАВЛ в положение ВКЛ – произвести На ближайший аэродром – произвести посадку

* До выполнения доработки по установке нажимных переключателей

(прод)

8.II.4. Краткое описание

Система кондиционирования воздуха предназначена для создания необходимых и комфортных условий пассажирам и экипажу. Кондиционирование ГК осуществляется воздухом, отбираемым от двигателей.

Воздух в ГК поступает от компрессора КВД каждого двигателя с параметрами, достигающими давления до I9 кгс/см^2, температуры до 490^{0}С.

Система отбора обеспечивает охлаждение воздуха воздухом, отбираемым от наружного контура двигателя и с пониженными давлением и температурой подается в систему кондиционирования и противообледенения.

Система кондиционирования состоит из двух автономных магистралей (левой и правой).

Воздух в левую магистраль поступает от левого двигателя, в правую магистраль - от правого двигателя. Воздух от среднего двигателя поступает в левую и правую магистрали, где производится дальнейшее его охлаждение.

Предусмотрен также отбор воздуха в систему кондиционирования и от компрессора двигателя ВСУ. Воздух от ВСУ охлаждается в подсистеме отбора среднего двигателя.

Система кондиционирования обеспечивает наддув, вентиляцию и обогрев гермокабины на стоянке, рулении и во время полета на всех высотах.

Управление системой кондиционирования гермокабины осуществляется с панели кондиционирования, расположенной на рабочем месте бортинженера.

Регулирование температуры воздуха в трубопроводах магистралей и в гермокабине (кабина экипажа, салон I. салон II) осуществляется автоматически при помощи автоматов регулирования температуры (РТА) или вручную бортинженером. Максимально допустимая температура в магистралях наддува гермокабины после основных узлов охлаждения 70^{0}С. Расход воздуха в магистралях наддува гермокабины поддерживается автоматически пневматической системой весовой подачи (ПСВП) и составляет 6-8 ед. по каждой из магистралей; контролируется указателями расхода воздуха УРВ-I500.

Примечание. При расходе воздуха более шести единиц возможно колебание стрелки УРВ-I500 в пределах одной единицы.

На пульт бортинженера выведена световая сигнализация:

- желтый светосигнализатор ПЕРЕГРЕВ, сигнализирующий перегрев воздуха в трубопроводах;
- два красных светосигнализатора ПРЕВЫШ ДАВЛ сигнализирующие отказы регуляторов избыточного давления в магистралях СКВ;
- три красных светосигнализатора ОТКАЗ ОТБОРА, сигнализирующих отказ подсистем отбора воздуха от двигателей;
- три желтых светосигнализатора ОТБОР ВЫКЛ, сигнализирующих закрытое положение запорных заслонок отбора воздуха от двигателей;
- желтый светосигнализатор t ХВ ОТС ВЕЛИКА, сигнализирующий перегрев воздуха в хвостовой части фюзеляжа.

Органы управления и контроля СКВ показаны на рис. 9.2.2.I3.

—oOo—

Ту-154М

Подраздел 8.12

РЕГУЛИРОВАНИЕ ДАВЛЕНИЯ ВОЗДУХА

8.I2. РЕГУЛИРОВАНИЕ ДАВЛЕНИЯ ВОЗДУХА

8.I2.I. Эксплуатационные ограничения

Наименование параметра	Единица измерен.	Миним.	Норм.	Макс.
Эксплуатационный (рабочий) перепад давления воздуха между кабиной и атмосферой	$\frac{кгс}{см^2}$	0,57	0,59ЖЖ	0,6I
Перепад давления воздуха между кабиной и атмосферой, ограничиваемый предохранительными узлами избыточного давления	$\frac{кгс}{см^2}$	0,66	0,68	0,7
Эксплуатационная (рабочая) высота в кабине	м		не более 2400	
Максимальная допустимая высота в кабине	м	–	–	3600
Допустимый обратный (отрицательный) перепад давления между кабиной и атмосферой	$\frac{кгс}{см^2}$			0,02
Срабатывание сигнализации Р КАБ МАЛО (увеличение высоты в кабине)	м	2850	3000	3I50
Срабатывание светосигнализатора ПЕРЕНАДДУВ	$\frac{кгс}{см^2}$	0,68	0,7	0,72
Установившаяся скорость изменения давления (высоты) в кабине	$\frac{мм\ рт.ст}{с}$ м/с	0,I35 (I,5–I,9)	0,I8 (2–2,5)	0,225 (2,5–3,2)Ж

Ж Диапазон скорости изменения высоты в кабине, соответствующий скорости изменения давления в ней, указан для интервала высот в кабине 0–2400 м.

ЖЖ Для самолетов поставляемых в 235 ОАО – 0,63±0,02 кгс/см^2

(прод.)

8.12.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Перед выруливанием	Исходное положение органов управления и показания приборов:	
	(1) Задатчики командных приборов (КП):	
	АБСОЛЮТНОЕ ДАВЛЕНИЕ В КАБИНЕ основного КП	- установлен на значение 650 мм рт. ст. Если давление на аэродроме меньше или равно 650 мм рт. ст. - на давление аэродрома
	АБСОЛЮТНОЕ ДАВЛЕНИЕ В КАБИНЕ дублирующего КП	- установлено на значение 650 мм рт. ст.
	ИЗБЫТОЧНОЕ ДАВЛЕНИЕ В КАБИНЕ	- установлено на значение 0,59 кгс/см² *
	БК (барокоррекция)	- установлены (и законтрены) на значение 1013 Мб
	СКОРОСТЬ ИЗМЕНЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ В КАБИНЕ	- на центральной риске, что соответствует значению 0,18 мм ст/с
	(2) Выключатели:	
	СРД ЭЖЕКТИ" (по самолет № 85614)	- выключен (выключить за 2 - 3 мин перед включением наддува кабины)
	АРД ДУБЛЕР	- выключен и закрыт колпачком
	АРД СБРОС ДАВЛ	- выключен, закрыт колпачком и опломбирован
	СИРЕНА	- включен и закрыт колпачком
	ПЕРЕКР КАНАЛА СБР (воздуха)	- выключен и закрыт колпачком

* Для самолетов, поставляемых в 235 ОАО - 0,63 кгс/см².

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	(3) Показания приборов: УВПД: – ПЕРЕПАД ДАВЛЕНИЯ – стрелка на 0 – ВЫСОТА В КАБИНЕ – соответствует барометрической высоте аэродрома – вариометр – стрелка на 0 После включения наддува и стабилизации расхода воздуха: УВПД: – ПЕРЕПАД ДАВЛЕНИЯ – 0,02 кгс/см^2 – ВЫСОТА В КАБИНЕ – уменьшилась на 200 м относительно первоначального значения высоты на аэродроме Светосигнализаторы: Р КАБ. МАЛО и ПЕРЕНАДДУВ – исправны (горят при нажатой кнопке ПРОВЕРКА) Светосигнальное табло Р КАБ. МАЛО – исправно, горит при нажатой кнопке ПРОВЕРКА ЛАМП ТАБЛО (на боковом пульте второго пилота)
(2) Набор высоты	УВПД: – ПЕРЕПАД ДАВЛЕНИЯ – возрастает в пределах эксплуатационного рабочего диапазона – ВЫСОТА В КАБИНЕ – возрастает в пределах эксплуатационного рабочего диапазона – вариометр – в пределах 1,5÷3,0 м/с (подъем) При достижении постоянного перепада давления показания приборов должны быть следующими: УВПД: – ПЕРЕПАД ДАВЛЕНИЯ – постоянный, в пределах эксплуатационного рабочего диапазона

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	– ВЫСОТА В КАБИНЕ – возрастает в пределах эксплуатационного рабочего диапазона – вариометр – ПОДЪЕМ, скорость не ограничивается системой
	ВНИМАНИЕ. Если скорость изменения высоты (давления) в кабине превышает 3 м/с, рекомендуется уменьшить вертикальную скорость самолета.
(3) Крейсерский полет	Проверить показания приборов УВПД: – ПЕРЕПАД ДАВЛЕНИЯ – постоянен, в эксплуатационном рабочем диапазоне – ВЫСОТА В КАБИНЕ – постоянна, зависит от высоты полета, но не более 2400 м – вариометр – стрелка в положении 0
	Примечание. В случае отклонения перепада давления "Кабина-Атмосфера" от нормы медленно повернуть задатчик ИЗБЫТОЧНОЕ ДАВЛЕНИЕ В КАБИНЕ командного прибора в нужном направлении до достижения по УВПД значения 0,59 кгс/см^2 *.
(4) Снижение и посадка	1) Перед снижением: – задатчик АБСОЛЮТНОЕ ДАВЛЕНИЕ В КАБИНЕ (работающего КП) – установить на давление аэродрома посадки
	После установки на задатчике АБСОЛЮТНОЕ ДАВЛЕНИЕ В КАБИНЕ давления аэродрома посадки убедиться, что не произошло смещение БК (барокоррекции). В случае необходимости подкорректировать барокоррекцию на значение 1013 мбар.
	2) В процессе снижения в установившемся режиме проверить показания приборов: УВПД: – ПЕРЕПАД ДАВЛЕНИЯ – уменьшается (или остается постоянным) – ВЫСОТА В КАБИНЕ – уменьшается (или остается постоянной) – вариометр – СПУСК, в пределах 1,5 ÷ 3,0 м/с

* Для самолетов, поставляемых в 235 ОАО, – 0,63 кгс/см^2

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	3) После посадки, заруливания на стоянку и выключения наддува - выключатель СРД ЭЖЕКТИР (по самолет № 85614) - установить в положение ВЫКЛ. В случае вынужденной посадки самолета на высоте 1500 м разгерметизировать кабину: - выключатель АРД СБРОС. ДАВЛ. - установить во включенное положение

(прод.)

8.I2.3. Неисправности

Проявление неисправности	Необходимые действия
(I) В полете высота в кабине непрерывно повышается выше заданной, но сигнализация падения давления в кабине еще не сработала	(I) Переключатель АРД ДУБЛЕР – включить (2) Проверить показания приборов: – Вариометр – 2–4 м/с СПУСК до момента достижения нормального перепада – УВПД – перепад давления возрастает, высота в кабине уменьшается Примечание. В первый момент переключения на АРД ДУБЛЕР скорость изменения давления в ГК может превышать указанное значение.
(2) Прерывисто звучит сирена. Мигают красные светосигнализаторы Р КАБ МАЛО	(I) По УВПД и кабинному вариометру убедиться в достоверности сигнализации. (2) Переключатель АРД ДУБЛЕР – включить Убедиться в нормальной подаче воздуха по УРВ-I500. Если через 3–5 мин высота в кабине уменьшится или останется равной 3000±600 м, продолжить полет. При высоте в кабине больше 3600 м, но меньше 4200 м, переключатель ПСВП перевести в положение ВЫКЛ. Если высота в кабине стала больше или равна 3600 м, продолжать полет. (3) Во всех случаях при достижении высоты в кабине 4200 м и более: – экстренное снижение – выполнить на высоту 3000–4000 м
(3) Прерывисто звучит сирена, мигает желтый светосигнализатор ПЕРЕНАДДУВ	(I) По УВПД убедиться в достоверности сигнализации (перепад давления больше 0,7 кгс/см^2 (2) Переключатель АРД ДУБЛЕР – включить (а) Если перепад давления в кабине восстановился в пределах 0,57–0,6I кгс/см^2*, продолжать полет. (б) Если перепад остается постоянным и не превышает 0,7 кгс/см^2 уменьшить подачу воздуха в кабину до 3–5 ед перекрытием кранов наддува и продолжать полет (в) Если перепад продолжает расти выше 0,7 кгс/см^2 (высота в кабине уменьшается): – КРАН НАДДУВА – закрыть – экстренное снижение – выполнить на высоту 3000–4000 м – переключатель АРД СБРОС ДАВЛ – включить на высоте 3000–4000 м

* Для самолетов поставляемых в 235 ОАО – 0,6I–0,65 кгс/см^2

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(4) Отклонение перепада давления от нормы индицируется УВПД	– Ручку задатчика ИЗБЫТОЧНОЕ ДАВЛЕНИЕ В КАБИНЕ	– Повернуть, перемещая стрелку в сторону увеличения или уменьшения перепада давления. Если после её перемещения высота в кабине или перепад превышают соответственно 2400 м или 0,61 кгс/см^2*.
	– Переключатель АРД ДУБЛЕР	– включить
(5) Вынужденная посадка самолета	– Переключатель АРД СБРОС ДАВЛ.	– включить на высоте 1500 м.

* Для самолетов поставляемых в 235 ОАО – 0,65 кгс/см^2

(прод.)

8.I2.4. Краткое описание

Система автоматического регулирования давления (СРД) воздуха в гермокабине предназначена для обеспечения жизнедеятельности, работоспособности и комфорта экипажа и пассажиров во время полета.

Регулирование давления в гермокабине производится автоматически по заданной программе, которая предусматривает поддержание постоянного абсолютного давления в кабине до достижения перепада давлений "Кабина-Атмосфера", равного 0,59±0,02 кгс/см^2* и далее обеспечивает поддержание заданного избыточного давления.

Основными элементами СРД являются:

- основной командный прибор;
- четыре выпускных клапана.

В СРД предусмотрены элементы, обеспечивающие поддержание давления воздуха в гермокабине в пределах допустимых отклонений от нормы при отказе основных элементов СРД. Такими элементами являются:

- дублирующий командный прибор, который обеспечивает поддержание заданной программы регулирования давления воздуха и скорости изменения давления в гермокабине при любом отказе основного командного прибора;
- узлы абсолютного давления выпускных клапанов, обеспечивающие поддержание абсолютного давления воздуха в гермокабине, которое соответствует высоте 3000±600 м при нарушениях в системе, сопровождающихся разгерметизацией гермокабины;
- узлы избыточного давления выпускных клапанов, которые обеспечивают ограничение избыточного давления воздуха в гермокабине до 0,68±0,02 кгс/см^2 при отказе СРД.

Кроме того, СРД имеет световую (табло и лампы) и звуковую (сирена сигнализации падения давления воздуха в гермокабине (ВС-46) и перенаддува гермокабины (СДУ-4А-0,7);

- красное светосигнальное табло Р КАБ. МАЛО на средней приборной доске пилотов;
- красный светосигнализатор Р КАБ. МАЛО на пульте Б/И;
- желтый светосигнализатор ПЕРЕНАДДУВ на пульте Б/И. Со всеми светосигнальными табло и светосигнализаторами - срабатывает самолетная сирена.

Органы управления и контроля СРД показаны на рис. 9.2.2.I3.

---

* Для самолетов поставляемых в 235 ОАО - 0,63±0,02.

(прод.)

Ту-154М

Подраздел 8.13

КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

8.I3. КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

8.I3.I. Эксплуатационные ограничения

Наименование параметра	Единица измерен.	Миним.	Норм.	Макс.
(I) Давление кислорода перед взлетом (при t = 20°С)*:				
– в стационарных баллонах (стационарном баллоне **)	кгс/см^2	I30(90**)	I50	I85
– в переносных баллонах	кгс/см^2	I30	I50	I85
(2) Минимальное остаточное давление:				
– в стационарных баллонах (стационарном баллоне**)	кгс/см^2	I0	–	–
– в переносных баллонах	кгс/см^2	I0	–	–
(3) Продолжительность пользования кислородом***:	мин			
(а) экипажем в режиме I00% или СМЕСЬ в загерметизированной кабине в профилактических целях при продолжительности полета более 4 час		–	I0	–
(б) экипажем после разгерметизации на крейсерской высоте и экстренном снижении до безопасной высоты в режиме I00%		–	6	–
(в) экипажем при дальнейшем полете в разгерметизированной кабине в режиме СМЕСЬ		–	I82	–
(г) из переносного блока БКП:				
– с дымозащитной маской ДКМ		–	I5	–
– с кислородной маской МКП при расходе 2 л/мин		–	I30	–
– с кислородной маской МКП при расходе 4 л/мин		–	65	–

* При температурах отличных от указанной пользоваться графиком зарядки баллонов

** Серийно с самолета № 85627, на остальных после проведения доработок

*** Из условий разгерметизации на середине маршрута при максимальной дальности полета

(прод.)

8.I3.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(I) При внешнем осмотре самолет при вылете с базового аэропорта и при смене экипажа	Б о р т и н ж е н е р Проверить штуцер сброса давления, для чего: Голубой диск на внешней обшивке фюзеляжа – проверить наличие
(2) При осмотре внутри самолета при вылете с базового аэропорта и при смене экипажа	Б о р т и н ж е н е р (а) Проверить положение ручек запорно-редуцирующих устройств (вентиля*) на стационарных (стационарном*) кислородных баллонах, зарядку стационарных (стационарного*) кислородных баллонов и положение органов управления, для чего: Ручки запорно-редуцирующих устройств (вентиль*) на стационарных (стационарном*) кислородных баллонах установлены в положение ВКЛ и законтрены – убедиться Вентили КВ-7 (ручка на УЗР-I*) на пульте Б/И – открыть (положение ВКЛ*) Индикаторы давления (манометры на УЗР-I*) на пульте Б/И – проверить показания, см. пункт 8.I3.I(I) В с е ч л е н ы э к и п а ж а (б) Проверить работу укладочного блока БУ с быстронадеваемой маской КМ, для чего: Рукоятку КОНТРОЛЬ – нажать по направлению стрелки и удерживать Индикатор – проверить появление и исчезновение креста Рычаг наддува оголовья – нажать. Шланг маски не должен касаться кнопки АВАРИЙНАЯ ПОДАЧА Индикатор – проверить появление и исчезновение креста Кнопка АВАРИЙНАЯ ПОДАЧА на маске – нажать и отпустить Индикатор – проверить появление и исчезновение креста

* Серийно с самолета № 85627, на остальных после проведения доработок

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Рукоятку КОНТРОЛЬ - отпустить и держать против направления стрелки. Белый прямоугольник должен быть полностью закрыт
	Бортинженер
	(в) Положение органов управления после окончания проверки:
	Вентили КВ-7 (ручка на УЗР-1 *) на пульте Б/И - открыты (положение ВКЛ *)
	Все члены экипажа
	Дверцы укладочного блока - закрыты
	Рычаг 100% - СМЕСЬ - положение 100% (нажат)
	Бортинженер
	(г) Проверить дымозащитное кислородное оборудование экипажа, для чего:
	Блок кислородного питания (БКП) - проверить наличие
	Манометр на блоке - проверить показания (см. пункт 8.13.1)
	Ручка на блоке - положение ВКЛ
	Дымозащитная маска (ДЗМ) - проверить наличие, внешний вид, подсоединение к блоку БКП
	Дымозащитные очки (ДЗО) - проверить наличие на каждом рабочем месте
	Бортинженер
	(д) Проверить переносное кислородное оборудование для пассажиров и бортпроводников, для чего:
	Кислородные маски пассажиров (терапевтические) МКП - проверить наличие в местах размещения

* Серийно с самолета № 85627, на остальных после проведения доработок

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Блоки кислородного питания БКП – проверить наличие в местах размещения
	Манометр на блоках – проверить показания (см. подр. 8.13.1)
	Ручка на блоках – положение ВЫКЛ.
	Дымозащитные маски ДКМ – проверить наличие и подсоединение к блокам БКП
(3) В крейсерском полете и на снижении	Для снижения утомляемости и в профилактических целях всем членам экипажа допускается дышать кислородом в течение 10 мин через каждые 2 ч полета при продолжительности полета более 4 ч
	Для этого необходимо:
	Авиагарнитуру – снять
	Кислородную маску – достать из укладочного блока и надеть
	Авиагарнитуру – надеть
	Переключатель микрофонов – положение МАСКА
	Индикатор – проконтролировать поступление кислорода
	После пользования маской:
	Авиагарнитуру – снять
	Рычаг наддува оголовья – нажать
	Кислородную маску – снять и убрать в укладочный блок
	Авиагарнитуру – надеть
	Переключатель микрофонов – положение ГСШ
(4) Разгерметизация кабины	При разгерметизации кабины:
	Авиагарнитуру – снять
	Кислородную маску – надеть

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Авиагарнитуру – надеть Переключатель микрофонов – положение МАСКА ВНИМАНИЕ. 1. РЫЧАГ "100%-СМЕСЬ" ДОЛЖЕН БЫТЬ В ПОЛОЖЕНИИ 100% (НАЖАТ). 2. ПОСЛЕ СНИЖЕНИЯ НА БЕЗОПАСНУЮ ВЫСОТУ ПОЛЕТА РЫЧАГ "100% – СМЕСЬ" ПЕРЕВЕСТИ В ПОЛОЖЕНИЕ "СМЕСЬ". 3. ПРИ ЗАТРУДНЕННОМ ДЫХАНИИ ИЛИ ПЛОХОМ САМОЧУВСТВИИ КНОПКУ "АВАРИЙНАЯ ПОДАЧА" ПОВЕРНУТЬ ПО НАПРАВЛЕНИЮ СТРЕЛКИ.
Появление в кабине дыма или токсичных газов	(а) При появлении в кабине дыма или токсичных газов: Авиагарнитуру – снять Кислородную маску – надеть Дымозащитные очки – надеть Авиагарнитуру – надеть Рычаг 100%-СМЕСЬ – положение 100% Кнопку АВАРИЙНАЯ ПОДАЧА на маске – повернуть по направлению стрелки Переключатель микрофонов – положение МАСКА При появлении дыма под очками нижний край очков и верхнюю (носовую) часть кислородной маски – прижимать и направить струю выходящего из-под маски кислорода под очки на 3...4 с (б) При необходимости перемещения членов экипажа в разгерметизированной или задымленной кабине использовать переносное кислородное оборудование, для чего: Авиагарнитуру – снять Кислородную маску – снять, сделав глубокий вдох Блок кислородного питания БКП – отстегнуть замок хомута, снять блок, ремень надеть на шею

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Ручка на блоке - положение ВКЛ Дымозащитная маска ДКМ - надеть Манометр на блоке - контролировать запас кислорода. При показаниях 10 кгс/см^2 (стрелка находится в середине цены деления между нулем и первой отметкой шкалы) прекратить пользование кислородом и заменить блок новым.
	(в) При необходимости перемещения бортпроводника в задымленном салоне использовать кислородное (дымозащитное) оборудование для бортпроводника, для чего: Блок кислородного питания БКП - отстегнуть замок хомута, снять блок, ремень надеть на шею Дымозащитную маску ДКМ - достать с места хранения Ручку на блоке - в положение ВКЛ Дымозащитную маску - надеть Манометр на блоке - контролировать запас кислорода. При показаниях 10 кгс/см^2 (стрелка находится в середине цены деления между нулем и первой отметкой шкалы) прекратить пользование кислородом и заменить блок новым.
	Бортпроводник
	(г) При необходимости кислородного питания пассажиров в профилактических целях использовать переносное (терапевтическое) кислородное оборудование для пассажиров и в первую очередь обеспечить остронуждающихся пассажиров, для чего: Блок кислородного питания БКП - отстегнуть замок хомута, снять блок и ремень надеть на шею Маску кислородную пассажира МКП - достать с места хранения и подсоединить к штуцеру блока

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Переключатель расхода на маске – в положение 2
	Ручку на блоке – в положение ВКЛ.
	Маску кислородную – надеть на лицо пассажиру
	Манометр на блоке – контролировать запас кислорода. При показаниях 10 кгс/см^2 (стрелка находится в середине цены деления между нулем и первой отметкой шкалы) прекратить пользование кислородом и заменить блок новым
	Переключатель расхода на маске – при необходимости перевести в положение 4
	ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ. 1. ПРИ ПОЛЬЗОВАНИИ КИСЛОРОДОМ ХОТЯ БЫ ОДНИМ ЧЛЕНОМ ЭКИПАЖА (ИЛИ ПАССАЖИРОМ), КУРИТЬ В КАБИНЕ (ИЛИ ВБЛИЗИ ПАССАЖИРА) ЗАПРЕЩАЕТСЯ.
	2. НЕ ДОПУСКАТЬ КОНТАКТА НЕФТЕМАСЛОСОДЕРЖАЩИХ ВЕЩЕСТВ С КИСЛОРОДОМ.
(6) Перед оставлением самолета на стоянке	Б о р т и н ж е н е р
	Вентили КВ-7 (ручка на УЗР-1 *) на пульте Б/И – закрыть (перевести в положение ВЫКЛ *)
	Примечание. Ручки блоков БКП находятся во включенном положении и опломбированы.

* Серийно с самолета № 85627, на остальных после проведения доработок

(прод.)

8.I3.3. Неисправности

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(I) В полете резко упало давление кислорода в системе экипажа до нуля по индикатору	Рукоятку КОНТРОЛЬ на одном из блоков БКО – нажать по направлению стрелки и удерживать Кнопку АВАРИЙНАЯ ПОДАЧА на маске – нажать Если в течение I-2 мин крест не исчезает и кислород поступает (с шипением), то это отказ системы контроля давления. Полет продолжать по плану. Если через I-2 мин крест исчез и кислород перестал поступать, то это потеря кислорода из баллона. Произвести нормальное снижение на безопасную высоту, получив разрешение на это у службы УВД.
(2) Неисправен блок кислородного оборудования БКО-5 в кабине экипажа:	
(а) механические повреждения кислородной маски	При отказе маски командира заменить на исправную от дополнительного члена экипажа.
(б) отсутствует подача кислорода или повышение сопротивления дыханию	При отказе маски других членов экипажа при необходимости пользоваться переносным БКП экипажа и бортпроводников.
(в) отсутствует наддув пневматического оголовья маски	Надеть оголовье маски двумя руками, расправить его на голове
(3) Отсутствует подача или велико сопротивление дыханию из маски переносного блока БКП	При отказе переносного блока БКП экипажа пользоваться переносным блоком БКП с дымозащитной маской бортпроводника, при отказе переносного блока БКП бортпроводника пользоваться переносным блоком БКП пассажиров.

(прод.)

8.I3.4. Краткое описание

На самолете установлено кислородное оборудование, включающее в себя:
- кислородную систему экипажа;
- переносное кислородное оборудование для пассажиров и бортпроводников.

8.I3.4.I. Кислородная система экипажа

Кислородная система экипажа предназначена для питания кислородом членов основного экипажа и дополнительных членов экипажа при полетах в разгерметизированной кабине, защиты органов дыхания и зрения от дыма и токсичных веществ, выделяющихся при пожаре, а также для профилактического питания кислородом при длительных полетах в загерметизированной кабине (см. рис. 8.I3.I).

Питание кислородом осуществляется от блоков кислородного оборудования (БКО), установленных на рабочем месте каждого члена экипажа. БКО состоит из укладочного блока (БУ) и кислородной маски (КМ). На маске смонтирован кислородный прибор, микрофон и оголовье, надеваемое на голову. На кислородном приборе размещены органы управления: рычаг (клавишного типа) I00% – СМЕСЬ, рычаг (клавишного типа) наддува оголовья и кнопка АВАРИЙНАЯ ПОДАЧА, которая стопорится в нажатом (включенном) положении поворотом ее в направлении, указанном стрелкой на корпусе прибора.

Маска вынимается из укладочного блока и надевается одной рукой за время менее 5 с. Быстрое применение маски осуществляется за счет крепления её на голове с помощью надуваемого оголовья, изготовленного из эластичных резиновых трубок.

Источником кислорода являются два блока емкостью I6 л каждый с давлением I50 кгс/см^2. От одного блока питается по п. 8.I3.I (3) (а), (б), (в) основной экипаж (КВС, 2/П, Б/И), от другого блока питаются нештатный член экипажа и лоцман. В процессе эксплуатации ручки стационарных блоков должны постоянно находиться во включенном положении и опломбированы.
Контроль запаса кислорода осуществляется по индикаторам, установленным на пульте бортинженера, а контроль подачи кислорода в маску – по индикатору (бленкеру), вмонтированному в укладочный блок (см. рис. 8.I3.I, 8.I3.2).

На самолетах с № 85627 (на остальных после проведения доработок) источником кислорода является один баллон емкостью 25 л с давлением I50 кгс/см^2.
Контроль запаса кислорода осуществляется по манометру на УЗР-I, установленному на пульте бортинженера, а контроль подачи кислорода в маску – по индикатору (бленкеру), вмонтированному в укладочный блок (см. рис. 8.I3.Iа, 8.I3.2а).

Дымозащитное кислородное оборудование экипажа включает кислородные маски КМ с дымозащитными очками (ДЗО), расположенными на всех рабочих местах, и один переносной блок кислородного питания (БКП) с дымозащитной маской (ДЗМ).

Этот блок с подстыкованной к нему дымозащитной маской расположен на перегородке кабины экипажа (рис. 8.I3.2).

8.I3.4.2. Переносное кислородное оборудование

Переносное кислородное оборудование предназначено для обеспечения в полете терапевтического питания кислородом нуждающихся в этом по состоянию здоровья пассажиров и для защиты органов дыхания и зрения бортпроводников от воздействия дыма и токсичных веществ.

(прод)

Переносное кислородное оборудование состоит из:

- блоков кислородного питания БКП;
- кислородных масок пассажира МКП;
- дымозащитных кислородных масок ДКМ.

На маске МКП имеется переключатель с положениями 2 и 4, что соответствует расходу кислорода 2 л/мин и 4 л/мин.

Переносное терапевтическое оборудование позволяет одновременно питать кислородом не более I4 пассажиров.

Дымозащитные кислородные маски ДКМ хранятся на борту подсоединенными к блокам кислородного питания БКП.

Размещение переносного кислородного оборудования приведено в табл. 8.I3.4.I.

Таблица 8.I3.4.I

Размещение переносного кислородного оборудования в вариантах компоновки на I64, I80, II4, I3I, I33, I44, I38, I32, I35, I58 пассажирских мест.

	Наименование оборудования			Кому предназначено
	НКП	ДКМ	МКП	
Перегородка кабины экипажа	I	I	–	Экипажу
Шкаф в переднем вестибюле	I	I	I	Бортпроводнику
Шкаф АСО	I	I	I	Бортпроводнику
	3	–	6	Пассажирам
Контейнер у заднего аварийного выхода (правый борт)	2	–	4	Пассажирам
(левый борт)	2	–	4	Пассажирам
Заднее служебное помещение	I	I	I	Бортпроводнику

(прод.)

Таблица 8.I3.4.2

Размещение переносного кислородного оборудования в вариантах компоновки на I75, II6, I3I, I60, I66 пассажирских мест.

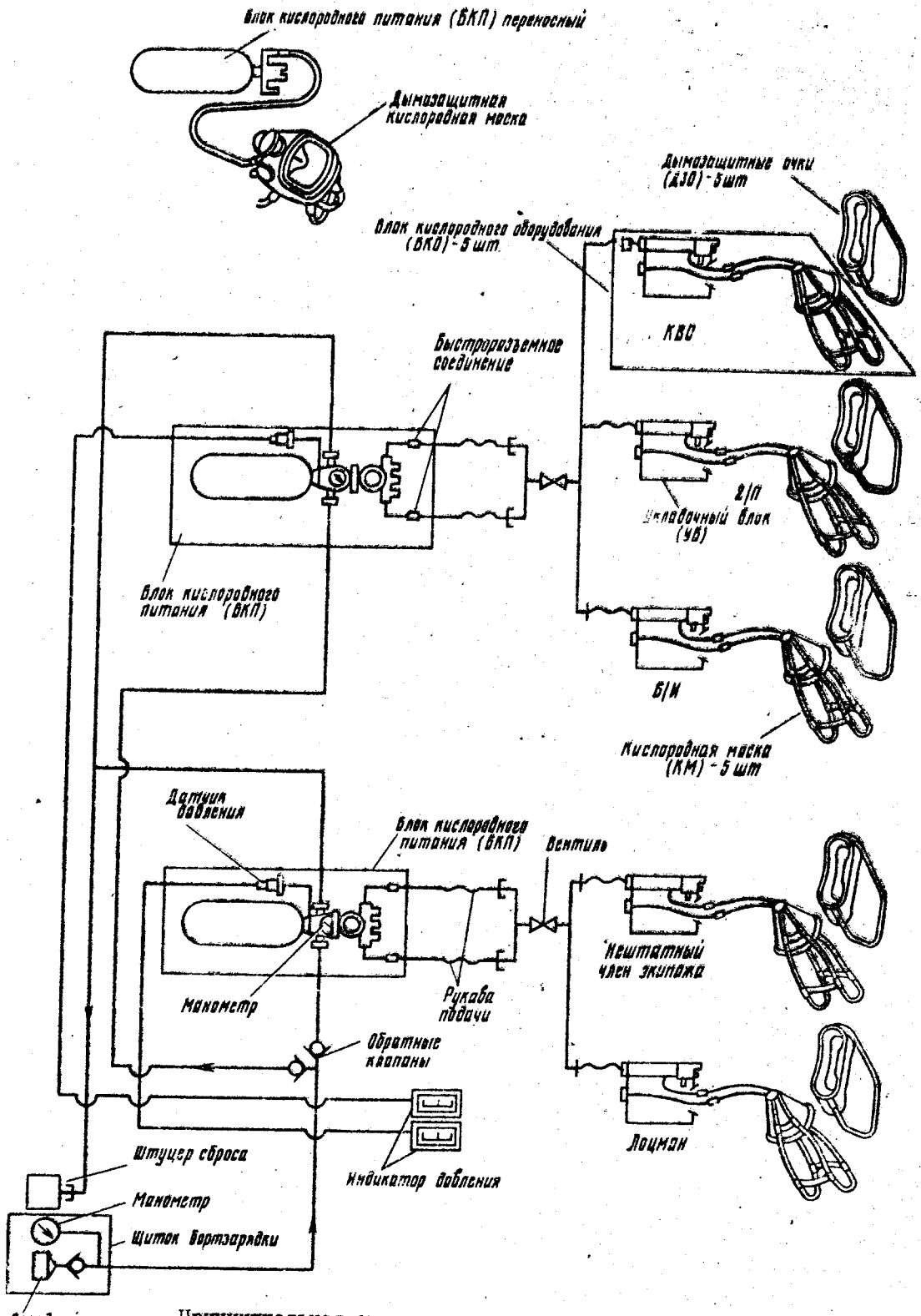
Место размещения	Наименование оборудования			Кому предназначено
	ПКП	ДКМ	МКП	
Перегородка кабины экипажа	I	I	–	Экипажу
Шкаф в переднем вестибюле	I	I	I	Бортпроводнику
Шкаф АСО	I	I	I	Бортпроводнику
	3	–	6	Пассажирам
Заднее служебное помещение	I	I	I	Бортпроводнику
	4	–	8	Пассажирам

Таблица 8.I3.4.3

Размещение переносного кислородного оборудования в варианте компоновки на II6 пассажирских мест.

Место размещения	Наименование оборудования			Кому предназначено
	ПКП	ДКМ	МКП	
Перегородка кабины экипажа	I	I	–	Экипажу
Шкаф АСО в переднем вестибюле	I	I	I	Бортпроводнику
	I	–	2	Пассажирам
Шкаф АСО в среднем вестибюле	I	I	I	Бортпроводнику
	3	–	6	Пассажирам
Контейнер у заднего аварийного выхода (правый борт)	I	I	I	Бортпроводнику
	–	–	4	Пассажирам
(левый борт)	3	–	2	Пассажирам

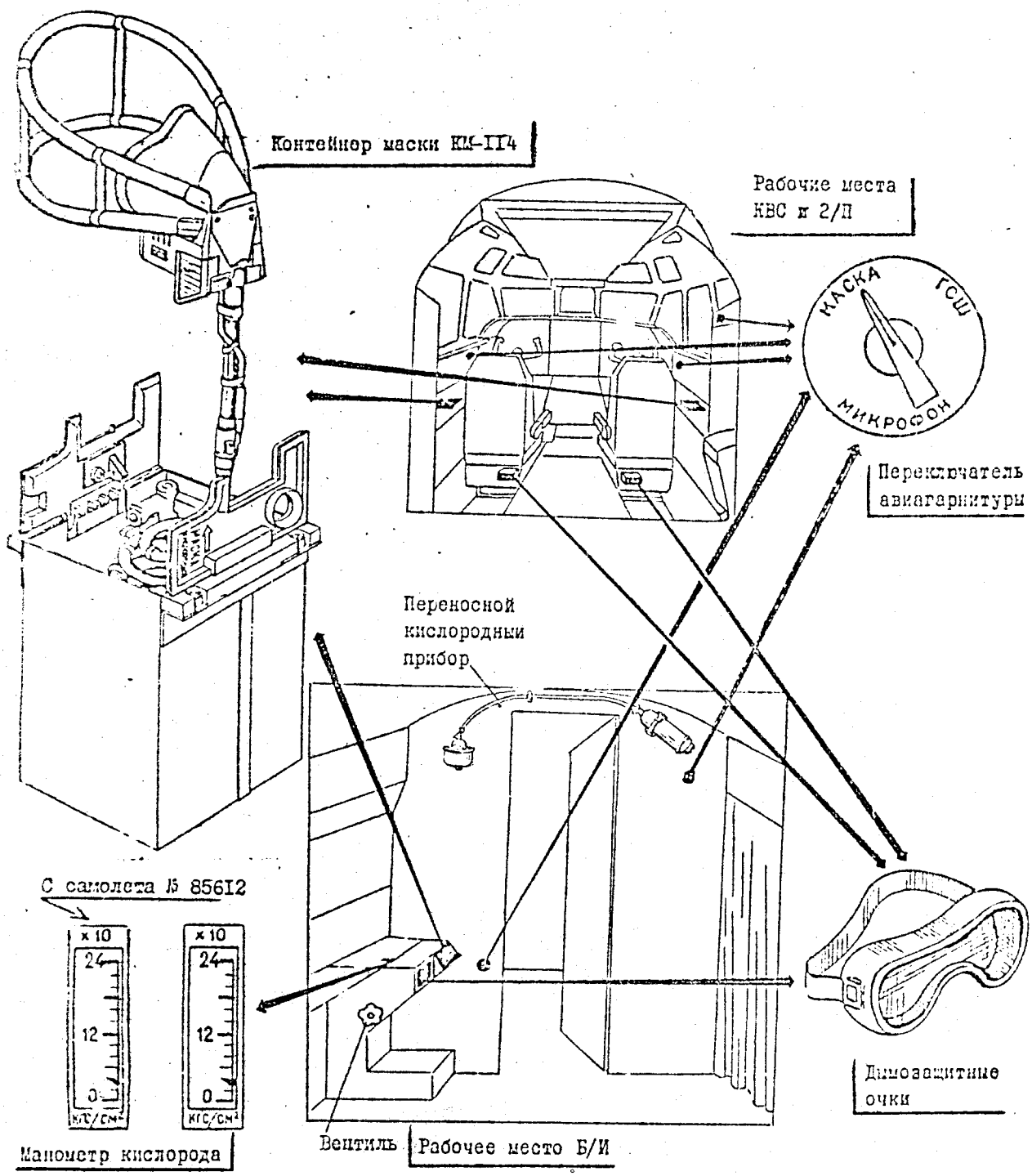
(прод.)



Принципиальная схема кислородной системы экипажа

Рис. 8.I3.I

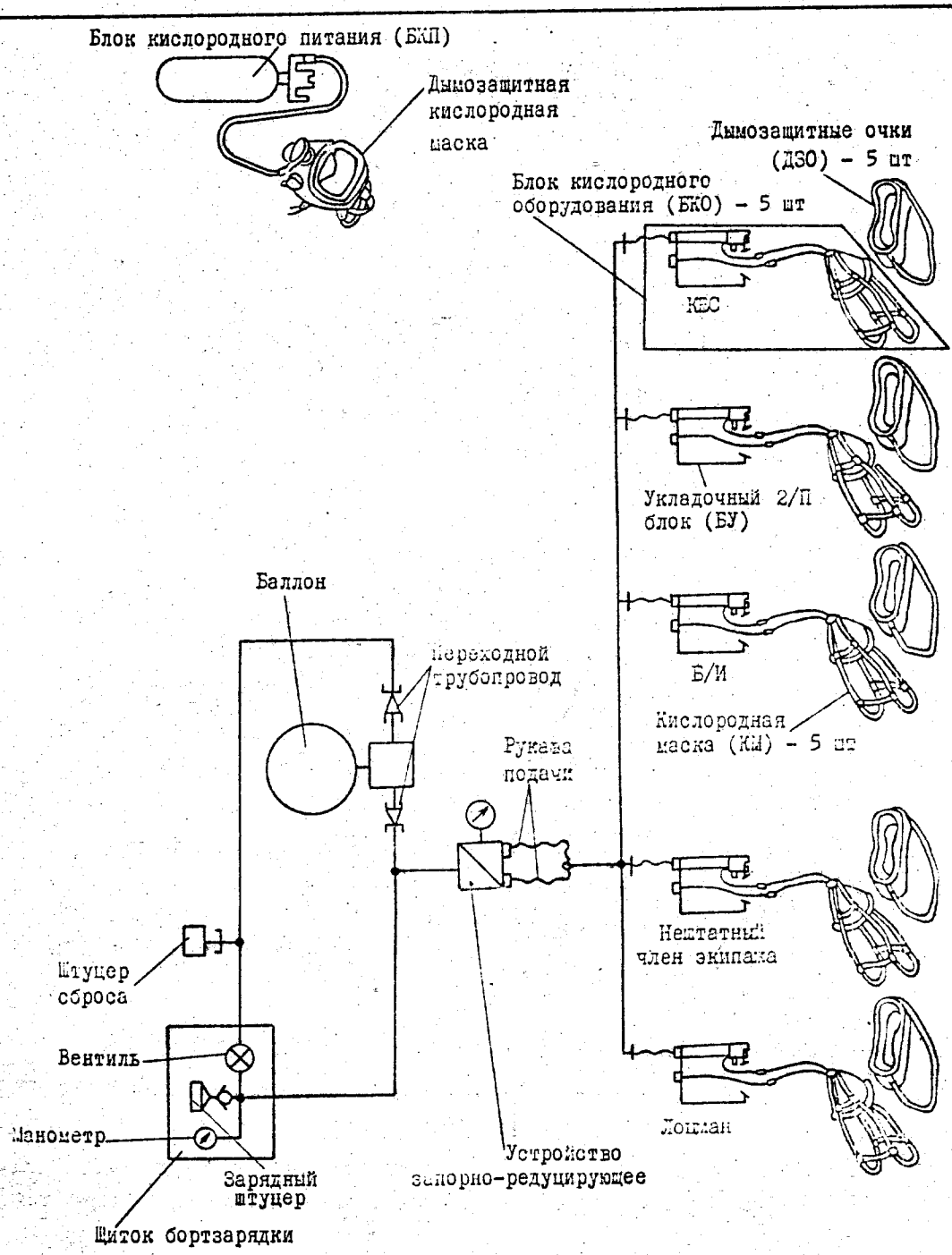
(прод)



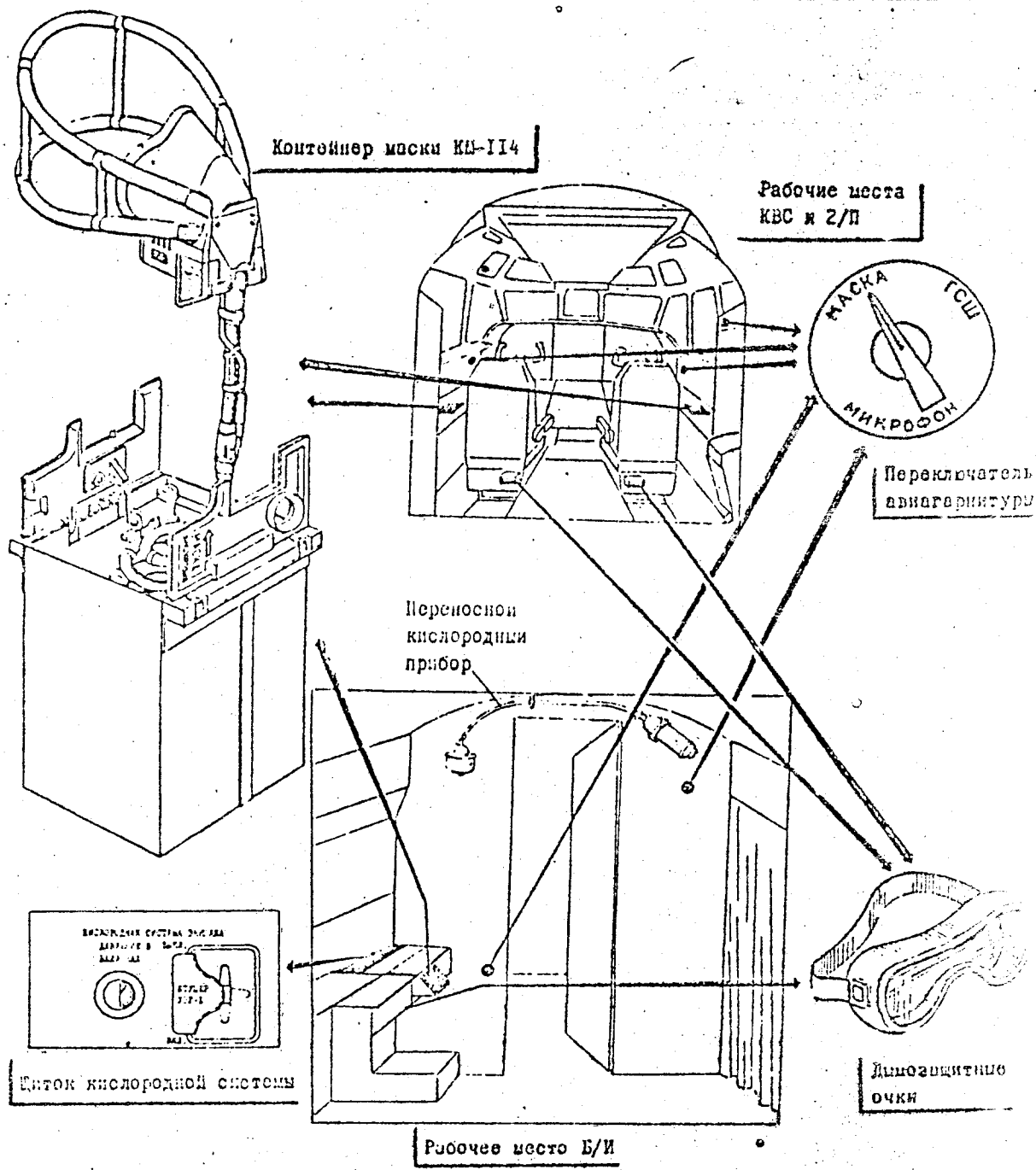
Размещение органов управления и контроля кислородного оборудования в кабине экипажа

Рис. 8.I3.2

(прод)



Принципиальная схема кислородной системы экипажа
(серийно с самолета №85627, на остальных после выполнения доработок)
Рис. 8.I3.Ia
(прод.)



Размещение органов управления и контроля кислородного оборудования в кабине экипажа
(серийно с самолета № 85627, на остальных после выполнения доработок)
Рис. 8.13.2а

-oOo-

Изменения в РЛЭ, книгу 1, самолета Ту-154М

Книга 1

1. В пункте 3.2.3.2. "Лист контрольного осмотра 2/П", текст:
"В наличии переносного кислородного прибора с дымозащитной маской - Убедиться"

изъять и включить его в пункт 3.2.3.3. "Лист контрольного осмотра Б/И"

2. В пункте 3.2.3.3, стр. 3.2.9, вместо текста:
"Кислородная система включена - Убедиться"

дать текст:
"Кислородная система экипажа включена - Убедиться
Переключатель РУЧНОЕ - ВЫКЛ. кислородной системы
для пассажиров в положении ВЫКЛ. - Убедиться"

3. В пункте 6.1.1.5, в разделе:
"Во всех случаях при достижении высоты в гермокабине 4000 м и более"

добавить текст:
"Сигнальное табло СИСТЕМА ВКЛЮЧЕНА ! УБЕДИТЬСЯ ! Б/И"

4. В пункт 6.4.2. добавить текст:
"- по загоранию сигнального табло СИСТЕМА ВКЛЮЧЕНА на щитке управления кислородной системой на пульте у Б/И, в срабатывании кислородной системы для пассажиров при "высоте" в кабине не более 4500 м - Убедиться"

5. Пункт 6.4.3. дополнить текстом следующего содержания:
"Информашию пассажирам ! СООБЩИТЬ ! КВС"
КВС по СГУ информирует пассажиров о необходимости надеть кислородные маски.

Срабатывание кислородной системы
для пассажиров ! УБЕДИТЬСЯ ! Б/И

Бортинженер по сигнальному табло СИСТЕМА ВКЛЮЧЕНА на щитке управления кислородной системой на пульте Б/И контролирует автоматическое срабатывание кислородной системы для пассажиров. В случае несрабатывания автоматического включения приводят систему в действие дистанционно переводом переключателя РУЧНОЕ - ВЫКЛ. в положение РУЧНОЕ.

6. Пункт 6.6.1 (а) дополнить текстом:

"- кислородная система пассажиров".

– oOo –

8.I3. Кислородное оборудование

8.I3.I. Эксплуатационные ограничения

Наименование параметра	Единица измерения	Миним.	Норм.	Макс.
(I) Давление кислорода перед взлетом (при t = 20 °С) *				
- в стационарных баллонах	кгс/см^2	I30	I50	I85
- в переносных баллонах	кгс/см^2	I50	I50	I85
(2) Минимальное остаточное давление				
- в стационарных баллонах	кгс/см^2	I0	-	-
- в переносных баллонах	кгс/см^2	I0	-	-
(3) Продолжительность пользования кислородом **				
а) экипажем в режиме I00% или СМЕСЬ в загерметизированной кабине в профилактических целях при продолжительности полета более 4 часов	мин	-	I0	-
б) экипажем после разгерметизации кабины на крейсерской высоте и экстренном снижении до безопасной высоты в режиме I00%	мин	-	6	-
в) экипажем при дальнейшем полете в разгерметизированной кабине в режиме СМЕСЬ	мин	-	I82	-
г) пассажирами и бортпроводниками после разгерметизации на крейсерской высоте и экстренном снижении до безопасной высоты	мин	-	I5	-
д) из переносного блока БКП:				
- с дымозащитной маской ДКМ	мин	-	I5	-
- с кислородной маской МКП при расходе 2 л/мин	мин	-	I30	-
- с кислородной маской МКП при расходе 4 л/мин	мин	-	65	-
(4) Высота срабатывания кислородной системы пассажиров	м	-	-	4500

* При температурах, отличных от указанной, пользоваться графиком зарядки баллонов.

** Из условия разгерметизации на середине маршрута при максимальной дальности.

(прод.)

8.I3.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(I) Внешний осмотр самолета при вылете с базового аэропорта и при смене экипажа	**Бортинженер** Проверить штуцер сброса давления, для чего: В наличии голубого диска на внешней обшивке фюзеляжа – убедиться
(2) Осмотр внутри самолета при вылете с базового аэропорта и при смене экипажа	**Бортинженер** Проверить зарядку кислородных баллонов и положение органов управления, для чего: Ручку на УЗР-I на пульте бортинженера – перевести в положение ВКЛ. Переключатель РУЧНОЕ – ВЫКЛ на пульте Б/И в положении ВЫКЛ., закрыт колпачком, законтрен х/б нитью – убедиться Манометр УЗР-I на пульте бортинженера – проверить показания, см. п. 8.I3.I (I) **Все члены экипажа** Проверить работу укладочного блока БУ с быстронадеваемой маской КМ, для чего: Рукоятку КОНТРОЛЬ – нажать по направлению стрелки и удерживать Индикатор – проверить появление и исчезновение креста Рычаг наддува оголовья – нажать. Шланг маски не должен касаться кнопки АВАРИЙНАЯ ПОДАЧА Индикатор – проверить появление и исчезновение креста

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Кнопку АВАРИЙНАЯ ПОДАЧА на маске - нажать и отпустить
	Индикатор - проверить появление и исчезновение креста
	Рукоятку КОНТРОЛЬ - отпустить и дожать против направления стрелки. Белый прямоугольник должен быть полностью закрыт
	Бортинженер
	Положение органов управления после окончания проверки:
	Ручка на УЗР-I на пульте бортинженера - положение ВКЛ.
	Все члены экипажа
	Дверцы укладочного блока - закрыты
	Рычаг 100% - СМЕСЬ - положение 100% (нажат)
	Переключатель микрофона - положение ГСШ
	Бортинженер
	Проверка дымозащитного снаряжения экипажа:
	Дымозащитная маска ДКМ - проверить наличие, внешний вид и подсоединение к блоку БКП
	Переносный блок БКП - проверить наличие и внешний вид
	Манометр на блоке БКП - проверить показания, см. п. 8.I3.I (I)
	Ручка на блоке БКП - положение ВЫКЛ.
	Дымозащитные очки ДЗО - проверить наличие на каждом рабочем месте
	Бортпроводник
	Проверка состояния аварийных кислородных блоков АКБ кислородной системы для пассажиров:
	Крышки контейнеров АКБ в багажных полках, туалетах, вестибюлях - закрыты

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Проверка переносного кислородного оборудования для пассажиров:
	Кислородные маски МКП – проверить количество
	Переносные блоки БКП – проверить количество
	Давление в баллонах БКП – проверить показания, см. п. 8.I3.I (I)
	Ручки на блоках БКП – положение ВЫКЛ.
	Проинформировать пассажиров о наличии на борту кислородной системы и продемонстрировать правила и методы пользования кислородными масками.
(3) В крейсерском полете и на снижении	Для снижения утомляемости и в профилактических целях всем членам экипажа рекомендуется дышать кислородом в течение I0 минут через каждые 2 часа полета при продолжительности полета более 4 часов.
	Для этого необходимо:
	Авиагарнитуру – снять
	Кислородную маску – достать из укладочного блока и надеть
	Авиагарнитуру – надеть
	Переключатель микрофонов – положение МАСКА
	Рычаг I00% - СМЕСЬ – положение СМЕСЬ
	По индикатору – проконтролировать поступление кислорода
	После пользования маской:
	Авиагарнитуру – снять
	Рычаг наддува оголовья – нажать
	Кислородную маску – снять и убрать в укладочный блок
	Авиагарнитуру – надеть
	Переключатель микрофонов – положение ГСШ
	Рычаг I00% - СМЕСЬ – положение I00%

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(4) Разгерметизация кабины	При разгерметизации кабины: Авиагарнитуру – снять Кислородную маску – надеть Авиагарнитуру – надеть Переключатель микрофонов – положение МАСКА ВНИМАНИЕ: 1. Рычаг 100% – СМЕСЬ должен быть в положении 100% (нажат). 2. После снижения на безопасную высоту полета рычаг 100% – СМЕСЬ перевести в положение СМЕСЬ. 3. При затрудненном дыхании или плохом самочувствии кнопку АВАРИЙНАЯ ПОДАЧА повернуть по направлению стрелки. 4. Штурману перед пользованием кислородной маской установить столик на правом подлокотнике в походное положение. Б о р т и н ж е н е р Высоту кабины – контролировать Сигнальное табло СИСТЕМА ВКЛЮЧЕНА автоматического включения двух подканалов кислородной системы для пассажиров (высота не более 4500 м) включилось – убедиться
если сигнальное табло СИСТЕМА ВКЛЮЧЕНА при высоте в кабине более 4500 м не включилось	Тумблер РУЧНОЕ - ВЫКЛ, – открыть колпачок и перевести в положение РУЧНОЕ

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	По команде бортинженера: Бортпроводник Срабатывание кислородной системы - проверить Крышки блоков открылись и кислородные маски выпали - убедиться Транспаранты НЕ КУРИТЬ, ЗАСТЕГНУТЬ РЕМНИ, ВЕРНИТЕСЬ В САЛОН в салоне пассажиров включились - убедиться ВНИМАНИЕ: I. После срабатывания системы пройти по салону и извлечь из АКБ невыпавшие маски. 2. В случае неоткрытия крышек блока АКБ открыть крышки, для чего воспользоваться ключом, хранящемся в шкафу АСО у 34 шпангоута. Командир воздушного судна по СПУ: "ВНИМАНИЕ! Просим всех надеть кислородные маски. Свои места не покидать. Привязные ремни пристегнуть."
(5) Появление в кабине дыма или токсичных веществ	Все члены экипажа а) При появлении в кабине дыма или токсичных веществ: Авиагарнитуру - снять Кислородную маску - надеть Авиагарнитуру - надеть Дымозащитные очки ДЗО - надеть Рычаг 100% - СМЕСЬ в положении 100% - убедиться Кнопку АВАРИЙНАЯ ПОДАЧА - нажать и повернуть Переключатель микрофонов в положение МАСКА - установить

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
	При необходимости удаления дыма из-под очков	- приподнять нижний край очков и верхнюю (носовую) часть кислородной маски и направить струю выходящего из-под маски кислорода под очки на 3 - 4 с
	б) При необходимости перемещения в разгерметизированной или задымленной кабине:	
	Член экипажа	
	Авиагарнитуру	- снять
	Кислородную маску	- снять, сделав глубокий вдох
	Переносной блок БКП	- отстегнуть замок хомута, снять блок и ремень надеть на шею
	Дымозащитную маску ДКМ	- достать с места хранения
	Ручку на блоке БКП в положение ВКЛ.	- установить
	Дымозащитную маску ДКМ	- надеть
	Манометр на блоке БКП	- контролировать запас кислорода. При показаниях 10 кгс/см^2 (стрелка находится в середине цены деления между нулем и первой отметкой шкалы) прекратить пользование кислородом и заменить блок новым.
	в) При необходимости перемещения бортпроводника в задымленном салоне:	
	Бортпроводник	
	Переносной блок БКП	- отстегнуть замок хомута, снять баллон и ремень надеть на шею

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Ручку на БКП в положение ВКЛ. - установить
	Дымозащитную маску ДКМ - надеть
	Манометр на блоке БКП - контролировать запас кислорода. При показаниях 10 кгс/см^2 (стрелка находится в середине цены деления между нулем и первой отметкой шкалы) прекратить пользование кислородом и заменить блок новым
	г) В терапевтических целях кислородным питанием обеспечиваются в первую очередь остронуждающиеся пассажиры
	Б о р т п р о в о д н и к
	Переносной блок БКП - отстегнуть замок хомута, снять баллон и ремень надеть на шею
	Кислородную маску МКП - достать с места хранения и подсоединить к штуцеру блока БКП
	Переключатель расхода на маске МКП в положение "2" - установить
	Ручку на блоке в положение ВКЛ. - установить
	Кислородную маску МКП на лицо пассажиру - надеть
	Манометр на блоке - контролировать запас кислорода. При показаниях 10 кгс/см^2 (стрелка находится в середине цены деления между нулем и первой отметкой шкалы) прекратить пользование кислородом и заменить блок новым

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Переключатель расхода на маске МКП при затрудненном дыхании или плохом самочувствии в положение "4" - установить.
(6) Меры безопасности	ВНИМАНИЕ: I. При пользовании кислородом хотя бы одним членом экипажа (или пассажиром) курить в кабине (или вблизи пассажира) запрещается. 2. Не допускать контакта жиромаслосодержащих веществ с кислородом.
(7) Перед оставлением самолета на кратковременной стоянке	Бортинженер Ручку на УЗР-I на пульте бортинженера в положение ВЫКЛ. - установить. ВНИМАНИЕ. После переключения ручки в течение 2 - 5 мин раздается характерное шипение кислорода из линии низкого давления через штуцер, расположенный под ручкой, при этом курение запрещается.
(8) Перед оставлением самолета на длительной стоянке	Бортинженер Ручку на УЗР-I на пульте бортинженера в положение ВЫКЛ. - установить Вентили на баллонах УБШ-25/I50 - снять контровку, перевести в положение ВЫКЛ. и опломбировать.

(прод.)

8.I3.3. Неисправности

Проявление неисправности	Необходимые действия
(I) В полете резко упало давление кислорода в системе экипажа до нуля по манометру	Рукоятку КОНТРОЛЬ на одном из блоков БКО – нажать по направлению стрелки и удерживать Кнопку АВАРИЙНАЯ ПОДАЧА на маске – нажать Если в течение I – 2 мин кислород поступает (с шипением), то это отказ системы контроля давления. Полет продолжать по плану. Если через I – 2 мин кислород перестал поступать, то это потеря кислорода из баллона. Произвести нормальное снижение на безопасную высоту, получив разрешение на это у службы УВД.
(2) Неисправен блок кислородного оборудования БКО в кабине экипажа:	
а) Механические повреждения кислородной маски	При отказе маски командира воздушного судна заменить исправной маской от дополнительного члена экипажа.
б) Отсутствует подача кислорода или произошло повышение сопротивления дыханию	При отказе маски других членов экипажа при необходимости пользоваться БКП экипажа.
в) Отсутствует наддув пневматического оголовья	Надеть оголовье маски двумя руками, расправить его на голове.
(3) Отсутствует подача или велико сопротивление дыханию из маски переносного блока БКП	При отказе переносного блока БКП экипажа пользоваться переносным блоком БКП пассажиров.

(прод.)

8.I3.4. Краткое описание

На самолете установлено кислородное оборудование, включающее в себя:

- кислородную систему экипажа;
- автоматическую стационарную кислородную систему для пассажиров и бортпроводников;
- переносное кислородное оборудование для пассажиров и бортпроводников.

8.I3.4.I. Кислородная система экипажа

(I) Кислородная система экипажа предназначена для питания кислородом членов основного экипажа и дополнительных членов экипажа при полетах в разгерметизированной кабине, для защиты органов дыхания и зрения от дыма и токсичных веществ, выделяющихся при пожаре, а также для профилактического питания кислородом при длительных полетах в загерметизированной кабине, см. рис. 8.I3.I.

(2) Питание кислородом осуществляется от блоков кислородного оборудования (БКО), установленных на рабочем месте каждого члена экипажа.

БКО состоит из укладочного блока (БУ) и кислородной маски (КМ). На маске смонтированы кислородный прибор, микрофон и оголовье, надеваемое на голову. На кислородном приборе размещены органы управления подачи кислорода: рычаг (клавишного типа) I00% - СМЕСЬ, рычаг (клавишного типа) наддува оголовья и кнопка АВАРИЙНАЯ ПОДАЧА, которая стопорится в нажатом (включенном) положении поворотом её в направлении, указанном стрелкой на корпусе кислородного прибора.

Маска вынимается из укладочного блока и надевается одной рукой за время не более 5 секунд. Быстрое применение маски осуществляется за счет крепления её на голове с помощью надувного оголовья, изготовленного из эластичных резиновых трубок.

(3) Источником кислорода является один баллон емкостью 25 литров с давлением 150 кгс/см^2 или два баллона емкостью по 16 литров каждый с давлением 150кгс/см^2. Вентиль баллона в процессе эксплуатации постоянно находится во включенном состоянии и опломбирован.

Контроль запаса кислорода осуществляется по манометру, установленному на пульте бортинженера, а контроль подачи кислорода в маску - по индикатору (бленкеру), вмонтированному в укладочный блок.

(4) Дымозащитное кислородное оборудование экипажа включает в себя кислородные маски (КМ) с дымозащитными очками (ДЗО), расположенными на всех рабочих местах, и один переносной блок кислородного питания (БКП) с дымозащитной

(прод.)

маской (ДКМ). Этот блок с подстыкованной к нему дымозащитной маской расположен на перегородке кабины экипажа, см. рис. 8.13.2.

8.13.4.2 Автоматическая стационарная кислородная система для пассажиров и бортпроводников

(1) Автоматическая стационарная кислородная система предназначена для питания кислородом пассажиров и бортпроводников в случае разгерметизации кабины на период экстренного снижения с крейсерской высоты полета до безопасной, см. рис. 8.13.3.

(2) В системе используются аварийные кислородные блоки АКБ-17УМ-2 и АКБ-17УМ-4. Блоки конструктивно выполнены следующим образом: в контейнере размещен генератор кислорода, соединенный через распределитель с кислородными масками.
В зависимости от типа блока количество масок 2 или 4.
Блоки расположены над креслами, в туалетах, в переднем и среднем вестибюлях

(3) При разгерметизации салона и достижении в нем "высоты" не более 4500 м происходит срабатывание реле давления РДИА, которое выдает электрический сигнал на открытие замков крышек блоков. Блоки открываются, маски выпадают из контейнера и повисают на шнурах. Пассажир берет маску рукой и прижимает к лицу, закрывая рот и нос. При этом шнур маски выдергивает чеку запального устройства генератора кислорода и начинается химическая реакция, в результате которой вырабатывается кислород. Кислород из генератора поступает в распределитель, а из него по трубкам в кислородные маски. Этот генератор работает непрерывно в течение 15 мин.
Для контроля поступления кислорода на дыхание на мешочках-накопителях находятся индикаторы, имеющие надпись с двух сторон на русском и английском языках: "НАДДУТО - КИСЛОРОД ЕСТЬ".

(4) Органы контроля и управления системой представлены на рис. 8.13.4.

8.13.4.3. Переносное кислородное оборудование

(1) Переносное кислородное оборудование состоит из:

- переносного дымозащитного кислородного оборудования;

- переносного терапевтического кислородного оборудования.

Переносное дымозащитное кислородное оборудование используется экипажем и бортпроводниками в случае необходимости перемещения в задымленной кабине.

Дымозащитная кислородная маска (ДКМ) хранится на борту подсоединенной к блоку кислородного питания (БКП).

Переносное терапевтическое кислородное оборудование предназначено для питания кислородом пассажиров, ощущающих кислородное голодание во время нормального полета в загерметизированной кабине.

Переносное терапевтическое оборудование позволяет одновременно питать кислородом не более I4 пассажиров.

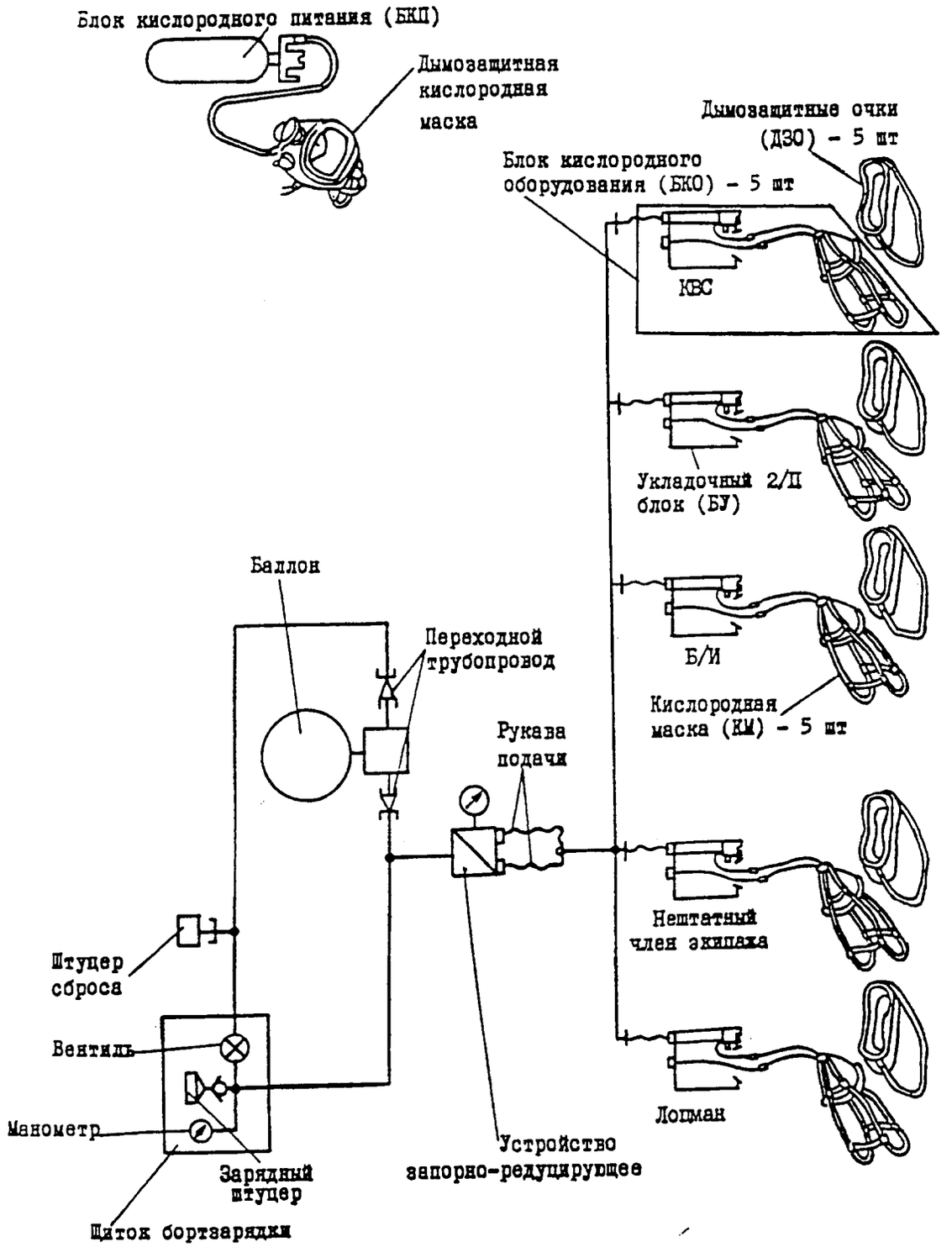
На маске МКП имеется переключатель с положениями "2" и "4", что соответствует расходу кислорода 2 л/мин и 4 л/мин.

(2) Размещение переносного кислородного оборудования приведено в таблице 8.I3.I.

Таблица 8.I3.I

Место размещения	Наименование оборудования			Кому предназначено
	БКП	ДКМ	МКП	
Перегородка кабины экипажа	I	I	-	экипажу
Отсек контейнеров, правый борт (шп. I3 - I4)	I	I	I	бортпроводнику
Шкаф АСО в среднем вестибюле	I	I	I	бортпроводнику
	3	-	6	пассажирам
	-	-	I	демонстрационная
Контейнер у 6I шп. (правый борт)	2	-	4	пассажирам
Контейнер у 6I шп. (левый борт)	2	-	4	пассажирам
Заднее служебное помещение	I	I	I	бортпроводнику

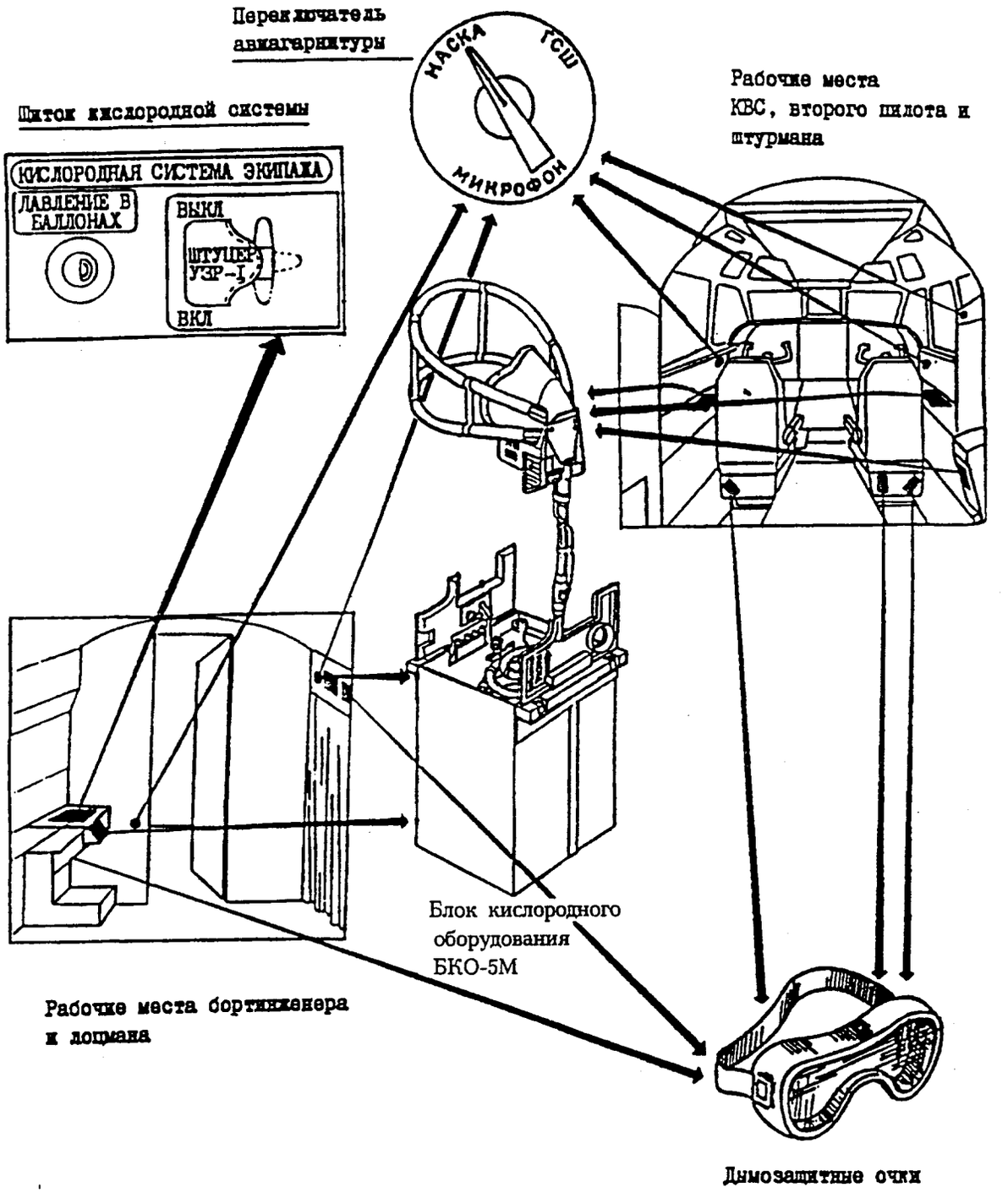
(прод.)



Принципиальная схема кислородной системы экипажа

Рис. 8.I3.I

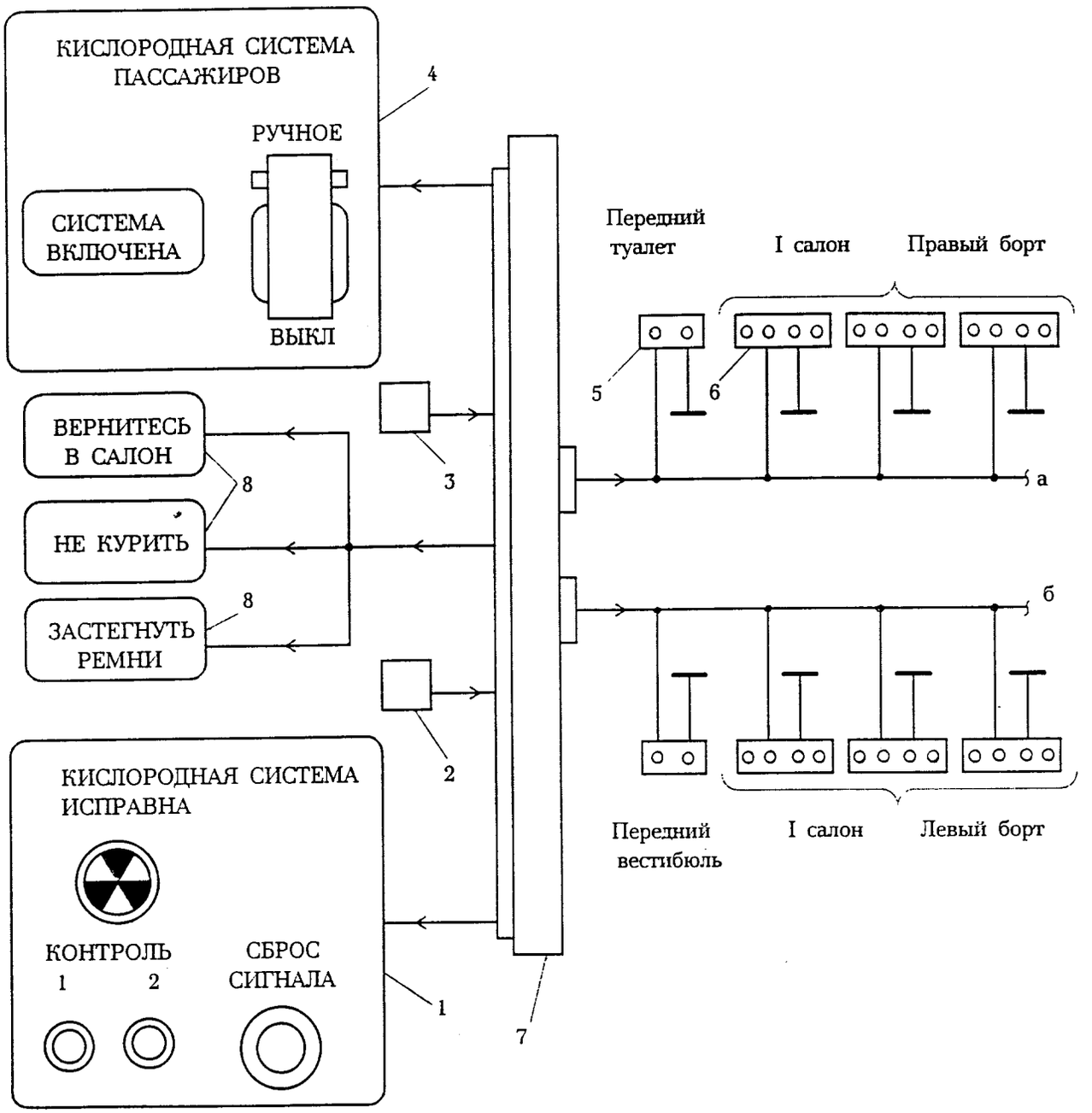
(прод.)



Размещение органов управления и контроля кислородного оборудования в кабине экипажа

Рис. 8.I3.2

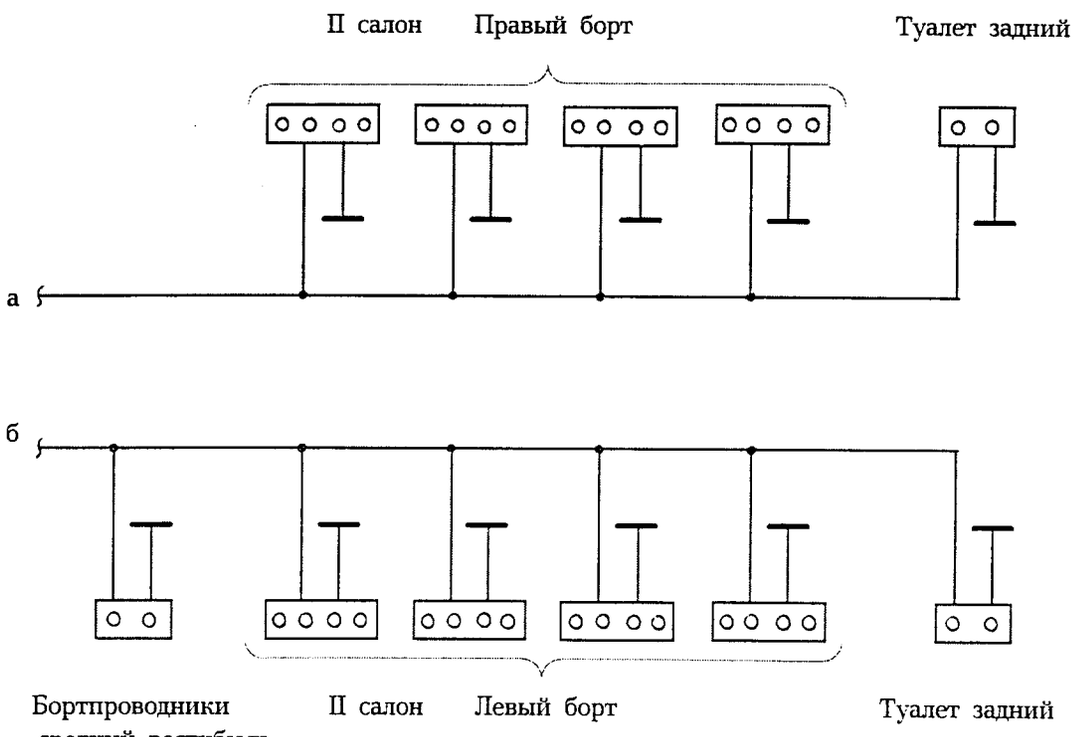
(прод.)



1. Щиток наземного контроля кислородной системы пассажиров
2. Реле давления индукционное РДИА-830-440-0 "1"
3. Реле давления индукционное РДИА-830-440-0 "2"
4. Щиток управления кислородной системой пассажиров

Принципиальная схема автоматической кислородной системы для пассажиров и бортпроводников
Рис. 8.13.3 (лист 1 из 2)

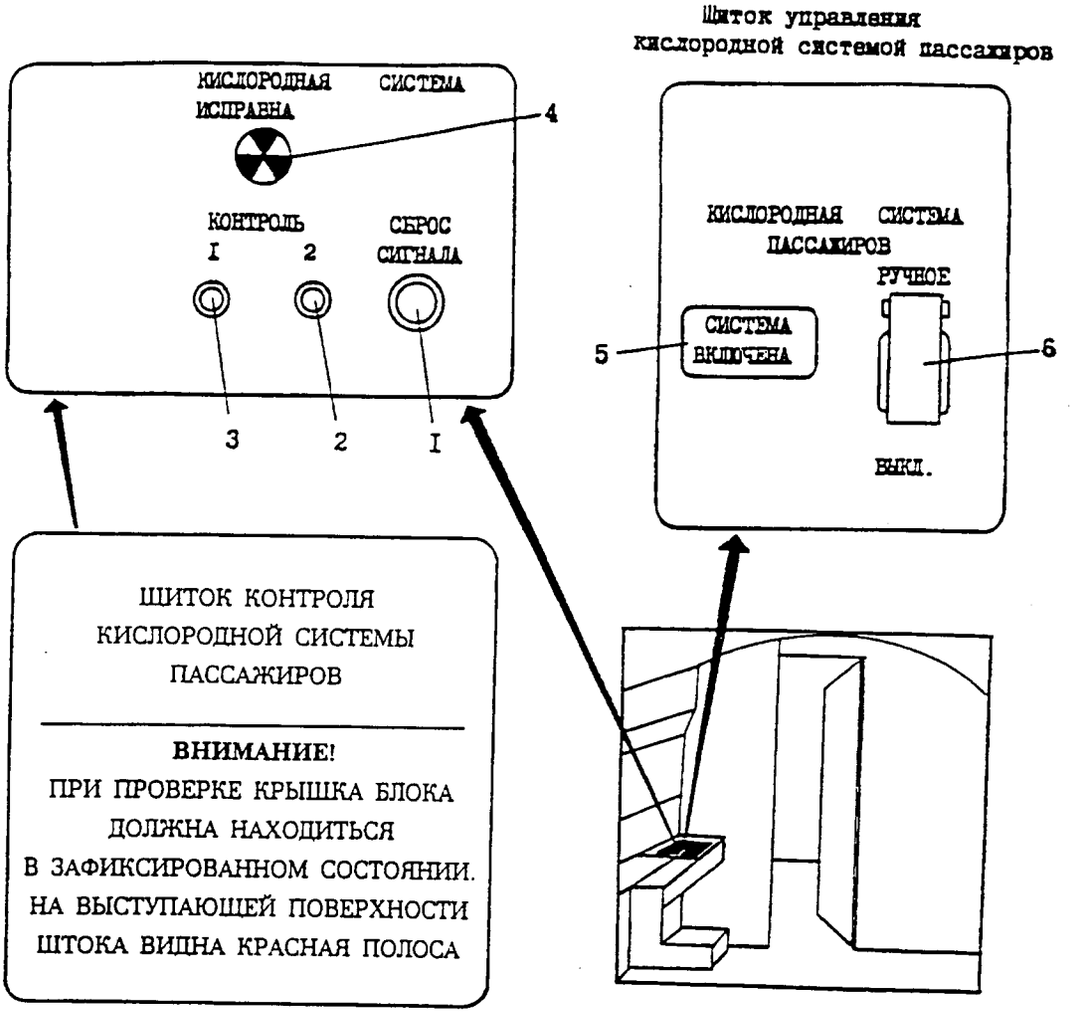
(прод.)



5. Кислородный блок АКБ-17УМ-2
6. Кислородный блок АКБ-17УМ-4
7. Коробка реле включения химической кислородной системы
8. Табло сигнализации в салоне и туалетах

Принципиальная схема автоматической кислородной системы
для пассажиров и бортпроводников
Рис. 8.13.3 (лист 2 из 2)

(прод.)



1. Кнопка КНЗ СБРОС СИГНАЛА
2. Кнопка ПКНI05-I КОНТРОЛЬ "2"
3. Кнопка ПКНI05-I КОНТРОЛЬ "I"
4. Сигнальная лампа СЛМ-6I КИСЛОРОДНАЯ СИСТЕМА ИСПРАВНА
5. Сигнальное табло ТС-5М-3 СИСТЕМА ВКЛЮЧЕНА
6. Выключатель 2ВГ-I5к-2с РУЧНОЕ - ВЫКЛ

Размещение органов управления и контроля кислородной системы для пассажиров и бортпроводников на рабочем месте бортинженера

Рис. 8.I3.4

-oOo-

Ту-154М

Подраздел 8.14

ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА (ПОС) И СТЕКЛООЧИСТИТЕЛИ

ВРЕМЕННОЕ ИЗМЕНЕНИЕ № 39

По вопросу: Снятие обогрева ПОС стабилизатора.

Содержание изменения: 8.I4.I.(2) в I-ой и 2 строках сверху изымается слово "и стабилизатора".

Место вложения: Вложить лицевой стороной к стр. 8.I4.I.

8.I4. ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА (ПОС) И СТЕКЛООЧИСТИТЕЛИ

8.I4.I. Эксплуатационные ограничения

Самолет допускается к полетам в условиях слабого и умеренного обледенения при температуре наружного воздуха не ниже минус I0° С.

Наименование параметра	Единица измерения	Миним.	Норм.	Макс.
(I) Противообледенители двигателей				
а) высотность	м	–	–	I3000
б) время работы на земле и в полете		не ограничено		
(2) Противообледенитель крыла и стабилизатора				
(а) время непрерывной работы: – на земле (только для проверки);	мин	–	–	I,5
– в полете		не ограничено		
(б) температура воздуха на входе в ПОС: – на земле;	°С	–	–	I00
– в полете		–	–	220
(3) Противообледенитель предкрылков				
(а) время работы ПОС в полете		не ограничено		
(б) цикличность работы ПОС I:3 – время нагрева цикличных нагревательных элементов;	с	–	38,5	–
– время охлаждения цикличных нагревательных элементов;		–	II5,5	–
– время нагрева ножевых нагревательных элементов в полете		не ограничено		
(4) Противообледенитель остекления кабины экипажа эксплуатационные ограничения		не установлены		
(5) Противообледенители ПВД				
(а) время непрерывной работы – на земле;	мин	–	–	20
– в полете		не ограничено		

(прод.)

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: I. ПРИ НЕПРЕРЫВНОМ ПРЕБЫВАНИИ В ЗОНЕ СИЛЬНОГО ОБЛЕДЕНЕНИЯ БОЛЕЕ IO МИН ПРИНЯТЬ МЕРЫ К ВЫХОДУ ИЗ ЭТОЙ ЗОНЫ.

2. ВО ИЗБЕЖАНИЕ ПЕРЕГРЕВА КОНСТРУКЦИИ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬ КРЫЛА И СТАБИЛИЗАТОРА ВКЛЮЧАТЬ НА ЗЕМЛЕ НА ВРЕМЯ БОЛЕЕ I,5 МИН ЗАПРЕЩАЕТСЯ.
3. ВО ИЗБЕЖАНИЕ ВЫХОДА ИЗ СТРОЯ СИГНАЛИЗАТОРА СО-I2I, КНОПКУ "КОНТРОЛЬ" НАЖИМАТЬ НА ВРЕМЯ НЕ БОЛЕЕ 2 С, ПОВТОРНОЕ НАЖАТИЕ ЧЕРЕЗ 2 МИН, ПОСЛЕДУЮЩИЕ ЧЕРЕЗ I5 МИН.
4. ВКЛЮЧЕНИЕ ПОС ПРЕДКРЫЛКОВ САМОЛЕТА ПРОИЗВОДИТЬ НА РЕЖИМЕ РАБОТЫ 2-ой СУ НЕ НИЖЕ ПОСАДОЧНОГО МАЛОГО ГАЗА (частота КВД 8I-83,5%) С ПОСЛЕДУЮЩЕЙ УСТАНОВКОЙ РЕЖИМА, НЕОБХОДИМОГО ПО УСЛОВИЯМ ПОЛЕТА.

(прод.)

ВРЕМЕННОЕ ИЗМЕНЕНИЕ № 39

По вопросу: Снятие обогрева ПОС стабилизатора.

Содержание изменения: В предупреждении 2 изымается слово "и стабилизатора".

Место вложения: Вложить лицевой стороной к стр. 8.I4.2.

ВРЕМЕННОЕ ИЗМЕНЕНИЕ № 39

По вопросу: Снятие обогрева ПОС стабилизатора.

Содержание изменения: В графе "Необходимые действия" в 5, 2I, 29, 30 строках сверху снимается слово "и стабилизатор(а)".

Место вложения: Вложить лицевой стороной к стр. 8.I4.3.

8.I4.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(I) Общие сведения	Категорически запрещается производить взлет, если на поверхности самолета имеются лед, снег или иней. Противообледенители двигателей разрешается включать на земле и в полете на всех высотах; противообледенители предкрылков, крыла и стабилизатора – только в полете на всех высотах. Противообледенитель предкрылков включать при взлете после отрыва самолета от земли, в наборе высоты и на снижении – перед входом в зону возможного обледенения; в крейсерском полете – при наличии обледенения, определяемого визуально или по срабатыванию сигнализатора обледенения. Выключать противообледенитель предкрылков через I0...I5 мин после выхода из зоны обледенения, убедившись в отсутствии льда на защищаемых поверхностях. Противообледенители двигателей на земле включать при температуре воздуха плюс 5°С и ниже при наличии облачности, тумана, снегопада, дождя или мороси. В полете противообледенители включать не позже чем за 5 мин до входа в указанные условия и выключать после выхода самолета из этих условий при полной уверенности, что на защищаемых поверхностях нет льда. Противообледенитель крыла и стабилизатора в полете включать не позже чем за 5 мин до входа в облачность, туман, снегопад, дождь или морось при температуре воздуха 5°С и ниже и выключать после выхода самолета из указанной зоны при полной уверенности, что на защищаемых поверхностях нет льда. На всех этапах полета с включенными противообледенителями контролировать их работу по загоранию соответствующих светосигнализаторов, по отклонению стрелки амперметра, а температуру воздуха на входе в противообледенитель крыла и стабилизатора – по указателям термометров СТАБИЛИЗАТОР и КРЫЛО. При включенных противообледенителях работа двигателей на режимах работы КПВ (77,5 – 80,0 %) не рекомендуется. Противообледенители остекления кабины экипажа включать на земле в режим СЛАБО независимо от метеоусловий на все время полета. В полете переключать в режим СИЛЬНО перед входом в зону возможного обледенения, или при срабатывании сигнализатора СО-I2I, а переключать на режим СЛАБО после выхода из зоны обледенения и погасания светосигнализатора ОБЛЕДЕНЕНИЕ.

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Противообледенители ПВД включать на земле на все время полета: – при плюсовых температурах наружного воздуха за 1 мин перед началом разбега; – при нулевой и отрицательных температурах за 3 мин до начала разбега; – в условиях возможного обледенения (температура воздуха +5 °С и ниже, при наличии облачности, тумана, снегопада, дождя или мороси) и при наличии обледенения, определяемого визуально или по срабатыванию сигнализатора обледенения – перед началом руления.
(2) Проверка системы противообледенения	
(а) При неработающих двигателях	Выключатель СО-121 – включить Кнопка СО-121 КОНТРОЛЬ – нажать и отпустить (нажатое положение не более 2 с) При нажатом положении загорается красный светосигнализатор ОБЛЕДЕНЕНИЕ на 6...10 с. Зеленый светосигнализатор ИСПРАВЕН загорается через 30...52 с и гаснет через 55...99 с с момента отпускания кнопки. Выключатель СО-121 – установить в положение ВЫКЛ. Переключатели ОБОГРЕВ ПВД ЛЕВ., ПРАВ. И Б/И, АБСУ в положение КОНТРОЛЬ ИСПРАВНОСТИ ОБОГРЕВА – поочередно нажать и отпустить, загораются и гаснут их зеленые светосигнализаторы Переключатели ОБОГРЕВ ПВД ЛЕВ., ПРАВ. И Б/И, АБСУ – установить в положение ВЫКЛ.
(б) При работающих двигателях	Проверку противообледенителей крыла, стабилизатора и воздухозаборников двигателей производить при работе двигателей на режиме МАЛЫЙ ГАЗ Выключатель ЗАСЛОНКИ ОБОГРЕВА СТАБИЛИЗ. И КРЫЛА ПРАВ., ЛЕВ. на пульте Б/И – включить (в верхнее положение), загораются желтые светосигнализаторы ЗАСЛОНКИ ОБОГРЕВА СТАБИЛИЗ И КРЫЛА ПРАВ,ЛЕВ

(прод)

ВРЕМЕННОЕ ИЗМЕНЕНИЕ № 39

По вопросу: Снятие обогрева ПОС стабилизатора.

Содержание изменения: 8.I4.2.(2) (б) в графе "Необходимые действия":

I) В I и 6 строках снизу изымается "СТАБИЛИЗ И";

2) В IO-й строке снизу изымается слово "стабилизатора".

Место вложения: Вложить лицевой стороной к стр. 8.I4.4.

ВРЕМЕННОЕ ИЗМЕНЕНИЕ № 39

По вопросу: Снятие обогрева ПОС стабилизатора.

Содержание изменения: 1) 8.I4.2.(2) (б) в графе "Необходимые действия" изымается указатель термометра стабилизатора, дважды изымается "СТАБИЛИЗ И".

2) 8.I4.2.(3) (а) в графе "Необходимые действия" в 9-ой строке снизу изымается слово "СТАБИЛИЗ И".

Место вложения: Вложить лицевой стороной к стр. 8.I4.5.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Указатель термометров СТАБИЛИЗАТОР КРЫЛО – проверить температуру воздуха
	Выключатель ЗАСЛОНКИ ОБОГРЕВА СТАБИЛИЗ И КРЫЛА ПРАВ., ЛЕВ. – установить в положение ВЫКЛ, гаснут светосигнализаторы ЗАСЛОНКИ ОБОГРЕВА СТАБИЛИЗ И КРЫЛА ПРАВ., ЛЕВ.
	Выключатели ЗАСЛОНКИ ОБОГРЕВА I ДВИГ, 2 ДВИГ, 3 ДВИГ на пульте Б/И – установить в положение ОТКРЫТО, при этом загораются желтые светосигнализаторы ЗАСЛОНКИ ОБОГРЕВА I ДВИГ, 2 ДВИГ, 3 ДВИГ
	Выключатели ЗАСЛОНКИ ОБОГРЕВА I ДВИГ, 2 ДВИГ, 3 ДВИГ – установить в положение ЗАКРЫТО, при этом гаснут светосигнализаторы
(3) Выполнение полета	
(а) При отсутствии обледенения	
– перед выруливанием	Выключатель СО-I2I – включить
	Переключатели ОБОГРЕВ СТЕКОЛ ЛЕВ., ЛОБОВОЕ, ПРАВ. – установить в положение СЛАБО
– на предварительном старте	Переключатели ОБОГРЕВ ПВД ЛЕВ, ПРАВ И Б/И, АБСУ – включить
– в полете при загорании светосигнализатора ОБЛЕДЕНЕНИЕ или ОБЛЕДЕНЕНИЕ ВНА* или при визуальном обнаружении обледенения	Включить противообледенительную систему, для чего:
	Выключатель предкрылков – включить
	Выключатель ЗАСЛОНКИ ОБОГРЕВ СТАБИЛИЗ И КРЫЛА ПРАВ., ЛЕВ. – включить
	Примечание. При работе двигателей на режиме МАЛЫЙ ГАЗ расход воздуха на СКВ может уменьшаться до значений 4...5 ед по каждой магистрали.
	Выключатели ЗАСЛОНКИ ОБОГРЕВА I ДВИГ, 2 ДВИГ, 3 ДВИГ – установить в положение ОТКРЫТО

* Снят серийно с № 85639, на остальных отключен или снят после выполнения доработки по бюллетеню

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
	Переключатель ОБОГРЕВ СТЕКОЛ ЛЕВ, ЛОБОВОЕ, ПРАВ	– установить в положение СИЛЬНО
(б) В условиях возможного обледенения (температура воздуха +5°С и ниже при наличии облачности, тумана, снегопада, дождя или мороси) и при наличии обледенения, определяемого визуально или по срабатыванию сигнализатора обледенения:		
– после запуска каждого двигателя и выхода его на режим малого газа	Выключатели ЗАСЛОНКА ОБОГРЕВА 1 ДВИГ, 2 ДВИГ, 3 ДВИГ	– установить в положение ОТКРЫТО
	Выключатель СО-I I2I	– включить
– перед выруливанием	Переключатели ОБОГРЕВ СТЕКОЛ ЛЕВ, ЛОБОВОЕ, ПРАВ	– установить в положение СЛАБО
	Переключатели ОБОГРЕВ ПВД ЛЕВ, ПРАВ и Б/И, АБСУ	– включить
– на исполнительном старте	Переключатель ОБОГРЕВ СТЕКОЛ ЛЕВ, ЛОБОВОЕ, ПРАВ	– установить в положение СИЛЬНО
– после отрыва от ВПП	Выключатель предкрылков	– включить (установить в верхнее положение), при этом контролировать работу по светосигнализатору ПРЕДКР (должен периодически загораться) и отклонению стрелки амперметра
	ЗАСЛОНКИ ОБОГРЕВА СТАБИЛИЗ И КРЫЛА ПРАВ, ЛЕВ	– включить (установить в верхнее положение)
– набор высоты и горизонтальный полет	Набор высоты и горизонтальный полет в условиях обледенения, определяемого визуально или по срабатыванию сигнализатора СО-I2I, выполнять с включенной противообледенительной системой самолета, двигателей, предкрылков, ПВД и АБСУ и обогревом стекол на режиме СИЛЬНО.	
– после выхода из обледенения	Переключатель ОБОГРЕВ СТЕКОЛ ЛЕВ, ЛОБОВОЕ, ПРАВ	– установить в положение СЛАБО
	Выключатель ЗАСЛОНКИ ОБОГРЕВА СТАБИЛИЗ И КРЫЛА ПРАВ, ЛЕВ	– выключить

(прод)

ВРЕМЕННОЕ ИЗМЕНЕНИЕ № 39

По вопросу: Снятие обогрева ПОС стабилизатора.

Содержание изменения: 8.I4.2.(3) (б) в левой колонке графы "Необходимые действия" в I-ой и II-ой строках снизу изымается слово "СТАБИЛИЗ И".

Место вложения: Вложить лицевой стороной к стр. 8.I4.6.

ВРЕМЕННОЕ ИЗМЕНЕНИЕ № 39

По вопросу: Снятие обогрева ПОС стабилизатора.

Содержание изменения: 8.I4.2.(3) (б) в левой колонке графы "Необходимые действия" в II строке сверху изымается слово "СТАБИЛИЗ".

Место вложения: Вложить лицевой стороной к стр. 8.I4.7.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Выключатель ПРЕДКР (через 10...15 мин после выхода из зоны обледенения) – выключить
	Выключатель ЗАСЛОНКИ ОБОГРЕВА I ДВИГ, 2 ДВИГ, 3 ДВИГ – установить в положение ЗАКРЫТО
– снижение в условиях обледенения	Действовать так же, как в наборе высоты и горизонтальном полете.
– на пробеге (после касания)	Выключатель ПРЕДКР – установить в положение ВЫКЛ
	Выключатель СО-121 – установить в положение ВЫКЛ
	Выключатели ЗАСЛОНКИ ОБОГРЕВА СТАБИЛИЗ, КРЫЛА, ПРАВ, ЛЕВ при достижении скорости 130 ... 160 км/ч – установить в положение ВЫКЛ
– при заруливании	Переключатель ОБОГРЕВ ППД ЛЕВ, ПРАВ И Б/И, АБСУ – установить в положение ВЫКЛ
– перед выключением двигателей	Переключатель ОБОГРЕВ СТЕКОЛ ЛЕВ, ЛОБОВОЕ, ПРАВ – установить в положение ВЫКЛ
(в) Уход на второй круг в условиях обледенения	Уход на второй круг и повторный заход на посадку выполнять с включенными противообледенителями самолета, двигателей, предкрылков, ППД и АБСУ и обогревом стекол на режиме СИЛЬНО.

(прод)

8.I4.3. Неисправности

Проявление неисправности	Необходимые действия
(I) При включении ПОС одного из двигателей не загорается его желтый светосигнализатор	По согласованию со службой УВД принять меры экстренного выхода из зоны обледенения
(2) При полете в условиях обледенения погас желтый светосигнализатор одного двигателя	Выполнить рекомендации п. (I)
(3) При включении выключателя ЗАСЛОНКИ ОБОГРЕВА СТАБИЛ И КРЫЛА не загораются оба желтых светосигнализатора ЛЕВ и ПРАВ	По согласованию со службой УВД выйти из зоны обледенения и продолжать полет
(4) Не горит красный светосигнализатор ОБЛЕДЕНЕНИЕ Визуально наблюдается появление белых пятен на выступающих частях самолета	Выключатель СО-I2I – выключить Выключатель ПРЕДКР. – включить. Контролировать работу по светосигнализатору ПРЕДКР (должен периодически загораться) Выключатели всех ПОС самолета и двигателей – включить
(5) Не загорается периодически (через II5,5 с желтый светосигнализатор ПРЕДКР).	Если стрелка амперметра отклоняется, полет продолжать. Если стрелка амперметра не отклоняется: Выключатель ПРЕДКР. – в положение ВЫКЛ. и принять меры к скорейшему выходу из зоны обледенения
(6) Желтый светосигнализатор ПРЕДКР горит постоянно	Выключатель ПРЕДКР. – в положение ВЫКЛ. и принять меры к скорейшему выходу из зоны обледенения

(прод)

ВРЕМЕННОЕ ИЗМЕНЕНИЕ № 39

По вопросу: Снятие обогрева ПОС стабилизатора.

Содержание изменения: 8.I4.3.(3) в графе "Проявление неисправности" изымается слово "СТАБИЛИЗ И".

Место вложения: Вложить лицевой стороной к стр. 8.I4.8.

Проявление неисправности	Необходимые действия
(7) Растрескивание внешнего стекла или искрение в нагревательном элементе стекла	
(а) на стоянке	Выключить противообледенитель соответствующего стекла, установив выключатель в положение ВЫК.
(б) в полете	Выключить противообледенитель соответствующего стекла, установив выключатель в положение ВЫК. Принять меры к выходу из зоны обледенения.
(8) Показания указателя, скорости на приборной доске КВС отличаются от показаний КУС на приборной доске 2/П, не изменяются при изменении скорости полета в режиме горизонтального полета, увеличиваются в наборе высоты и уменьшаются при снижении самолета. При этом показания высотомеров одинаковые	Это свидетельствует о потере работоспособности обогревательного элемента ПВД. Проверить включение выключателя ПВД. Если обогрев неисправен, переключить приборы КВС на питание от резервной системы, установив переключатель ДИНАМИЧЕСКОЕ ДАВЛЕНИЕ в положение РЕЗЕРВ, и продолжить полет. Если обогрев исправен, ручку крана ДИНАМИЧЕСКОЕ ДАВЛЕНИЕ не переключать. Показания приборов КВС не использовать. Пилотирование самолета передать 2/П. Проверить включение и исправность ОБОГРЕВ ПВД ПРАВ И Б/И.
(9) На указателях КУС и числа М на приборных досках одного или всех членов экипажа показания уменьшены при неизменном режиме полета и отсутствии болтанки	Это свидетельствует о частичном обледенении ПВД. После выхода из облаков показания КУС и числа М должны восстановиться. Если показания не восстановились, то: – отключить режим V или M, если они были включены; – сохранять постоянный режим работы двигателей; – контролировать выдерживание заданного режима по АГ, вариометру и доплеровской путевой скорости; – для предотвращения выхода самолета на скорости меньше или больше рекомендованных выдерживать текущий угол атаки по АУАСП в пределах 5–7°; – после восстановления показаний скорости и числа М продолжить запланированный полет.

(прод.)

8.I4.4. Краткое описание

(I) Для защиты самолета от обледенения используется горячий воздух от компрессоров двигателей и электрообогрев.
Противообледенители крыла, стабилизатора и двигателей – воздушно-тепловые, а предкрылков, остекления кабины экипажа и ПВД – электротепловые.
Горячий воздух для воздушно-тепловых противообледенителей отбирается от XI и УI ступеней компрессора каждого двигателя. Переключение ступеней отбора производится автоматически в зависимости от режима работы двигателя.
В ПОС двигателей воздух подается через перекрывные заслонки, а в ПОС крыла и стабилизатора через систему отбора воздуха на самолетные нужды.
Управление отбором воздуха на самолетные нужды осуществляется тремя перекрывными кранами КРАНЫ ОТБОРА ВОЗДУХА ДВИГАТЕЛЯ I, 2, 3, закрытое положение которых сигнализируется горением трех желтых светосигнализаторов ОТБОР ВЫКЛ., а отказ их работы загоранием трех красных светосигнализаторов ОТКАЗ ОТБОРА.
Противообледенитель крыла и стабилизатора работает только после включения системы отбора воздуха на самолетные нужды.

(2) На самолете установлен сигнализатор обледенения СО-I2I, имеющий встроенный контроль. Все органы управления и контроля СО-I2I размещены на электрощитке Б/И, см. ПРИЛОЖЕНИЯ, рис. 9.2.2.I8.

Исправность СО-I2IЕМ определяется по методике п. 8.I4.2 (2) (а).

Наличие обледенения самолета в полете сигнализируется загоранием красного светосигнализатора ОБЛЕДЕНЕНИЕ.

(3) Контроль за состоянием обледенения двигателей в полете выполняется по сигнализатору обледенения СО-I2I.

8.I4.4.I. Противообледенители двигателей

(I) Борьба с обледенением двигателя осуществляется обогревом носка воздухозаборника, лонжеронов НА I каскада и кока двигателя горячим воздухом, отбираемым от своего компрессора. Подача воздуха в ПОС осуществляется открытием заслонки, управляемой электромеханизмом. Для каждого двигателя система ПОС автономна.
Управление электромеханизмами заслонок ПОС производится выключателями ЗАСЛОНКИ ОБОГРЕВА I ДВИГ., 2 ДВИГ., 3 ДВИГ., установленными на электрощитке Б/И.

Включенное положение ПОС каждого двигателя сигнализируется загоранием желтого светосигнализатора, размещенного у соответствующего переключателя.
Контроль за исправностью светосигнализаторов и температуры воздуха, поступающего в ПОС, не предусмотрен.

(прод.)

ВРЕМЕННОЕ ИЗМЕНЕНИЕ № 39

По вопросу: Снятие обогрева ПОС стабилизатора.

Содержание изменения: 8.I4.4.(I) в 3 и I4 строках сверху снимается слово "стабилизатора".

Место вложения: Вложить лицевой стороной к стр. 8.I4.I0.

Временное изменение № 38

По вопросу: Снятие обогрева ПОС предкрылков ОЧК.

Содержание изменения: В пунктах 8.I4.4.3.(2) и 8.I4.4.3.(5) соответственно по тексту "четыре секции" изменяется на "две секции" и "IУ секции" изменяется на "I секции".

Место вложения: Вложить лицевой стороной к стр. 8.I4.II.

ВРЕМЕННОЕ ИЗМЕНЕНИЕ № 39

По вопросу: Снятие обогрева ПОС стабилизатора.

Содержание изменения: 8.I4.4.2 по всему тексту снимаются слова "и стабилизатора" и "СТАБИЛИЗ.", а также указатель температуры.

Место вложения: Вложить лицевой стороной к стр. 8.I4.II.

ВРЕМЕННОЕ ИЗМЕНЕНИЕ № 45

По вопросу: Эксплуатация самолёта с незадействованной ПОС предкрылков ОЧК и стабилизатора или только ПОС предкрылков ОЧК.

Содержание изменения: Стр.8.14.11, апр 24/84, п.8.14.4.3:

- подп. (2), второй дефис слово "четыре" изменить на "две".
- подп. (5), последняя строка цифру "IV" изменить на "I".

Место вложения: Вложить лицевой стороной к стр. 8.14.11.

8.I4.4.2. Противообледенитель крыла и стабилизатора

Обогрев носков корневой части крыла и стабилизатора осуществляется горячим воздухом, отбираемым от двигателей, который через систему отбора воздуха на самолетные нужды подается в ПОС крыла и стабилизатора, через две перекрывные заслонки, которые управляются одним выключателем ЗАСЛОНКИ ОБОГРЕВА СТАБИЛИЗ И КРЫЛА. Открытое положение заслонок сигнализируется горением двух желтых светосигнализаторов ЛЕВ и ПРАВ, размещенных под переключателем ПОС. Температура поступающего воздуха в ПОС контролируется двумя термометрами СТАБИЛИЗАТОР и КРЫЛО. При отказе одного из двигателей или его системы отбора воздуха работоспособность ПОС сохраняется нормальной.

8.I4.4.3. Противообледенитель предкрылков

(I) Противообледенитель предкрылков электротепловой и состоит из:

- нагревательных элементов;
- программного механизма;
- коммутационной аппаратуры;
- выключателя ПРЕДКР;
- желтого светосигнализатора ПРЕДКР.

Органы управления размещены на электрощитке Б/И, см. ПРИЛОЖЕНИЯ, рис. 9.2.2.I8.

(2) Нагревательные элементы включают в себя:

- один продольный тепловой "нож" постоянного действия;
- четыре секции циклического действия (38,5 с - нагрев, II5,5 с - охлаждение).

Все нагревательные элементы состоят из двух половин: левой и правой, которые включены параллельно.

(3) Питание противообледенителя предкрылков осуществляется от сети П трехфазного переменного тока напряжением II5/200 В, 400 Гц.

(4) Управление противообледенителем осуществляется выключателем ПРЕДКР, установленным на электрощитке Б/И.

(5) Контроль за работой противообледенителя осуществляется по циклическому загоранию желтого светосигнализатора ПРЕДКР и отклонению стрелки амперметра. Светосигнализатор ПРЕДКР загорается на 38,5 с через каждые II5,5 с при включении IУ секции.

(6) При полете в условиях обледенения противообледенитель разрешается использовать без ограничения времени.

(прод)

(7) Во избежание перегрева предкрылков на земле включение противообледенителя заблокировано концевым выключателем обжатого положения опор шасси.

(8) Проверка исправности противообледенителя перед полетом выполняется техническим составом с помощью специального тестера.

8.I4.4.4. Противообледенитель остекления кабины экипажа

Противообледенитель остекления кабины экипажа предназначен для защиты стекол от обледенения и запотевания с внешней стороны.
На фонаре кабины экипажа установлено три электрообогревных стекла; левое, лобовое, и правое.
Управление обогревом осуществляется тремя переключателями ОБОГРЕВ СТЕКОЛ ЛЕВ, ЛОБОВОЕ, ПРАВ, имеющими три положения СЛАБО – ВЫК – СИЛЬНО. Переключатели размещены на верхнем электрощитке пилотов (рис. 8.I4.I).
Питание обогрева стекол производится от сети переменного тока II5/200 В, 400 Гц через автотрансформаторы.
Обогрев стекол имеет два режима работы "СЛАБО" и "СИЛЬНО".
Включение режимов производится вручную установкой переключателей в положение СЛАБО и СИЛЬНО, при этом происходит переключение питания ПОС с напряжения II5 В на 200 В.
Во избежание перегрева стекол на земле включение режима СИЛЬНО заблокировано концевым выключателем обжатого положения опор шасси.
Температура стекол поддерживается автоматически на заданном уровне с помощью автомата обогрева стекол.

8.I4.4.5. Противообледенитель ПВД

Для предохранения ПВД от обледенения в них встроены электрообогревательные элементы.

Питание обогревателей производится постоянным током напряжением 27 В. Управление обогревательными элементами ПВД осуществляется тремя переключателями ОБОГРЕВ ПВД ЛЕВ, ПРАВ и Б/И, АБСУ – ВЫК – КОНТРОЛЬ ИСПРАВНОСТИ ОБОГРЕВА. Первые два положения – фиксированные, а нижнее – нажимное (см. рис. 8.I4.I). Исправность нагревательных элементов проверяется поочередным нажатием переключателей в положение КОНТРОЛЬ ИСПРАВНОСТИ ОБОГРЕВА, при этом горение зеленого светосигнализатора, размещенного под соответствующим переключателем, свидетельствует об исправности нагревательного элемента.

(прод)

8.I4.4.6. Электромеханический стеклоочиститель

Стеклоочистители предназначены для удаления атмосферных осадков (дождь, мокрый снег) со стекол кабины экипажа при взлете и посадке самолета на скоростях до 500 км/ч. Стеклоочистители смонтированы на левом и правом боковых стеклах кабины экипажа, управление ими раздельное с боковых пультов пилотов.

В зависимости от интенсивности атмосферных осадков предусмотрена работа стеклоочистителей на малой или большой скорости.

Управление стеклоочистителями осуществляется переключателями СТЕКЛООЧИСТИТЕЛЬ, установленными на боковых пультах пилотов. Переключатели имеют три положения: МАЛАЯ СКОРОСТЬ, ВЫКЛЮЧЕНО, БОЛЬШАЯ СКОРОСТЬ. Из положения ВЫКЛЮЧЕНО включается необходимая в данный момент скорость.

Перед полетом необходимо убедиться в наличии гидрофобного покрытия лобовых стекол кабины экипажа. При необходимости лобовые стекла кабины экипажа должны быть протерты от пыли и обработаны гидрофобизирующей жидкостью ТГ-IO.

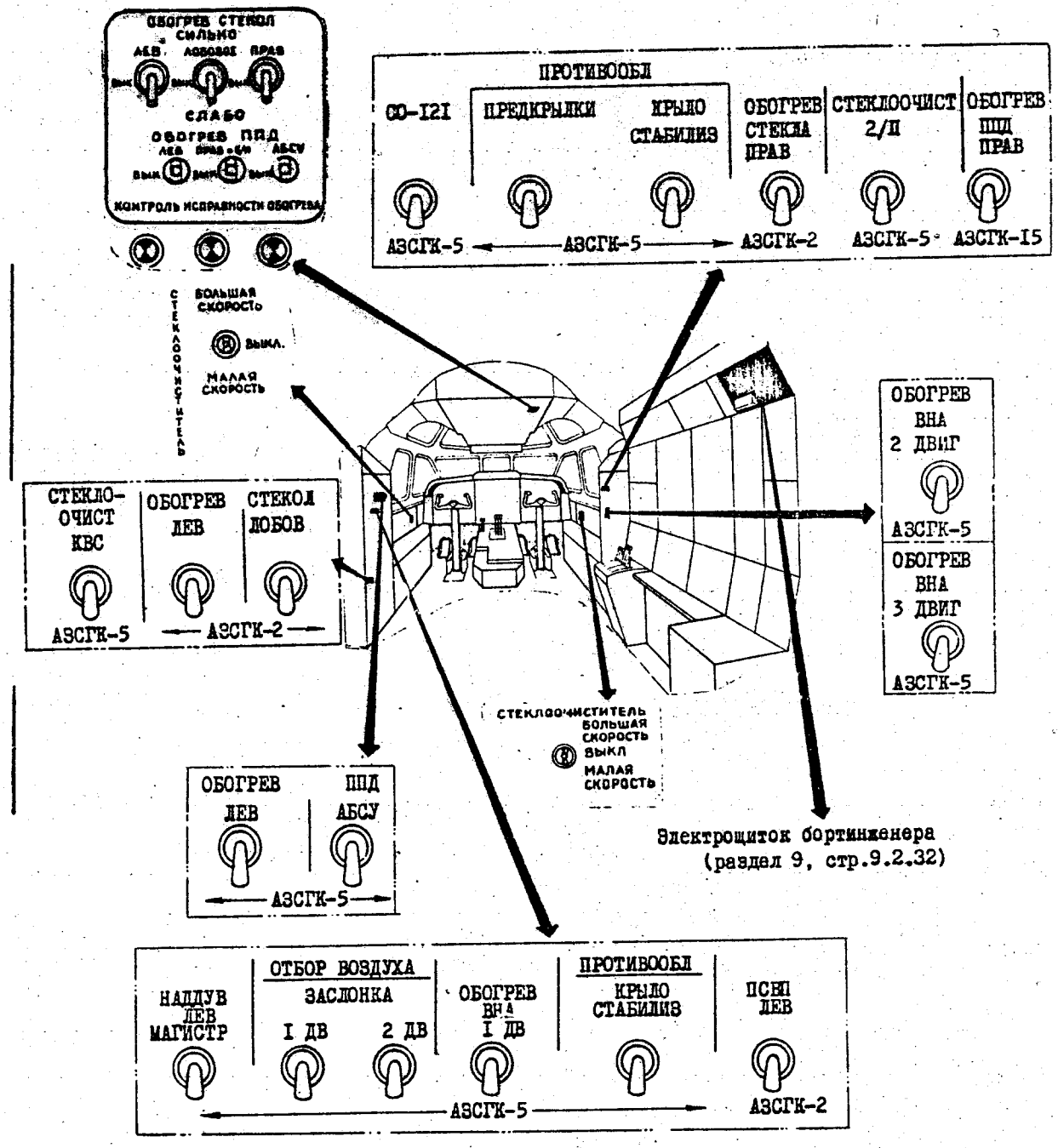
При полете самолета в условиях дождя с гидрофобным покрытием на стеклах пользоваться стеклоочистителями разрешается только в тех случаях, когда обнаружена неэффективность действия покрытия.

Проверку стеклоочистителей на земле рекомендуется производить при работе их на каждой скорости в течение I...2 мин. При этом под щетками стеклоочистителей стекла снаружи должны смачиваться водой.

При отрицательных температурах наружного воздуха включать стеклоочистители разрешается только после включения обогрева стекол, убедившись в том, что щетки не примерзли к стеклам.

ВНИМАНИЕ. ПРОТИРАТЬ СТЕКЛА ЗАГРЯЗНЕННОЙ (МАСЛОМ, ЖИРАМИ И ДР.) ВЕТОШЬЮ, А ТАКЖЕ ПОЛЬЗОВАТЬСЯ СТЕКЛООЧИСТИТЕЛЯМИ ПРИ СУХИХ СТЕКЛАХ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

(прод)



Расположение органов управления и контроля ПОС

Рис. 8.I4.I

—oOo—

Ту-154М

Подраздел 8.15

ПРОТИВОПОЖАРНАЯ СИСТЕМА (ППС)

8.I5. ПРОТИВОПОЖАРНАЯ СИСТЕМА (ППС)

8.I5.I. Эксплуатационные ограничения

Наименование параметра	Единица измерен.	Миним.	Норм.	Макс.
Время, через которое разрешается приводить систему ППС в исходное положение после включения огнетушителей	с	20	-	-

8.I5.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(I) Осмотр в кабине экипажа	**Б о р т и н ж е н е р**
	АЗС П/ПОЖАРНАЯ СИСТЕМА - включить
	Выключатель ПИТАНИЕ-ВЫКЛ (щиток ППС) - установить в положение ПИТАНИЕ
	Кнопка КОНТРОЛЬ ЛАМП (щиток ППС) - нажать и отпустить. По загоранию и погасанию всех светосигнализаторов на щитке ППС (кроме светосигнализаторов ДЫМ В ГРУЗОВЫХ ПОМЕЩЕНИЯХ № I и № 2) и светосигнальных табло ПОЖАР на козырьках приборных досок пилотов, убедиться в их исправности.
	Красные кнопки-лампы № I и № 2 (дым в грузовых помещениях) - поочередно нажать и отпустить. По загоранию и погасанию убедиться в их исправности
	Кнопки КОНТРОЛЬ I,2,3,4 - поочередно нажать и отпустить. При нажатии каждой кнопки КОНТРОЛЬ кнопка-лампа № I и красные светосигнальные табло

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
		ПОЖАР на пульте Б/И и козырьках приборных досок пилотов должны загораться и гаснуть, кратковременно звучит сирена
	Кнопки КОНТРОЛЬ I, 2, 3	- поочередно нажать и отпустить. При нажатии каждой кнопки КОНТРОЛЬ кнопка-лампа № 2 и красные светосигнальные табло ПОЖАР на пульте Б/И и козырьках приборных досок пилотов должны загораться и гаснуть, кратковременно звучит сирена
	В т о р о й п и л о т	
	Кнопка ПРОВЕРКА ЛАМП ТАБЛО (боковой пульт 2/П)	- нажать и отпустить. Светосигнальные табло ПОЖАР (на козырьках приборных досок пилотов) должны загореться и погаснуть
(2) Перед запуском двигателей	Б о р т и н ж е н е р	
	АЗС П/ПОЖАРНАЯ СИСТЕМА	- убедиться во включении
	Выключатель ПИТАНИЕ-ВЫКЛ (щиток ПИС)	- установить в положение ПИТАНИЕ. При этом все светосигнализатори ПИС гореть не должны
(3) При пожаре в гондолах двигателей или отсеке ВСУ	См. подразделы 6.I, 6.2,	
(4) При пожаре в грузовых помещениях	См. подраздел 6.3.	

(прод.)

8.15.3. Неисправности

Проявление неисправности	Необходимые действия
(1) При нажатии кнопки КОНТРОЛЬ ЛАМП (на щитке ППС) не загораются светосигнализаторы и светосигнальные табло	Вылет запрещается. Лампы заменить
(2) При нажатии на кнопку-лампу ДЫМ В ГРУЗОВЫХ ПОМЕЩЕНИЯХ № 1 или № 2 они не загораются	Вылет запрещается. Кнопку-лампу заменить
(3) При поочередном нажатии кнопок КОНТРОЛЬ 1, 2, 3, 4; КОНТРОЛЬ 1, 2, 3 (на щитке ППС) не загорается соответствующая лампа-кнопка	Вылет запрещается. Соответствующий сигнализатор пожара ДС-3М2 заменить

8.15.4. Краткое описание

(1) Противопожарная система гондол двигателей и отсека ВСУ предназначена для обнаружения и ликвидации пожара в гондолах двигателей и отсеке ВСУ.

(2) Противопожарная система состоит из:
- системы сигнализации о пожаре, включающие в себя датчики, установленные в гондолах двигателей и отсеке ВСУ, и исполнительные блоки;
- трех очередей огнетушителей;
- двух блоков электромагнитных распределительных клапанов, трубопроводы и распылительные коллекторы;
- механизма аварийного включения системы пожаротушения при посадке самолета с убранным шасси;
- щитка пожарной сигнализации;
- двух красных светосигнальных табло ПОЖАР, размещенных на козырьках приборных досок КВС и 2/П.

При возникновении пожара в гондолах двигателей или в отсеке ВСУ загораются светосигнальные табло ПОЖАР на козырьках приборных досок пилотов и пульте Б/И, соответствующая красная лампа-кнопка на щитке пожарной сигнализации, указывающая место пожара, красное светосигнальное табло НЕИСПР ДВИГ 1, 2, 3* (на средней приборной доске пилотов) отказавшего двигателя, красный светосигнализатор в головке рычага останова отказавшего двигателя и включается на непрерывное звучание сирена.
Одновременно к месту пожара автоматически подается огнегасящее вещество из огнетушителей первой очереди.

* На самолетах № 85609, 85610, 85611, 85612, 85614, 85615, 85616, серийно с № 85617, на остальных – после выполнения доработки по бюллетеню.

(прод.)

Вторая и третья очереди огнетушителей включаются вручную нажатием соответствующих кнопок. Загоревшиеся при этом желтые светосигнализаторы свидетельствуют о срабатывании пиропатронов соответствующих очередей огнетушителей.
Предусмотрено включение I очереди огнетушителей вручную во все защищаемые отсеки нажатием соответствующих красных ламп-кнопок, сигнализирующих место пожара.

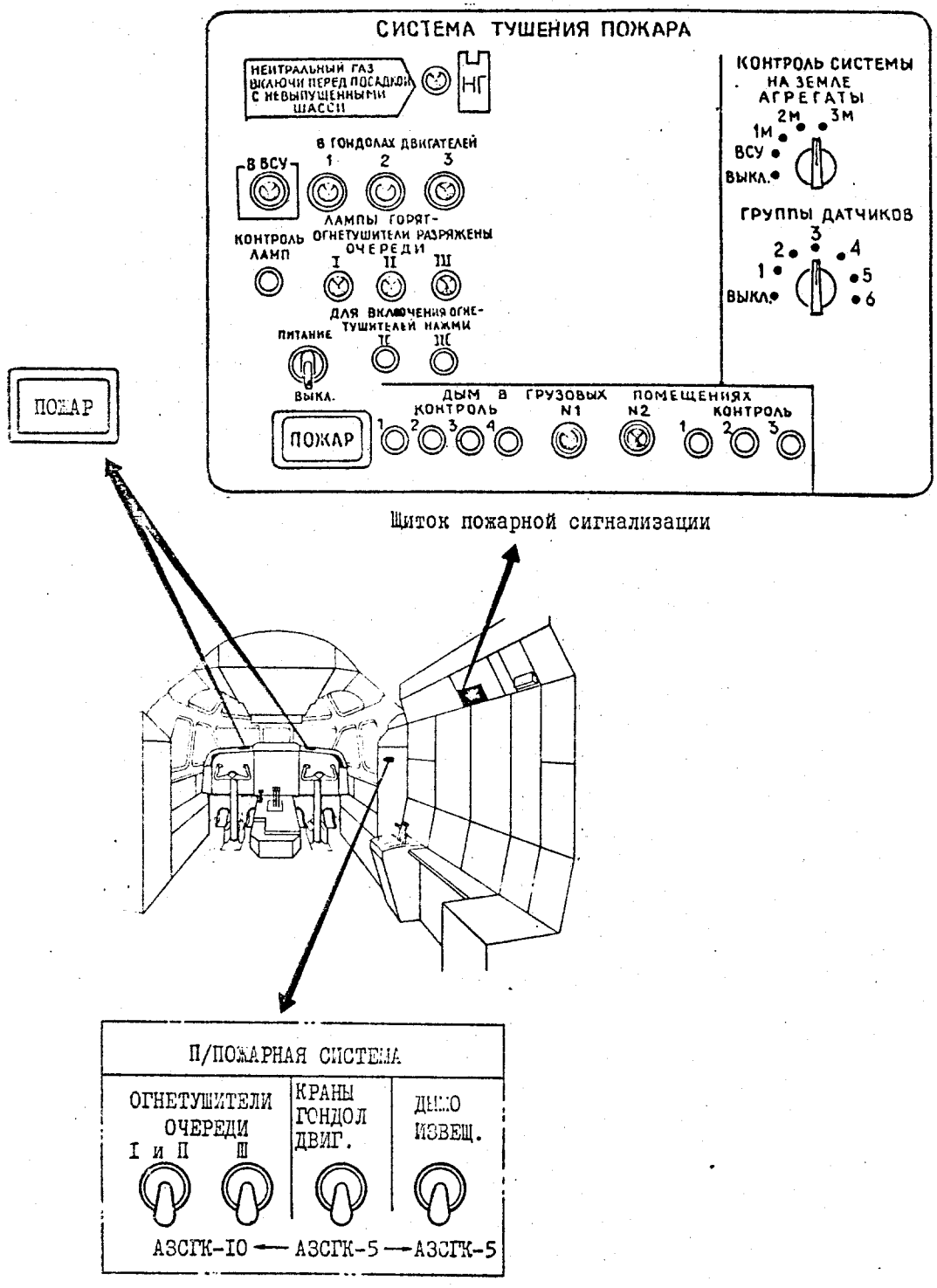
Кроме того, при пожаре в отсеке ВСУ предусмотрен автоматический останов двигателя ВСУ. При посадке самолета с убранным шасси автоматически, от механизма аварийного включения, включается ПЖС во все мотогондолы основных двигателей.

(3) Система дымоизвещения в грузовых помещениях состоит из 7 сигнализаторов пожара (4 в переднем и 3 в среднем грузовых помещениях), 7 кнопок контроля исправности сигнализаторов и двух красных светосигнализаторов № I и № 2, указывающих место появления повышенной концентрации дыма. Кнопки контроля и светосигнализаторы размещены на щитке ПЖС.

При нажатии кнопки КОНТРОЛЬ I, 2, 3, 4 загораются и гаснут кнопка-лампа № I и красные светосигнальные табло ПОЖАР на щитке ПЖС Б/И и козырьках приборных досок пилотов, кратковременно звучит сирена. При нажатии кнопок КОНТРОЛЬ I, 2, 3 загораются и гаснут кнопка-лампа № 2 и красные светосигнальные табло ПОЖАР на щитке ПЖС Б/И и козырьках приборных досок пилотов, кратковременно звучит сирена.

При пожаре в грузовом помещении возникает дым, который попадает в датчик и создает рассеивание света, которое регистрируется фоторезистором, далее сигнал усиливается каскадным усилителем и подается на красный светосигнализатор № I (№ 2) и красные светосигнальные табло ПОЖАР на пульте Б/И и козырьках приборных досок пилотов. Все цепи питания ПЖС защищены автоматами АЗС с трафаретом П/ПОЖАРНАЯ СИСТЕМА на правой панели АЗС. Расположение органов контроля и управления ПЖС, см. рис. 8.I5.I.

(прод)



Щиток пожарной сигнализации

Органы управления и контроля противопожарной системы

Рис. 8.I5.I

8.15а.* ПРОТИВОПОЖАРНАЯ СИСТЕМА (ППС)

8.15а.1. Эксплуатационные ограничения

Наименование параметра	Единицы измерения	Миним.	Норм.	Макс.
Время, через которое разрешается приводить систему ППС в исходное положение после включения огнетушителей	с	20	-	-

8.15а.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Осмотр в кабине экипажа	Бортинженер АЗС П/ПОЖАРНАЯ СИСТЕМА - включить Выключатель СПЗ (щиток СИСТЕМА ПОЖАРНОЙ ЗАЩИТЫ) - установить в верхнее положение. Желтый светосигнализатор ВКЛЮЧИ СПЗ погаснет Кнопку КОНТРОЛЬ ЛАМП (щиток СПЗ) - нажать и отпустить. По загоранию и погасанию всех светосигнализаторов на щитке СПЗ убедиться в их исправности Кнопку КОНТРОЛЬ ОГНЕТУШИТЕЛЕЙ (щиток СПЗ) - нажать и отпустить. По загоранию и погасанию белых светосигнализаторов ОЧЕР 1, ОЧЕР 2, ОЧЕР 3 убедиться в исправности электроцепей огнетушителей Кнопку КОНТРОЛЬ СИГНАЛИЗАТОРОВ ДЫМА (щиток СПЗ) - нажать и отпустить. Убедиться в исправности по загоранию и погасанию: 1) желтых светосигнальных табло: БГО1 - ДЫМ, ◁ ЛЮК ЗОНЫ II, ЛЮК ▷ ЗОНЫ II, ЛЮК ЗОНЫ III, ЛЮК ЗОНЫ IV; БГО2 - ДЫМ, ЛЮК ЗОНЫ V, ◁ ЛЮК ЗОНЫ VI, ЛЮК ▷ ЗОНЫ VI (для самолетов № 85709);

* Для самолетов с модифицированной системой пожарной защиты.

(прод.)

Вложить лицевой стороной к стр. 8.15а.1

На стр. 8.15а.1 (Июнь 22/99) пункт 8.15а.2, подпункт (1):
в конце третьей колонки текст в скобках дать в новой редакции:

(для самолетов до № 85709);

Условия (этап) работы		Необходимые действия	
			желтых светосигнальных табло: БГО1 - ДЫМ, ЗОНА II, ЗОНА II, ЗОНА III, ЗОНА IV; БГО2 - ДЫМ, ЗОНА V, ЗОНА V, ЗОНА VI (для самолетов с №85710, на предыдущих - после выполнения доработки); 2) красных светосигнальных табло ПОЖАР на щитке СПЗ и козырьках приборных досок пилотов; а также по загоранию в проблесковом режиме и погасанию желтого светосигнализатора ПРОВЕРЬ ПОЖАР, ПЕРЕГРЕВ, ДЫМ. Убедиться при этом в звучании сирены
		Второй пилот	
		Кнопку ПРОВЕРКА ЛАМП ТАБЛО (боковой пульт 2/П)	- нажать и отпустить. Светосигнальные табло ПОЖАР (на козырьках приборных досок пилотов) должны загореться и погаснуть
			Изм. №28 от 20.02.01
(2)	Перед запуском двигателей	**Бортинженер**	
		АЗС П/ПОЖАРНАЯ СИСТЕМА	- убедиться во включении
		Выключатель СПЗ (щиток СПЗ)	- установить в верхнее положение. При этом все светосигнализаторы гореть не должны
(3)	При пожаре, перегреве в гондолах двигателей или при пожаре в отсеке ВСУ	См. подразделы 6.1, 6.2	
(4)	При пожаре в грузовых помещениях	См. подраздел 6.3	

Вложить лицевой стороной к стр. 8.15а.2

На стр. 8.15а.2 (Март 5/01) пункт 8.15а.2, третья колонка, подпункт (2):

1) в первом абзаце во второй строке текст "щитке СПЗ и" – изъять;

2) в конце первого абзаца поставить одну звездочку, а в конце страницы дать сноску:

---

* Табло ПОЖАР на козырьках приборных досок пилотов не горят после выполнения доработки по бюллетеню № 154-4738 БУ. ;

3) во втором абзаце, в первой строке фразу "а также" – изъять.

8.15а.3. Неисправности

Проявление неисправности	Необходимые действия
(1) При нажатии кнопки КОНТРОЛЬ ЛАМП (на щитке СПЗ) не загорается какой-либо светосигнализатор	Вылет запрещается. Лампы заменить
(2) При нажатии кнопки КОНТРОЛЬ ОГНЕТУШИТЕЛЕЙ (на щитке СПЗ) не загораются светосигнализаторы ОЧЕР 1, ОЧЕР 2, ОЧЕР 3	Вылет запрещается. Заменить пиропатроны в огнетушителях
(3) При нажатии кнопки КОНТРОЛЬ СИГНАЛИЗАТОРОВ ДЫМА (на щитке СПЗ) не загораются светосигнальные табло: БГО1 - ДЫМ, ◁ЛЮК ЗОНЫ II, ЛЮК ▷ ЗОНЫ II, ЛЮК ЗОНЫ III, ЛЮК ЗОНЫ IV; БГО2 - ДЫМ, ЛЮК ЗОНЫ V, ◁ ЛЮК ЗОНЫ VI, ЛЮК ▷ ЗОНЫ VI (для самолетов по № 85709); БГО1 - ДЫМ, ЗОНА II, ЗОНА II, ЗОНА III, ЗОНА IV; БГО2 - ДЫМ, ЗОНА V, ЗОНА V, ЗОНА VI, (для самолетов с № 85710, на предыдущих - после выполнения доработки); а также не загорается в проблесковом режиме светосигнализатор ПРОВЕРЬ ПОЖАР, ПЕРЕГРЕВ, ДЫМ; не загораются светосигнальные табло ПОЖАР на щитке СПЗ и козырьках приборных досок пилотов и не звучит при этом сирена	Вылет запрещается. Соответствующий сигнализатор пожара ДС-3М2 заменить
(4) На щитке СПЗ горит светосигнализатор ОЧЕР 1 Примечание. Возможно горение с пониженной яркостью светосигнализатора ОЧЕР 1	Вылет запрещается. Проверить на панели АЗС левой включение автомата защиты сети ОГНЕТУШИТЕЛИ ОЧЕРЕДЬ 1, КАНАЛ 1 и на панели АЗС правой включение автомата защиты сети ОГНЕТУШИТЕЛИ ОЧЕРЕДЬ 1, КАНАЛ 2. Если АЗС не включены, то включить. Должен погаснуть светосигнализатор ОЧЕР 1

(прод.)

Вложить лицевой стороной к стр. 8.15а.3

На стр. 8.15а.3 (Июнь 22/99) пункт 8.15а.3, левая колонка, подпункт (3):

1) последний абзац, во второй строке текст "щитке СПЗ и" – изъять;

2) в конце слова "пилотов" поставить одну звездочку, а в конце страницы дать сноску:

---

* Табло ПОЖАР на козырьках приборных досок пилотов не горят после выполнения доработки по бюллетеню № 154-4738 БУ.

8.15а.4. Краткое описание

(1) Противопожарная система гондол двигателей и отсека ВСУ предназначена для обнаружения и ликвидации пожара в гондолах двигателей и отсеке ВСУ.

(2) Противопожарная система состоит из:

- системы сигнализации о пожаре ССП-2А сер. 2, включающей в себя для каждого отсека двигателей 18 датчиков ДПС, соединенных с двумя каналами блока БИ-2. . сер. 2, и для отсека ВСУ 9 датчиков ДПС, соединенных с одним каналом блока БИ-2А сер. 2.
  При пожаре в гондоле двигателя в зависимости от интенсивности на щиток СИСТЕМА ПОЖАРНОЙ ЗАЩИТЫ при сраба- вании одного канала блока выдается сигнал ПЕРЕГРЕВ. при срабатывании двух каналов блока - сигнал ПОЖАР.
  При пожаре в отсеке ВСУ при срабатывании одного канала блока выдается сигнал ПОЖАР;
- двух красных светосигнальных табло ПОЖАР, работающих в проблесковом режиме, размещенных на козырьках приборных досок КВС и 2/П;
- красного светосигнализатора в рукоятке рычага останова, загорающегося по сигналу открытия крана подачи хладона в отсек горящего двигателя;
- щитка СИСТЕМА ПОЖАРНОЙ ЗАЩИТЫ;
- системы пожаротушения, включающей в себя три очереди огнетушителей, два блока электромагнитных распределительных кранов подачи хладона, трубопроводы и распределительные коллекторы.
  Первая очередь срабатывает автоматически после выключения двигателя и закрытия его пожарного крана. Закрытие пожарного крана происходит после перевода рычага останова двигателя в положение СТОП-КРАН ЗАКРЫТ и только при наличии сигнала от системы сигнализации о пожаре.

  Включение второй и третьей очередей - принудительное.

  При пожаре в отсеке ВСУ автоматически включается первая очередь пожаротушения. Одновременно происходит остановка двигателя ВСУ, закрытие его пожарного крана и створок воздухозаборника;
- механизма аварийного включения системы пожаротушения во все гондолы основных двигателей при посадке самолета с убранным шасси.

(3) Возникновение перегрева или пожара в гондолах двигателей сигнализируется:

- высвечиванием в проблесковом режиме красного табло ПОЖАР* на козырьках приборных досок пилотов;
- высвечиванием красного табло НЕИСПР ДВИГ 1, 2, 3 (при пожаре*) на средней приборной доске пилотов, в гондоле которого возник пожар;
- высвечиванием красного светосигнализатора в рукоятке рычага останова двигателя, в отсеке которого возник пожар;

* После выполнения доработки по бюллетеню табло ПОЖАР при перегреве не высвечивается, а табло НЕИСПРАВ ДВИГ 1, 2, 3 горит.

(прод.)

- высвечивание в проблесковом режиме желтого табло ПРОВЕРЬ ПОЖАР, ПЕРЕГРЕВ, ДЫМ на щитке СПЗ;

- высвечиванием на щитке СПЗ табло интенсивности пожара - желтого ПЕРЕГРЕВ или одновременно желтого ПЕРЕГРЕВ и красного ПОЖАР;

- высвечиванием на щитке СПЗ кнопки-табло открытия крана подачи хладона в отсек, где возник пожар;

- звуковым сигналом сирены.

(4) В зависимости от интенсивности пожара

а) При пожаре, если на щитке СИСТЕМА ПОЖАРНОЙ ЗАЩИТЫ горят одновременно табло ПОЖАР и ПЕРЕГРЕВ;

- выключить двигатель, в отсеке которого возник пожар, переводом рычага останова двигателя в положение СТОП-КРАН ЗАКРЫТ;

- убедиться по высвечиванию табло на щитке СПЗ, что пожарный кран закрылся и автоматически включилась первая очередь пожаротушения (загорится табло ОЧЕР 1);

- через 20 - 30 с после закрытия пожарного крана и включения первой череди пожаротушения, если интенсивность пожара не снижается, горят табло ПОЖАР на козырьках приборных досок пилотов и на щитке СПЗ, применить вторую и третью очереди пожаротушения.

После ликвидации пожара сигнализация ПОЖАР на козырьках приборных досок пилотов, сигнализация ПРОВЕРЬ ПОЖАР, ПЕРЕГРЕВ, ДЫМ и ПЕРЕГРЕВ, ПОЖАР на щитке СПЗ снимается. Высвечиваются только сигнализаторы открытого положения крана подачи хладона, закрытого положения пожарного крана, сигнализатора в рычаге останова двигателя, сигнализаторы НЕИСПР ДВИГ на средней приборной доске пилотов и сигнализаторы ОЧЕР 1 (ОЧЕР 2, ОЧЕР 3) разряженных очередей пожаротушения на щитке СПЗ.

ВНИМАНИЕ. Если после выключения двигателя не включается автоматически первая очередь пожаротушения, ее можно включить принудительно, нажав на кнопку-табло ОЧЕР 1, убедившись предварительно по высвечиванию кнопки-табло ДВИГ № ..., что кран подачи хладона в горящий отсек открыт.

б) При перегреве, если на щитке СИСТЕМА ПОЖАРНОЙ ЗАЩИТЫ горит только табло ПЕРЕГРЕВ:

- уменьшить режим работы до малого газа аварийному двигателю и отключить отбор СКВ, ПОС и выключить генератор, проверить погасание табло ПЕРЕГЕРВ;

- если после этих действий перегрев не ликвидирован, выключить двигатель переводом рычага останова в положение СТОП-КРАН ЗАКРЫТ.

(прод.)

Автоматически закроется пожарный кран и включится первая очередь пожаротушения.

ВНИМАНИЕ: 1. Если применение первой очереди не привело к погасанию табло ПЕРЕГРЕВ, в том числе и кратковременному, то это свидетельствует о несиправности сигнализации о пожаре (ложное срабатывание) при отсутствии пожара.

2. Разрешается при необходимости запустить двигатель, выключенный по ложному сигналу системы сигнализации о пожаре для завершения полета.

3. Двигатель, в отсеке которого действительно был пожар, запускать запрещается.

(5) Если пожар ликвидирован:

- установить переключатель пожарного крана на щитке топливной системы в положение ЗАКРЫТО;

- установить переключатели генератора и отбора воздуха выключенного двигателя в положение ВЫКЛЮЧЕНО;

- установить выключатель СПЗ в нижнее (выключенное) положение и после высвечивания табло ВКЛЮЧИ СПЗ возвратить его в верхнее (включенное) положение.
Сигнализация на щитке СПЗ открытого положения крана подачи хладона, светосигнализатор в рукоятке рычага останова двигателя должны погаснуть.

(6) Возникновение пожара в отсеке ВСУ сигнализируется:

- высвечиванием табло ПОЖАР на козырьках приборных досок пилотов;

- высвечиванием табло ПРОВЕРЬ ПОЖАР, ПЕРЕГРЕВ, ДЫМ на щитке СПЗ;

- высвечиванием табло ПОЖАР ВСУ на щитке СПЗ;

- высвечиванием кнопки-табло открытия крана подачи хладона в отсек ВСУ;

- звуковым сигналом сирены.

При возникновении пожара в отсеке ВСУ автоматически выключается двигатель ТА-6А, закрывается пожарный кран и створки воздухозаборного устройства, автоматически включается первая очередь пожаротушения.

(7) Повторное возникновение пожара сигнализируется как и при первичном его возникновении, но без автоматического (для ВСУ) включения первой очереди пожаротушения. После выключения двигателя или ВСУ необходимо принудительно применить очередную неизрасходованную очередь пожаротушения.

(8) Если пожар обнаружен с земли или с другого борта, необходимо:

- выключить двигатель, в отсеке которого обнаружен пожар, переводом рычага останова в положение ОСТАНОВ и закрыть его пожарный кран выключателем на панели ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА;

- нажать кнопку-табло открытия крана подачи хладона ДВИГ № ... и включить очередную неиспользованную очередь пожаротушения.

(9) Система дымоизвещения в грузовых помещениях состоит из: 7 желтых светосигнальных табло с номерами центровочных зон, обозначенных по правому борту самолета, в районе которых находятся люки подходов к местам повышенной концентрации дыма, и с треугольными индексами (стрелками*), указывающими напрвление подачи огнегасящей массы огнетушителей; 2 желтых светосигнальных табло, указывающих соответственно номер грузового помещения с повышенной концентрацией дыма; желтого светосигнального табло, сигнализирующего о необходимости проверки пожара, перегрева, дыма; кнопки контроля сигнализаторов дыма и два красных светосигнальных табло ПОЖАР.

Кнопка контроля сигнализаторов дыма и светосигнальные табло размещены на щитке СПЗ у бортинженера, а светосигнальные табло ПОЖАР размещены на козырьках приборных досок КВС и 2/П.

При пожаре на самолете и в грузовых помещениях появляется дым, который попадает в датчик и создает рассеивание света, регистрируемое фоторезистором на:

- 7 желтых светосигнальных табло;
- 2 желтых светосигнальных табло номеров грузового помещения;
- желтом светосигнальном табло ПРОВЕРЬ ПОЖАР, ПЕРЕГРЕВ, ДЫМ;
- 2 красных светосигнальных табло ПОЖАР.

Включается на непрерывное звучание сирена.

Расположение органов контроля и управления системы пожарной защиты, см. рис. 8.15а.1.

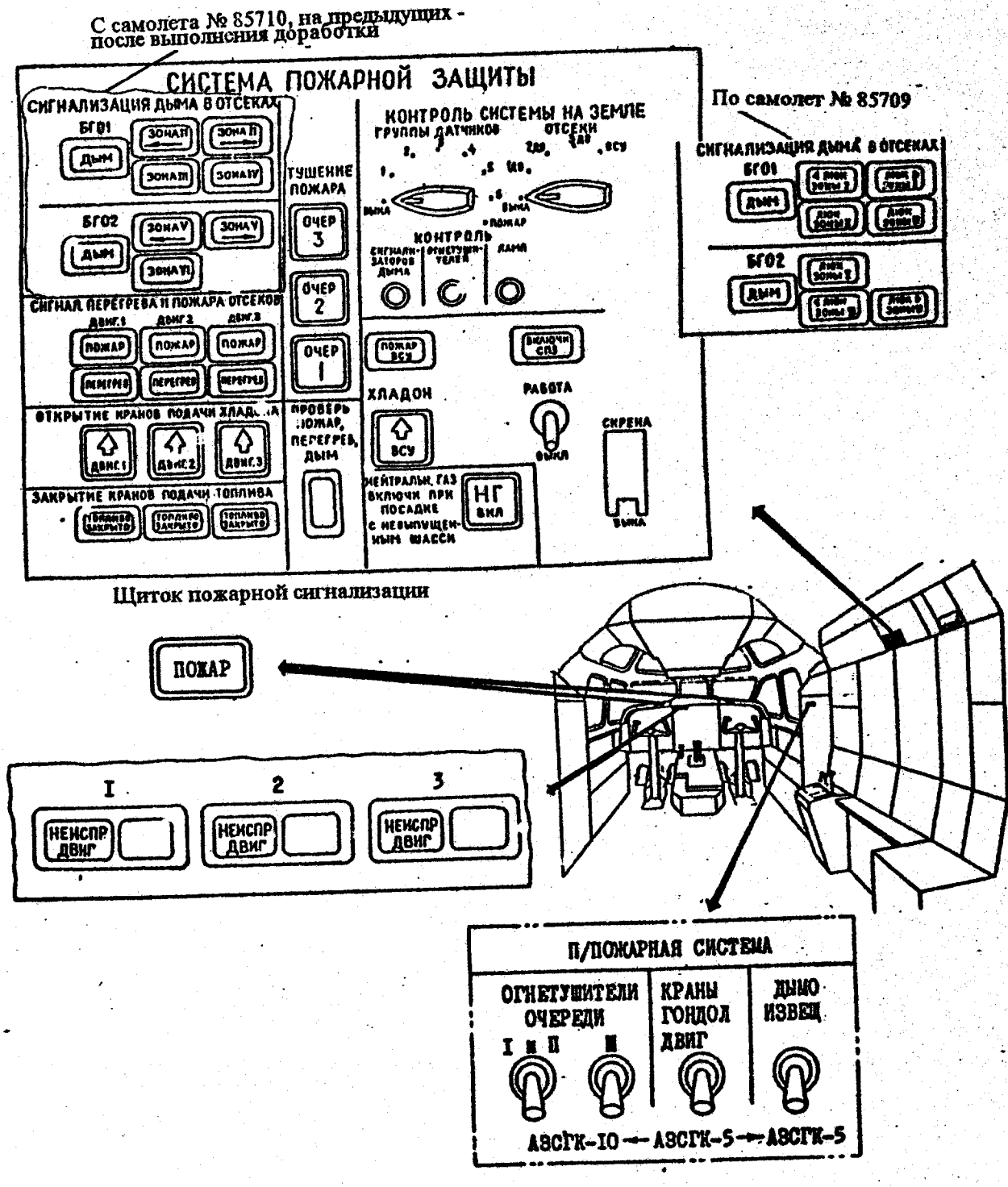
* С самолета № 85710, на предыдущих - после выполнения доработок.

Вложить лицевой стороной к стр. 8.15а.7

На стр. 8.15а.7 (Июнь 22/99) пункт 8.15а.4, подпункт (9):

в конце первого, второго и четвертого абзаца после слова "ПОЖАР" поставить две звездочки, а в конце страницы дать сноску:

** Табло ПОЖАР на козырьках приборных досок пилотов не горят после выполнения доработки по бюллетеню № 154-4738 БУ.



Органы управления и контроля системы пожарной защиты
Рис. 8.15а.1

-oOo-

Ту-154М

Подраздел 8.16

НАВИГАЦИОННЫЙ КОМПЛЕКС

8.I6. НАВИГАЦИОННЫЙ КОМПЛЕКС
8.I6.I. Навигационное вычислительное устройство НВУ-Б3
8.I6.I.I. Эксплуатационные ограничения

Наименование параметра	Единица измерен.	Миним.	Норм.	Макс.
Текущее счисление координаты самолета				
S	км	-950		0
Z	км	-500		+500
Текущие преобразованные координаты самолета				
$S_{пр}$	км	-80		+80
$Z_{пр}$	км	-80		+80
Текущее счисление координаты самолета в режиме коррекции				
- при дальности до радиомаяка $10 < D_c \leqslant 80$ км				
$S_{см}$	км	-80		+80
$Z_{см}$	км	-80		+80
- при дальности до радиомаяка $80 < D \leqslant 350$ км				
$S_{см}$	км	-350		+350
$Z_{см}$	км	-350		+350
Линейное упреждение разворота	км	5		25
Скорость и направление ветра				
U	км/ч	0		300
δ	град.	0		360
Диапазон установки ЗПУ	град.	0		360
Диапазон установки угла карты	град.	0		360
Диапазон ввода поправки в курс, поступающей в НВУ с БДК	град.	-I70		+I70

(прод.)

8.I6.I.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(I) При осмотре внутри самолета	Исходное положение органов управления
	АЗС НВУ ПИТАН и НВУ СИГНАЛ – убедитесь во включении
	На В-5I:
	Выключатель СЕТЬ-ОТКЛЮЧЕНО – в положении ОТКЛЮЧЕНО
	Выключатель СЧИСЛ – ОТКЛЮЧЕНО – в положении ОТКЛЮЧЕНО
	Выключатель КОРР – ОТКЛЮЧЕНО – в положении ОТКЛЮЧЕНО
	Переключатель установки координат – в положении ОТКЛ.
	Переключатель ЛУР-ОТКЛ – в положении ОТКЛ.
	На блоке Б-57:
	На счетчике △ град. поправку равную 0 – установить
	На БДК поправку равную 0° – установить
	На верхнем электрощитке пилотов:
	Переключатель СЧИСЛЕНИЕ – в положение НВУ по ДИСС
	Переключатель СУША-МОРЕ – в положение СУША
(2) Перед запуском двигателей (после включения питания бортовой сети)	На блоке В-5I выключатель СЕТЬ-ОТКЛЮЧЕНО – в положение СЕТЬ При этом загораются: – на блоке В-52 № I светосигнальное табло САМОЛЕТ и МАЯК; – на блоке В-52 № 2 светосигнальное табло ПУНКТ; – на блоке В-I40 светосигнальное табло ЗПУ-I. Примечание. Если на блоке В-52 № I горит светосигнальное табло ПУНКТ, а на блоке В-52 № 2 горит светосигнальное табло САМОЛЕТ и МАЯК, то

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	переключатель ЛУР перевести в положение ПРИНУД и вновь вернуть в положение ОТКЛ.
	Установить данные для полета по первому участку маршрута:
	Переключатель установки координат на блоке В-5I – в положение Z
	На счетчике Z блока В-52 № I (горит светосигнальное табло САМОЛЕТ) – установить на 0
	Переключатель установки координат – в положение S
	На счетчике S блока В-52 № I (горит светосигнальное табло САМОЛЕТ) – значение S первого участка маршрута со знаком минус
	На счетчике ЗПУ I блока В-I40 – значение ЗПУ первого участка маршрута
	Переключатель установки координат блока В-5I – в положение ОТКЛ
(3) При взлете и в наборе высоты	В момент выхода в намеченную точку начала счисления (ИПМ или аэродром вылета):
	Выключатель СЧИСЛ – ОТКЛЮЧЕНО на блоке В-5I – в положение СЧИСЛ
	На счетчиках В-52 № I (над горящим табло САМОЛЕТ) начнут уменьшаться показания координаты S , а при боковом уклонении самолета от ЛЗП будет отрабатываться боковое уклонение по счетчику Z (вправо + Z , влево – Z).

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(4) В крейсерском полете и последующих этапах до посадки	Программирование второго и последующих участков маршрута:
	Переключатель установки координат на В-5I – в положение $Z_П$
	На счетчике Z В-52 № 2 (горит табло ПУНКТ) – выставить значение Z = 0 км
	Переключатель установки координат на В-5I – в положение $S_П$
	На счетчике S В-52 № 2 (горит табло ПУНКТ) значение $S_П$ второго (очередного) участка маршрута (со знаком минус) – выставить
	На блоке В-I40 (не горит табло I (П) значение ОЗПУ второго (очередного) участка маршрута, отсчитанного от меридиана начальной установки ТКС – установить
	Для выполнения автоматического полета (Режим НВУ):
	Второй пилот
	Переключатель ИНДИКАЦИЯ ПНП ПРАВ на ПН-6 – в положение НВУ
	Командир воздушного судна
	Кнопку НВУ на ПН-5 – нажать
	Самолет будет выполнять автоматический полет по ДЗП.
	Выполнение режима НВУ контролировать по: - убиранию бленкера К на ПНП КВС; - горению кнопки НВУ на ПН-5; - индикации текущего значения Z курсовой планкой ПНП; - отсутствию горения светосигнального табло НВУ- VOR- АВТОМАТ.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Для автоматического перехода на следующую (очередную) частную ортодромию: Переключатель ЛУР ОТКЛЮЧЕНО – в положение расчетного значения ЛУР (5,10,15,20,25) За 80 км до выхода на ШМ начало счисления координат S пр и Z пр относительно очередного ШМ на счетчиках В-52 № 2 (горит табло ПУНКТ) – проконтролировать При подходе самолета ШМ на расстояние ЛУР самолет начнет выполнять автоматический разворот для выхода на очередной ШМ, при этом: – на В-52 № 1 гаснет светосигнальное табло САМОЛЕТ и МАЯК и загорается светосигнальное табло ПУНКТ; – на В-52 № 2 гаснет светосигнальное табло ПУНКТ и загорается светосигнальное табло САМОЛЕТ и МАЯК; – на В-140 гаснет светосигнальное табло I (ЗПУ пройденного участка) и загорается светосигнальное табло II (ЗПУ следующего участка маршрута); – горит в течение 10-15 с светосигнальное табло СМЕНА ЧО; – курсовые планки ПНП индицируют текущее значение Z от частной ортодромии, на которую выполняется выход самолета; – после выполнения разворота на счетчике Z В-52 (горящим светосигнальным табло САМОЛЕТ) должно быть значение Z = 0 км, а курсовые планки ПНП должны находиться в нулевом положении, что свидетельствует о выходе самолета на ЛЗП нового участка маршрута. Для выполнения разворота на очередной ШМ до выхода на ЛУР переключатель ЛУР – в положение ПРИНУД

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
	Переключение всех счетчиков и светосигнальных табло на В-52 и В-140 происходит так же, как и при развороте самолета на заданном ЛУР.	
	Для выполнения коррекции текущих координат по РСБН:	
	Переключатель установки координат на В-51 поочередно	– в положения $Z_м$ и $S_м$
	На счетчиках Z и S блока В-52 (светосигнальное табло МАЯК горит) подготовленные значения Z и S маяка.	– выставить
	На задатчике угла карты значение ПУ (ИЗПУ) текущей ортодромии, отсчитанного относительно истинного меридиана выбранного радиомаяка	– установить
	Светосигнальное табло ДАЛЬН. АВТОНОМ и АЗИМУТ АВТОНОМ не горят	– убедиться
	Выключатель КОРР. – ОТКЛЮЧЕНО	– в положение КОРР.
	При коррекции текущих координат места самолета горят зеленые светосигнальные табло КОРРЕКЦ. ВКЛЮЧ. и светосигнализатор КОРР. на В-51, счетчики Z и S на В-52 (горит светосигнальное табло САМОЛЕТ) будут показывать уточненные текущие значения координат места самолета.	
	Выключатель КОРР на В-51	– в положение ОТКЛЮЧЕНО
	Гаснет светосигнальное табло КОРРЕКЦ. ВКЛЮЧ и светосигнализатор КОРР. на В-51	
	При обнаружении отклонения самолета от ЛЭП (визуально или по радиолокатору):	

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Кнопку СБРОС ПРОГР на ПН-5 – нажать Переключатель установки координат на В-5I – в положение S На счетчике S В-52 (светосигнальное табло САМОЛЕТ горит фактическое удаление самолета от конечной точки участка в момент установки координат – установить На блоке В-5I переключатель установки координат – в положение Z На счетчике Z блока В-52 (светосигнальное табло САМОЛЕТ горит) фактическое значение Z от ЛЗП (если самолет уклонился вправо со знаком +, если влево – со знаком –) – установить Кнопку НВУ на ПН-5 – нажать При нормальной работе ДИСС в НВУ формируются и индицируются на счетчиках блока В-57: – скорость ветра на счетчике U км/ч; – направление ветра на счетчике δ град, отсчитанное от меридиана выставки ТКС (при установке на счетчике △ град поправки, равной 0°). Для вычисления и индикации направления ветра от меридиана пролетаемого места необходимо на В-57 ввести на счетчике △ град значение поправки, равное углу схождения этих меридианов. При пропадании информации об УС и путевой скорости, выдаваемых ДИСС в НВУ, загорается светосигнальное табло ПАМЯТЬ ДИСС. Переключатель СЧИСЛЕНИЕ НВУ – в положение НВУ и СВС Определить параметры ветра и ввести их на счетчиках U км/ч и δ град блока В-57.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Направление ветра должно быть приведено к меридиану выставки ТКС. При обнаружении систематического уклонения самолета от ЛЗП (при отсутствии ухода основного гироагрегата ТКС) рассчитать поправку и ввести её на БДК, при этом стрелка ЗПУ на ПНП КВС и 2/П (при автоматическом полете) не будет совпадать с индексом угла сноса на значение введенной поправки. Для ввода поправки необходимо: Фактические координаты места самолета – определить Координаты места самолета, считанные НВУ с фактическими – сравнить Боковое уклонение самолета от расчетной линии пути – определить Рассчитать поправку в курс по формуле $tg\,\Delta K = \frac{БУ}{S}$ где: БУ – боковое уклонение S – расстояние, пройденное самолетом от точки последней коррекции курсовой системы; ΔK – поправка в курс. Поправку по шкале БДК кремальерой на корпусе прибора – установить

(прод.)

8.I6.I.3. Неисправности

Проявление неисправности	Необходимые действия
(I) Загорелось красное светосигнальное табло РЕЗЕРВА НВУ НЕТ	Отказал основной блок счетчика. Счисление автоматически переключается на резервный блок.
(2) Не происходит переключения счисления координат с одного блока на другой	Для счисления координат использовать исправный В-52, устанавливая на нем попеременно исходные данные следующих участков маршрута В этом случае перед выходом на ППМ: Кнопку СБРОС ПРОГР на ПН-5 – нажать Разворот на следующий участок маршрута вручную – выполнить
(3) Загорелось красное светосигнальное табло ОТКАЗ НВУ и погас зеленый светосигнализатор ИСПР на В-5I	Кнопку СБРОС ПРОГР на ПН-5 – нажать Выключатель СЧИСЛ на В-5I – в положение ОТКЛЮЧЕНО Выключатель СЕТЬ на В-5I – в положение ОТКЛЮЧЕНО

(прод.)

8.I6.I.4. Краткое описание

Навигационное вычислительное устройство НВУ-БЗ предназначено для непрерывного автоматического определения текущих координат самолета S и Z , индикации местоположения самолета на планшете и выдачи в АБСУ данных для выполнения автоматического полета по маршруту в частноортодромической системе координат.
Частная ортодромия (Л З П) соединяет районы поворотных пунктов маршрута.
Начало координат частноортодромической системы совмещено с конечным пунктом каждого участка маршрута. Ось S ориентирована вдоль ЛЗП, ось Z – перпендикулярно к ней.
Текущие координаты самолета определяются в НВУ методом счисления пути.
Эти задачи решаются в НВУ на элементах дискретной и аналоговой техники.
При полете по частным ортодромиям необходимо обеспечить плавный переход самолета с предыдущего участка пути на следующий. Эти требования выполняются путем вычисления координат самолета относительно следующей ЛЗП по известным текущим координатам самолета и взаимному положению текущей и последующей ЛЗП. Этот режим, называемый в дальнейшем преобразованием координат, осуществляется на электромеханических счетно-решающих устройствах.
Параметры ЛЗП и величина ЛУР программируются. Для обеспечения высокой точности самолетовождения в НВУ предусмотрена периодическая коррекция счисленных текущих координат самолета по данным системы РСБН. Для коррекции НВУ формирует текущие координаты самолета относительно радиомаяка и сравнивает их с данными системы РСБН.
Координаты радиомаяка, по которому производится коррекция, программируются в НВУ.
Для выполнения автоматического полета по маршруту НВУ формирует управляющие сигналы и выдает их в бортовую систему управления АБСУ.
НВУ получает питание от бортовых электросетей:

трехфазного переменного тока	– напряжением 36В частотой 400Гц;
постоянного тока	– напряжением 27В.

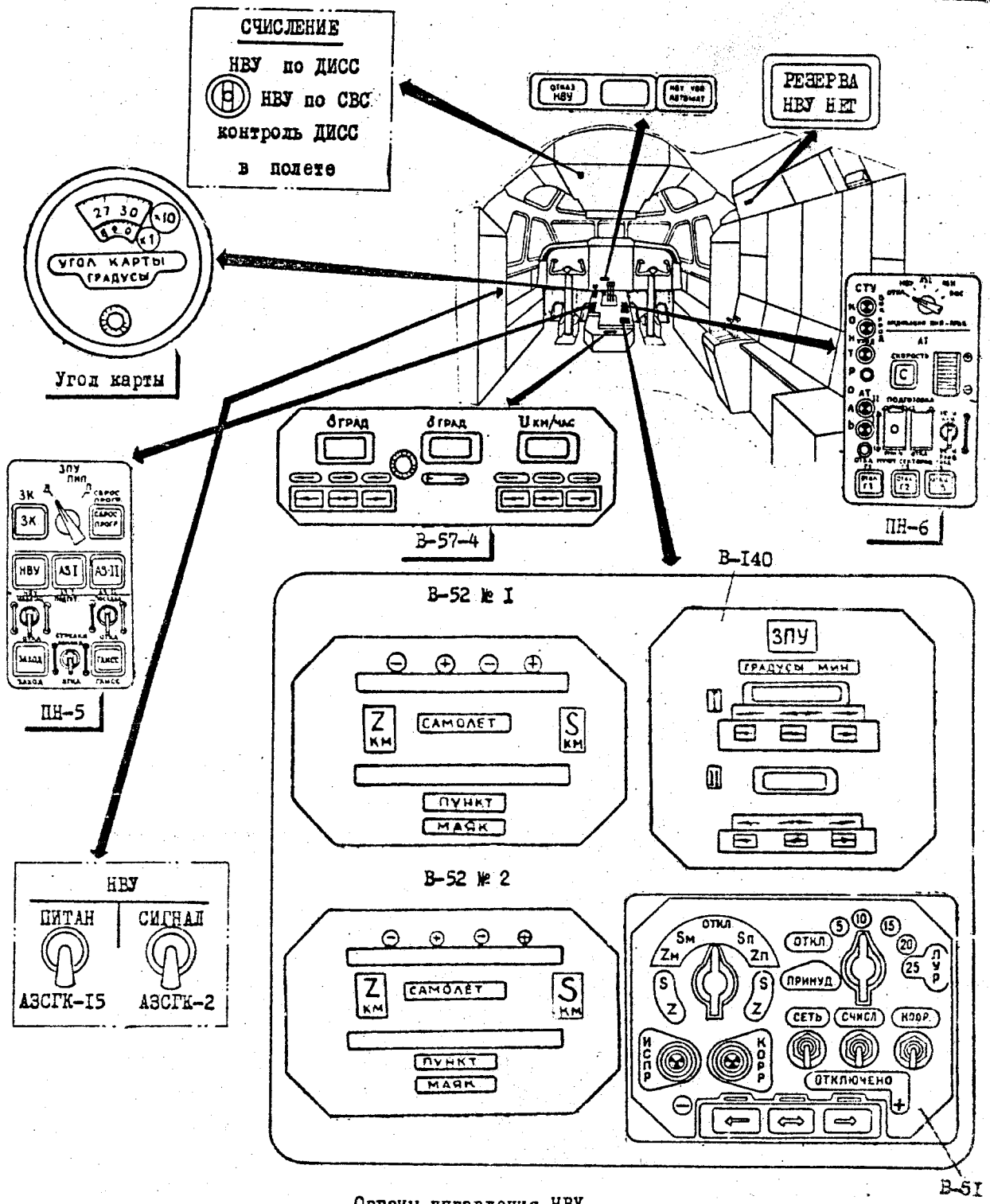
Размещение органов управления НВУ показано на рис. 8.I6.I.I, а структурная схема связи НВУ с навигационными системами – на рис. 8.I6.I.2.
Включается НВУ выключателем СЕТЬ, при этом его исправность сигнализируется загоранием зеленого светосигнализатора ИСПР.
Включение режима коррекции производится выключателем КОРР, при этом включение режима сигнализируется горением зеленого светосигнализатора КОРР и дублируется светосигнальным табло КОРРЕКЦ ВКЛЮЧ.
Включение автоматического разворота самолета для смены ППМ сигнализируется загоранием зеленого светосигнального табло СМЕНА ЧО.
Отказ связи НВУ с АБСУ в навигационном режиме НВУ сигнализируется загоранием красного светосигнального табло НВУ VOR АВТОМАТ.
При отказе одного канала НВУ сигнализируется загоранием красного светосигнального табло РЕЗЕРВА НВУ НЕТ, а отказ обоих каналов – загоранием красного свето-

(прод.)

сигнального табло ОТКАЗ НВУ.

Обеспечивается возможность ввода угла карты (ИЗПУ радиомаяка коррекции) от 0 до 360° с точностью до 5 мин.

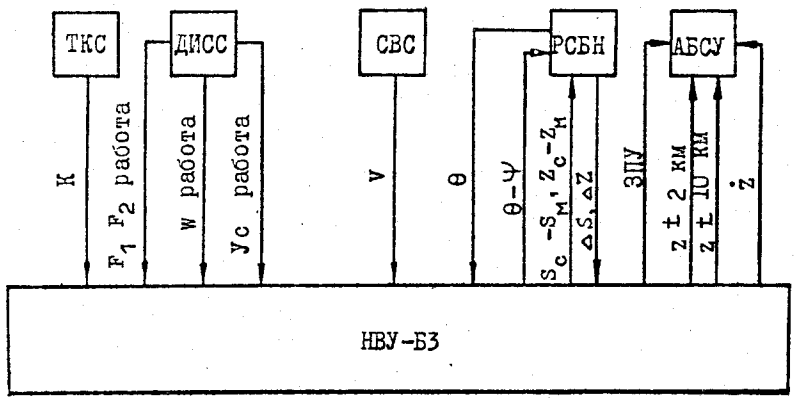
(прод.)



Органы управления НВУ

Рис. 8.I6.I.I

(прод.)



К(Ψ) – курс

F_1, F_2 – доплеровские частоты

w – путевая скорость

$У_с$ – угол сноса

v – истиная скорость

θ – азимут

S_c – координаты самолета

$Z_м$ – координаты маяка

△ – разность координаты

$(S_c - S_м)$ – разность координат между самолетом и РСБН

$(z_c - z_м)$ – разность координат между самолетом и РСБН

△S, △Z – поправка к текущим координатам самолета

ż – скорость линейного бокового уклонения

z – линейное боковое уклонение

Структурная схема связей НВУ с навигационными системами

Рис. 8.I6.I.2

(прод.)

8.I6.2. Планшет автоматический ПА-3

8.I6.2.I. Эксплуатационные ограничения

Наименование параметра	Единица измерен.	Миним.	Норм.	Макс.
(I) Текущие счисленные координаты самолета, индицируемые на планшете:				
– масштаб карты I : 2000000				
S	км	–950		0
Z	км	–I50		+I50
– масштаб карты I : 500000				
S	км	–75		+75
Z	км	–37,5		+37,5
(2) Размеры картографического материала (ленты-карты)				
– длина	м			I0–I2
– ширина	мм			I80
(3) Размер поля рамки планшета	мм	I60		I80
(4) Видимое поле ленты карты				
– при масштабе I : 2000000	км	320		360
– при масштабе I : 500000	км	80		90

(прод.)

8.I6.2.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(I) Осмотр внутри самолета	Исходное положение органов управления: Переключатель МАРШ-АЭРОДР. – в любом положении Переключатель ВКЛ – ОТКЛ – в положение ОТКЛ.
(2) После запуска двигателей	Переключатель МАРШ – АЭРОДР. – в положение АЭРОДР. Переключатель ВКЛ – ОТКЛ – в положение ВКЛ Проверить, что визир планшета совмещен на карте с аэродромом вылета (если в НВУ установлены координаты аэродрома), или с ИПМ (если в НВУ установлены координаты ИПМ). Примечание. Согласование показаний счетчиков Z и S на блоке В-52 НВУ с указанием места на карте планшета выполняется техническим составом после установки рулона ленты карты. В полете согласование происходит автоматически.
(3) Крейсерский полет	Переключатель МАРШ – АЭРОДР – в положение МАРШ После включения переключателя СЧИСЛ на блоке В-5I лента-карта пропорционально путевой скорости самолета перемещается сверху вниз, имитируя полет, а визир планшета будет индицировать на карте положение самолета относительно ДЗП. При боковом уклонении самолета визир смещается вправо и влево от ДЗП, индицируя значение Z . Текущее значение координаты S может быть прочитано по шкале дальности, нанесенной на видимом обрезе карты (значения кратные I00 км), и на дополнительной отсчетной шкале, нанесенной на лицевой панели индикатора (промежуточные значения). При подходе визира к краю индикаторного окна на индикаторе планшета загорается светосигнализатор РУ, сигнализирующий о том, что по боковому уклонению Z самолет вышел за пределы видимой карты.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Возврат визира в рабочее положение после входа самолета в рабочую зону планшета производится автоматически. При подходе самолета к точке начала разворота (выход на ЛУР) в течении 3-6 с осуществляется "скачок" - быстрая автоматическая перемотка карты для индикации полета по следующему участку маршрута. В случае нарушения работы схемы "скачка" при переходе на очередную частную ортодромию необходимо нажать на индикаторе кнопку ▽ (ВНИЗ), при этом происходит быстрое перемещение карты. При подходе начала следующей частной ортодромии к перекрестию визира кнопку отпустить. Дальнейшее согласование местоположения осуществляется автоматически.
(4) При заходе на посадку	При использовании планшета в районе аэродрома: Переключатель МАРШ - АЭРОДР. - в положение АЭРОДР. Карты схемы района основного и запасного аэродромов перед полетом заправляются в индикатор планшета и производится совмещение кольца визира с центром аэродрома. Если вход в район аэродрома осуществляется по нескольким коротким участкам маршрута, то полет по ним выполняется по методике для коротких участков, при этом: За конечную точку коротких участков центр ВПП - принять При полете по коротким участкам маршрута на свободных индикаторах МК пос и нулевые значения Z и S. - установить За 35-40 км до аэродрома, когда визир планшета переместится во внутрь рамки предпосадочного маневра, нанесенной на карте-схеме, переключатель ЛУР в положение ПРИНУД. - установить (прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	После смены индикаторов – установить переключатель ЛУР в положение ОТКЛ
	После этого на счетчиках В-52 будут отрабатываться координаты относительно центра ВПП, которые используются экипажем для контроля за построением маневра захода на посадку. Выход в район аэродрома посадки в режиме ручного управления самолетом с применением НВУ можно также выполнять с использованием координат одного из ППМ, расположенного на линии пути в районе аэродрома. Координаты ППМ предварительно рассчитываются относительно центра ВПП и направления посадки. Для этого при подходе к этому ППМ необходимо:
	На ПНП-5 кнопку СБРОС-ПРОГР – нажать
	На свободном В-52 Z и S ППМ относительно центра ВПП и направления посадки – установить
	На свободном счетчике В-140 значение МКпос – установить
	На расстоянии до ППМ равном ЛУР, переключатель ЛУР в положение ПРИНУД. – установить
	После смены индикаторов переключатель ЛУР – установить в положение ОТКЛ
	После этого на рабочем В-52 будут отрабатываться текущие координаты места самолета относительно центра ВПП и направления посадки.
	На удалении 30-40 км от аэродрома переключатель МАРШ – – АЭРОДР – установить в положение АЭРОДР
	Данные НВУ и показания планшета для контроля выполнения полета в районе аэродрома – использовать

(прод.)

8.I6.2.3. Неисправности

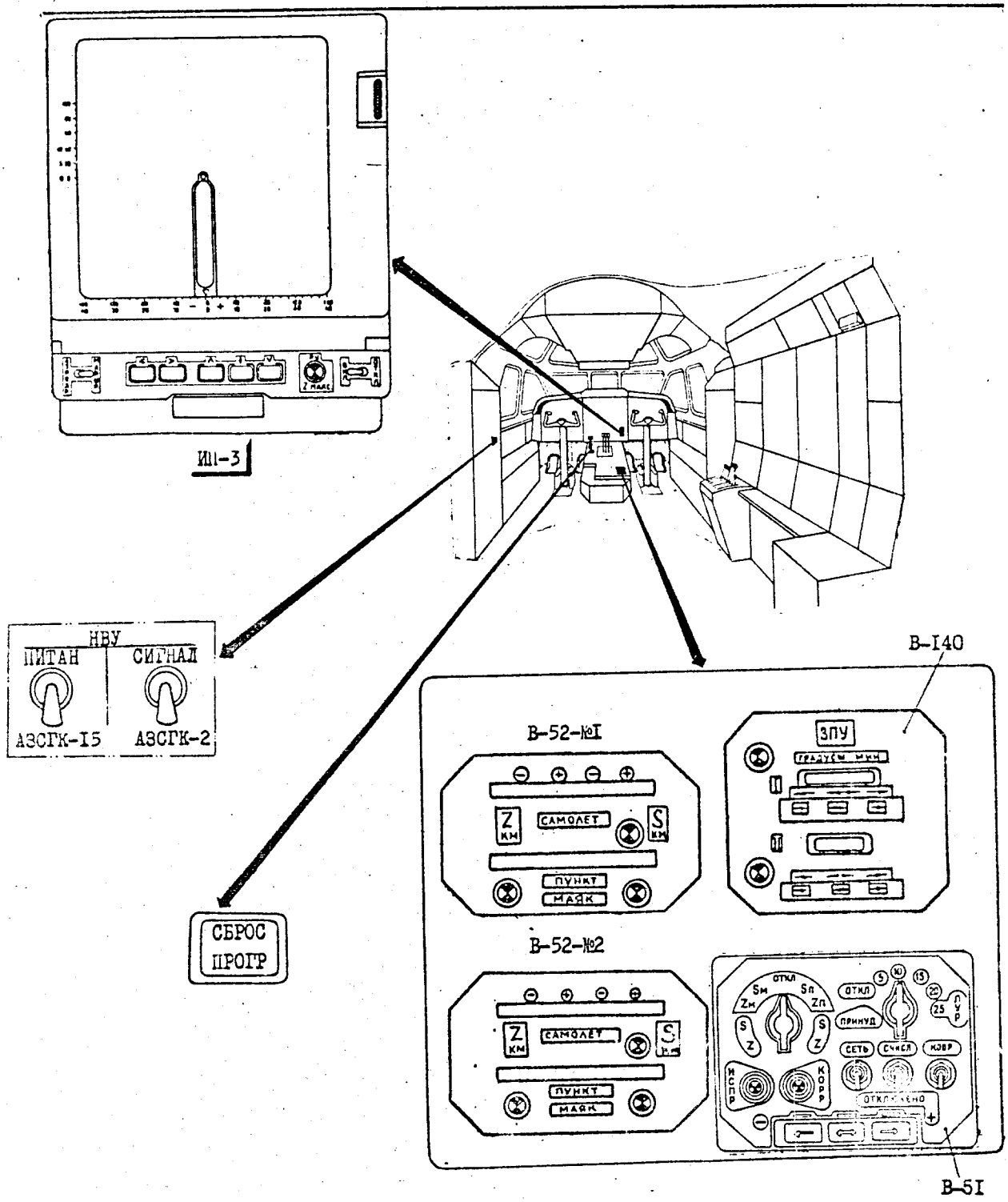
При отсутствии перемещения ленты-карты выключатель ВКЛ–ОТКЛ в положение ОТКЛ – – установить.

8.I6.2.4. Краткое описание

(I) Планшет автоматический служит для непрерывного автоматического указания места самолета на движущейся ленте-карте.
Координаты S индицируются кольцом визира на перемещающейся ленте-карте с изображенными на ней участками маршрута в частноортодромической системе координат, а индикация бокового отклонения Z за счет автоматического перемещения этого же визира в направлении, перпендикулярном движению ленты-карты.

(2) Планшет получает питание от бортовых электросетей переменного тока 36 В и постоянного тока 27 В одновременно с НВУ, а цепи питания защищены теми же АЗС.
Органы управления планшетом показаны на рис. 8.I6.2.I.

(прод.)



Органы управления и контроля ПА-3
Рис. 8.16.2.1
(прод.)

8.I6.3. Курсовая система ТКС-П2 с дополнительным магнитным каналом

8.I6.3.I. Эксплуатационные ограничения

Наименование параметра	Единица измерен.	Миним.	Норм.	Макс.
(а) Диапазон измерения курса	град.	0	-	360
(б) Погрешность системы в режимах:				
- ГПК за I час работы	град.	-	±0,5	-
- ГМК	град.	-	±I,5	-
(в) Диапазон ввода:				
- широты	град.	0	-	90 сев. или юж. широты
- магнитного склонения	град.	-I80	-	+I80
- путевого угла	град.	0	-	360
(г) Время готовности к работе	мин.	5	-	I0
(д) Время коррекции (согласования) гироагрегатов	мин.	-	-	3

(прод.)

8.I6.3.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(I) При осмотре внутри самолета	Исходное положение органов управления на ПУ:
	Переключатель ПОТРЕБИТЕЛИ – в положении ОСН;
	Переключатель режимов работ – в положении ГПК;
	Переключатель КОРРЕКЦИЯ – в положении КОНТР.;
	Переключатель ввода широты – в положении РУЧН.
	На КМ:
	Индекс магнитного склонения – на отметке 0
	На верхнем электрощитке пилотов:
	Переключатели ТКС ПИТАНИЕ № I, № 2 – в положении ВЫКЛЮЧЕНО
	Переключатель ТКС ОБОГРЕВ ГА – в положении ВЫКЛ;
	Переключатели ТКС КОРРЕКЦИЯ БПМК № I, № 2 – в положении ВЫКЛ.
	Переключатели КУРС-ПНП ЛЕВ, ПРАВ ГПК-ГМК – в положении ГМК
	Переключатели СТАБИЛИЗ ГА ПО КРЕНУ ОСНОВ. КОНТР – АРРЕТИРОВАНИЕ ГА – в положение АРРЕТИРОВАНИЕ ГА
(2) Перед запуском двигателей (после включения бортовых сетей)	На средней приборной доске красные светосигнальные табло ОТКАЗ ГА ОСН и ОТКАЗ ГА КОНТР. – загорятся
	На ПНП КВС и 2/П
	Бленкеры КС – выпадут
	П р и м е ч а н и е. Светосигнализаторы ОТКАЗ О и ОТКАЗ К на ПУ гореть не будут, если гироагрегаты ОСНОВНОЙ и КОНТРОЛЬНЫЙ не завалены.
	На верхнем электрощитке пилотов:
	Переключатели ТКС ПИТАНИЕ № I, № 2 – включить

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Переключатель ТКС ОБОГРЕВ ГА – включить Переключатели КОРРЕКЦИЯ БГМК № 1, № 2 – включить Переключатели СТАБИЛИЗ ГА ПО КРЕНУ ОСНОВ. КОНТР. – АРРЕТИРОВАНИЕ ГА – в положение АРРЕТИРОВАНИЕ ГА На средней приборной доске пилотов: Красные светосигнальные табло ОТКАЗ ГА ОСН. и ОТКАЗ ГА КОНТР. – погаснут На ПНП КВС и 2/П: Бленкеры КС – уберутся Примечание. При повторном включении системы ТКС в интервале времени 8–40 мин после последнего включения возможно ложное срабатывание красных светосигнализаторов ОТКАЗ О и ОТКАЗ К на ПУ и красных светосигнальных табло ОТКАЗ ГА ОСН и ОТКАЗ ГА КОНТР на средней приборной доске, а также увеличение времени готовности ТКС к работе в режиме ГПК до 20 мин. Для приведения сигнализации в исходное положение (снятие блокировки) необходимо нажать на I-2 с кнопку ТКС СНЯТИЕ БЛОКИР СИГНАЛИЗ на верхнем электрощитке пилотов. На ПУ: Ручкой ввода широты выставить широту аэродрома вылета.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Проверить работу ТКС.
	В режиме ГПК:
	На верхнем электрощитке пилотов:
	Переключатели КУРС ПНП ЛЕВ, ПРАВ ГПК-ГМК – в положение ГПК
	На ПУ:
	Переключатель режимов работы – в положение ГПК
	Переключатель КОРРЕКЦИЯ – в положение ОСН;
	Переключатель ЗАДАТ КУРСА – нажать влево и вправо
	Показания курса стрелкой К на УШ и на ПНП КВС – уменьшаются и увеличиваются
	Переключатель КОРРЕКЦИЯ – в положение КОНТР;
	Переключатель ЗАДАТ КУРСА – нажать влево и вправо
	Показания курса ▽ индексом на УШ и на ПНП 2/П – уменьшаются и увеличиваются
	В режиме МК:
	На верхнем электрощитке пилотов:
	Переключатели КУРС ПНП ЛЕВ, ПРАВ ГПК-ГМК – в положение ГМК
	На ПУ:
	Переключатель режимов работы – в положение МК;
	Переключатель КОРРЕКЦИЯ – в положение ОСН.
	Кнопку СОГЛАСОВАНИЕ – нажать
	Показания курса стрелкой К УШ и КМ № I – согласовать
	Переключатель КОРРЕКЦИЯ – в положение КОНТР;
	Кнопку СОГЛАСОВАНИЕ – нажать
	Показания курса ▽ индексом УШ и КМ № I – согласовать

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Переключатель режимов работы – в положение ГПК Кнопку СОГЛАСОВАНИЕ – нажать Показания курса на ПНП КВС и РМИ 2/П с показаниями КМ № I, а показания ПНП 2/П и РМИ КВС с показаниями КМ № 2 – согласовать Примечание. Показания курса стрелкой К и индексом УШ, ПНП КВС, ПНП 2/П, РМИ КВС, РМИ 2/П, КМ № I, КМ № 2 должны быть идентичны. Согласование гироагрегатов в режиме МК при проверке ТКС является одновременно и предварительной начальной выставкой гироагрегатов.
(3) Руление по РД (ВПП)	Выставку курса самолета производить по известным углам, для чего: На верхнем электрощитке пилотов: Переключатель КУРС ПНП ЛЕВ, ПРАВ ГПК-ГМК – в положение ГПК На ПУ: Переключатель КОРРЕКЦИЯ – в положение ОСН. Переключателем ЗАДАТ КУРСА стрелку К УШ на значение магнитного (истинного) ПУ РД или (ВПП) – установить Переключатель КОРРЕКЦИЯ – в положение КОНТР. Переключателем ЗАДАТ КУРСА ▽ индекс УШ на значение магнитного (истинного) ПУ РД (ВПП) – установить

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	На приборных досках пилотов: На приборах ПНП 2/П, ПНП КВС, УШ (стрелкой К и ▽ индексом) должно индицироваться значение МПУ (ИПУ) РД(ВПП). Примечание. При переключении переключателей КУРС ПНП ЛЕВ, ПРАВ ГПК-ГМК в положение ГПК на указанных приборах не должно изменяться значение МПУ(ИПУ) РД(ВПП).
(4) На исполнительном старте	Самолет по продольной оси ВПП - установить Выставку курса самолета относительно МПУ (ИПУ) ВПП взлета как указано в п. 3, если он не выставлен на рулении - выполнить На верхнем электрощитке пилотов. Переключатели КОРРЕКЦИЯ БГМК № I, № 2 - в положение ВЫКЛЮЧЕНО
(5) В наборе высоты	На верхнем электрощитке пилотов: Переключатели КОРРЕКЦИЯ БГМК № I, № 2 - включить ВНИМАНИЕ: При неустойчивой работе магнитного датчика ИД показаниями магнитного курса на приборах КМ не пользуйтесь.
(6) В крейсерском полете	На ПУ периодически (через I^{o}) значение широты пролетаемой местности - вводить Правильность выдерживания ГПК или ГМК по ПНП, а также по УШ - контролировать Примечание. При выполнении полета в режиме ГПК показания ПНП обоих пилотов стрелкой К и ▽ индексом УШ будут расходиться с показаниями

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	РМИ обоих пилотов на значение угла схождения географических меридианов и разности △ М точки начальной выставки гироагрегатов и пролетаемой точки. При установке переключателей КУРС ПНП ЛЕВ, ПРАВ ГПК-ГМК – в положение ГМК показания стрелки К и ▽ индекса УШ будут расходиться с показаниями ПНП, РМИ обоих пилотов на значение угла схождения меридианов и разность △ М точки начальной выставки гироагрегатов и пролетаемой точки.
	Работу гироагрегатов в режиме ГПК по УШ стрелкой К и ▽ индексом, а также по ПНП КВС и ПНП 2/П (переключатели КУРС ПНП ЛЕВ, ПРАВ. ГПК-ГМК в положении ГПК) – контролировать
	При нормальной работе стрелка К и ▽ индекс УШ совмещены, а индикация курса на ПНП обоих пилотов соответствует показаниям курса на УШ. Работа БГМК № 1, № 2 при выдаче ГМК контролируется по показаниям РМИ обоих пилотов и показаниям КМ № 1, № 2 соответственно. При нормальной работе БГМК № 1, № 2 показания курса должны быть идентичны. При расхождении показаний стрелки К и ▽ индекса на УШ на величину более 3° определить, какой гироагрегат ушёл. Рассчитать значение поправки (ПК) по формуле: $ПК = \sum \sigma_K + (M_K - M_C)$ где: $\sum \sigma_K$ – суммарное схождение меридианов по участкам трассы от точки начальной выставки гироагрегатов до точки контроля; $\sigma(\lambda_2 - \lambda_1)\sin\varphi_{cp}$ – схождение меридианов на участке; λ_1 – географическая долгота начального участка трассы; (прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	λ_2 – географическая долгота конечного пункта трассы; $\varphi_{ср}$ – средняя географическая широта участка трассы; M_c – магнитное склонение в точке начальной выставки гироагрегатов; $M_к$ – магнитное склонение в точке контроля.
	Переключатели КУРС ПНП ЛЕВ, ПРАВ ГПК-ГМК на верхнем электрощитке пилотов – в положении ГМК
	Переключатель ЗПУ на ПН-5 на среднем пульте пилотов – в положение ПНП П
	На приборной доске 2/П на ПНП вручную текущий ЗПУ от меридиана начальной выставки гироагрегатов – установить
	На правом приборном щитке на КМ № 2 поправку ПК – установить
	Кнопку согласования на ПУ – нажать
	На приборной доске 2/П стрелка ЗПУ на ПНП должна совместиться с индексом УС (при автоматическом полете по z и $\dot{z}$)
	Значение курса, отсчитанного индексом УС на ПНП 2/П со значением курса стрелки К и ▽ индекса УШ. – сравнить
	Если показания совпадают со стрелкой К, то ушёл контрольный ГА, если с ▽ индексом – основной ГА.
	При необходимости выполнить коррекцию гироагрегатов.
	(а) Коррекция основного гироагрегата. На среднем пульте пилотов: Кнопку СБРОС ПРОГР на ПН-5 – нажать На ПУ: Переключатель КОРРЕКЦИЯ – в положение ЭКИ.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Переключатель ЗАДАТ КУРСА и стрелку К с ▽ индексом на УШ – совместить На центральном пульте пилотов: Кнопку НВУ на ПН-5 – нажать На ПУ: Переключатель КОРРЕКЦИЯ – в положение КОНТР На правом приборном щитке: На КМ № 2 △ М=0 – установить На ПУ: Кнопку СОГЛАСОВАНИЕ – нажать ПНП 2/П и РМИ КВС с показаниями КМ № 2 – согласовать (б) Коррекция контрольного гироагрегата На ПУ: Переключатель КОРРЕКЦИЯ – в положение КОНТР Переключатель ЗАДАТ. КУРСА ▽ индекс со стрелкой К УШ – совместить При выполнении автоматического полета по трассе необходимо на каждом этапе полета кремальерой задатчика ЗПУ на ПНП выставлять ЗПУ участка и контролировать совмещение стрелки ЗПУ с индексом УС. П р и м е ч а н и е. При полете на малой высоте над районами магнитных аномалий, при сильной болтанке и на разворотах, когда ИД № I, № 2 работают неустойчиво, блоки БГМК № I, № 2 отключить от ИД № I, № 2 и использовать режим ГПК. Для этого выключатели КОРРЕКЦИЯ БГМК № I, № 2 установить в положение ВЫКЛ., при этом на ПНП и на РМИ обоих пилотов будет выдаваться значение курса в режиме ГПК относительно магнитного меридиана точки, в которой была выключена

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	магнитная коррекция БГМК № I, № 2 или перевести переключатели КУРС ШНП ЛЕВ, ПРАВ ГПК-ГМК в положении ГПК. На ПНП обоих пилотов будет индицироваться ГПК от географического меридиана точки выставки курсовой системы, а на РМИ обоих пилотов текущий ГМК самолета.
(х) На снижении (до начала предпосадочного маневра и выпуска шасси)	Выполнить магнитную коррекцию БГМК № I, № 2, для чего: На ПУ: Переключатель режимов работы - в положение ГПК Кнопку СОГЛАСОВАНИЕ - нажать РМИ-2 2/П с показаниями КМ № I, а РМИ КВС с показаниями КМ № 2 - согласовать Отключить связь ИД № I, № 2 с БГМК № I, № 2, для этого на верхнем электрощитке пилотов: Переключатель КОРРЕКЦИЯ БГМК № I, № 2 через I-2 мин - установить в положение ВЫКЛЮЧЕНО Если при этом включен противообледенитель предкрылков, то для выполнения магнитной коррекции его кратковременно (до I мин) выключить, после выполнения коррекции вновь включить.

(прод.)

8.I6.3.3. Неисправности

Проявление неисправности	Необходимые действия	
(I) На ПУ загорелся светосигнализатор ОТКАЗ О (при завале ГА на упор). На средней приборной доске пилотов загорелось красное светосигнальное табло ОТКАЗ ГА ОСН. На лицевой панели ПНП КВС выпал бленкер КС. НВУ выдает заведомо неправильные показания. Показания стрелки К и ▽ индекса на УШ не совпадают.	Переключатель СТАБИЛИЗ. ГА ПО КРЕНУ ОСНОВН. КОНТР.–АРРЕТИРОВАНИЕ ГА	– установить в положение АРРЕТИРОВАНИЕ ГА
	Кнопку ТКС СНЯТИЕ БЛОКИР СИГНАЛ на верхнем электрощитке пилотов	– нажать на I–2 с
	Если светосигнализатор ОТКАЗ О и красное светосигнальное табло ОТКАЗ ГА ОСН погасли, продолжать нормальный полет, а если загорелись вновь, то:	
	Переключатель ПОТРЕБИТЕЛИ	– в положение КОНТР
	Пользоваться показаниями курса на ПНП КВС, РМИ 2/П и стрелкой К УШ	– прекратить
(2) На ПУ загорелся светосигнализатор ОТКАЗ К (при завале ГА на упор). На средней приборной доске пилотов загорелось красное светосигнальное табло ОТКАЗ ГА КОНТР. На лицевой панели ПНП 2/П выпал бленкер КС. Показания стрелки К и ▽ индекса на УШ не совпадают.	Переключатель СТАБИЛИЗ ГА ПО КРЕНУ ОСНОВН. КОНТР. – АРРЕТИРОВАНИЕ ГА	– в положение АРРЕТИРОВАНИЕ ГА
	Кнопку ТКС СНЯТИЕ БЛОКИР СИГНАЛ на верхнем электрощитке пилотов	– нажать на I–2 с
	Если светосигнализатор ОТКАЗ К и красное светосигнальное табло ОТКАЗ ГА КОНТР погасли, продолжать нормальный полет, а если загорелось вновь, то:	
	Переключатель ПОТРЕБИТЕЛИ	– в положение ОСН.
	Пользоваться показаниями курса на ПНП 2/П, РМИ КВС и ▽ индекса УШ	– прекратить
(3) На ПУ загорелись светосигнализаторы ОТКАЗ О и ОТКАЗ К. На средней приборной доске пилотов загорелись красные светосигнальные табло ОТКАЗ ГА	Переключатели СТАБИЛИЗ. ГА ПО КРЕНУ ОСНОВН. КОНТР. – АРРЕТИРОВАНИЕ ГА	– установить в положение АРРЕТИРОВАНИЕ ГА
	Кнопку ТКС СНЯТИЕ БЛОКИР СИГНАЛИЗ на верхнем электрощитке пилотов	– нажать на I–2 с

(прод.)

Проявление неисправности	Необходимые действия
КОНТР, ОТКАЗ ГА ОСН. На лицевых панелях ПНП выпали бленкеры КС. НВУ выдает заведомо неправильные показания	Если табло и светосигнализатор одного из гироагрегатов загорелись, то руководствоваться п.п. I и 2 настоящего подраздела соответственно. Если табло и светосигнализаторы отказов обоих гироагрегатов загорелись вновь, то: Выключатель СЕТЬ на блоке В-5I НВУ – в положение ВЫКЛ. Самолетовождение с использованием КУРС-МП АРК и ГРОЗА – выполнять Для отсчета курса – использовать КМ и КИ-I3
(4) Показания курса на ПНП КВС (переключатель КУРС ПНП ЛЕВ, ПРАВ ГПК-ГМК в положении ГМК) и РМИ 2/П отличаются от показаний на КМ № I	Показания курса на ПНП КВС, РМИ 2/П не использовать.
(5) Показания курса на ПНП 2/П (переключатель КУРС ПНП ЛЕВ, ПРАВ, ГПК-ГМК в положении ГМК) и РМИ КВС отличаются от показаний КМ № 2	Показания курса на ПНП 2/П и РМИ КВС не использовать.
(6) Показания курса ПНП и РМИ КВС,2/П отличаются от показаний КМ № I, № 2 соответственно. При нажатой кнопке СОГЛАССОВАНИЕ согласование показаний РМИ и ПНП обоих пилотов с показаниями КМ № I, № 2 не происходит	Переключатели КОРРЕКЦИЯ БГМК № I, № 2 на верхнем электрощитке – в положении ВЫКЛЮЧЕНО Показания курса на ПНП, РМИ КВС и 2/П – не использовать Самолетовождение с использованием стрелки К и ▽ индекса УШ, АРК, ГРОЗА, КМ № I, № 2 – осуществлять

(прод.)

Проявление неисправности	Необходимые действия
(7) Показания МК на КМ и ГМК на ПНП, РМИ обоих пилотов в прямолинейном полете неустойчивы и неправильны.	Показания курса на приборах ПНП, РМИ обоих пилотов – не использовать Самолетовождение по стрелке К, ▽ индекса УШ, по ПНП обоих пилотов (переключатель КУРС ПНП ЛЕВ, ПРАВ, ГПК-ГМК в положение ГПК) – осуществлять Примечание. При обесточивании сети самолета канал ТКС № I автоматически подключается к аварийной шине. При этом показания ГПК будут индицироваться на ПНП КВС и стрелкой К на УШ.

(прод.)

8.I6.3.4. Краткое описание

(I) Точная курсовая система ТКС с дополнительным магнитным каналом предназначена для определения магнитного, истинного и ортодромического курсов самолета и выдачи их на индикацию экипажу, в КУРС-МП, НВУ, АБСУ и т.д.(см.рис. 8.I6.3.2).

(2) Для обеспечения счисления координат места самолета ТКС выдает (от основного или контрольного гироагрегата) в НВУ через БДК текущее значение ГПК самолета, отсчитываемое от меридиана аэродрома вылета, где производилась выставка гироагрегатов ТКС.

(3) Текущий ГМК самолета при установке переключателей КУРС ПНП ЛЕВ ПРАВ ГПК-ГМК – в положение ГМК индицируется на:

(а) ПНП КВС от БГМК № I, который, в свою очередь, запитывается ортодромическим курсом от основного гироагрегата;

(б) РМИ КВС от БГМК № 2, который, в свою очередь, запитывается ортодромическим курсом от контрольного гироагрегата;

(в) ПНП 2/П от БГМК № 2, который, в свою очередь, запитывается ортодромическим курсом от контрольного гироагрегата;

(г) РМИ 2/П от БГМК № I, который, в свою очередь, запитывается ортодромическим курсом от основного гироагрегата.

(4) Текущий ГПК самолета при установке переключателей КУРС ПНП ЛЕВ ПРАВ ГПК-ГМК – – в положение ГПК индицируется на:

(а) ПНП КВС, стрелка К УШ от основного ГА;

(б) ПНП 2/П, ▽ индекс УШ от контрольного ГА.

(5) На приборах ПНП обоих пилотов при работе АБСУ в режимах ЗК, НВУ, ЗАХОД, СБРОС ПРОГР, АЗ-I и АЗ-II индицируется текущий ГМК или ГПК самолета в зависимости от положения переключателей КУРС ПНП ЛЕВ ПРАВ ГПК-ГМК.

(6) На приборе УШ индицируется ГПК самолета от меридиана выставки гироагрегатов ТКС и не зависит от положения переключателей ПОТРЕБИТЕЛИ и КУРС ПНП ЛЕВ ПРАВ ГПК-ГМК.

(а) Стрелкой К – ГПК от основного гироагрегата;

(б) ▽ индексом ГПК от контрольного гироагрегата.

(7) На КМ № I и № 2 индицируется текущее значение МК (КК), отсчитываемое от магнитного меридиана пролетаемой точки.

(8) Для индикации ИК полета на приборах ПНП КВС, ПНП 2/П (переключатель КУРС ПНП ЛЕВ ПРАВ ГПК-ГМК – в положении ГМК) и обоих РМИ необходимо ввести на обоих КМ вручную значение магнитного склонения в пролетаемом районе по шкале магнитно-

(прод.)

го склонения от 0° до 180° при положительном склонении и от 0° до -180° при отрицательном склонении.

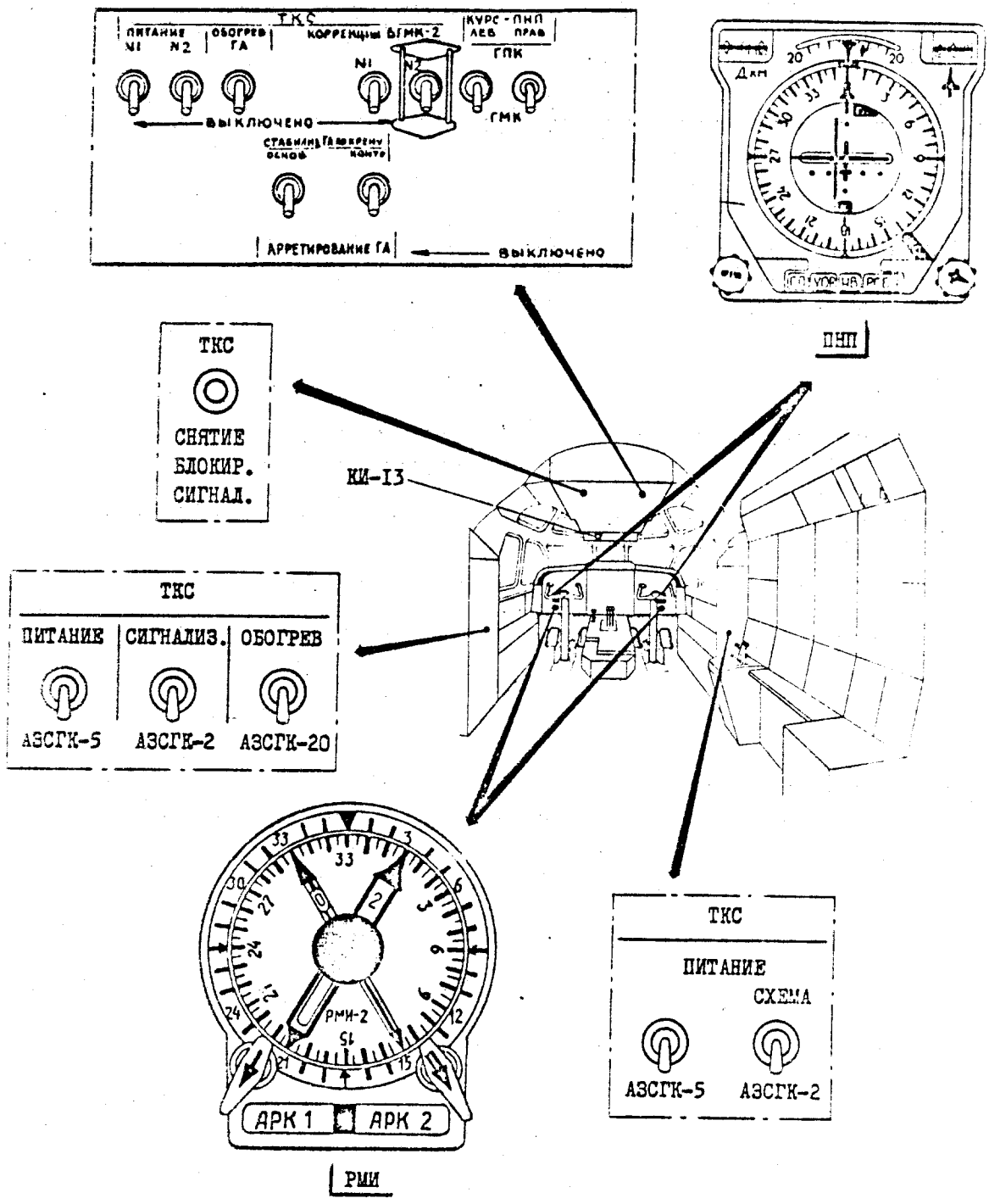
(9) Напряжение и частота источников питания:

(а) В цепях питания трехфазным переменным током:
напряжение 36 В±5%;
частота 400 Гц±2%.

(б) В цепях питания постоянным током:
напряжение 27 В±10%.

Органы управления системы ТКС приведены на рис. 8.16.3.1.

(прод.)



Расположение органов управления ТКС

Рис. 8.I6.3.I

(прод.)

8.I6.4. Измеритель путевой скорости и угла сноса ДИСС-0I3

8.I6.4.I. Эксплуатационные ограничения

Измеритель ДИСС вступает в работу через 3 мин после включения.
Углы крена, до которых сохраняется нормальная работа измерителя $\pm 20^{\circ}$.

Примечание. При кренах самолета более $\pm 20^{\circ}$, а также при полете над морем с волнением менее I балла измеритель может автоматически переходить в режим ПАМЯТЬ.

(прод)

8.I6.4.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(I) При осмотре внутри самолета	Второй пилот	
	Проверить исходное положение органов управления, для чего:	
	АЗС ДИСС	- убедиться во включении
	Выключатель ДИСС ПИТАНИЕ - - ВЫКЛ	- ВЫКЛ
	Переключатель СЧИСЛЕНИЕ НВУ ПО ДИСС - НВУ ПО СВС - КОНТРОЛЬ ДИСС В ПОЛЕТЕ	- КОНТРОЛЬ ДИСС В ПОЛЕТЕ
	Переключатель СУША-МОРЕ	- СУША
(2) Перед запуском двигателей (после подключения наземного источника электропитания)	Проверить работоспособность измерителя встроенным контролем, для чего:	
	Кнопка ПРОВЕРКА ЛАМП ТАБЛО	- нажать и отпустить. По горению и погасанию желтого светосигнального табло ПАМЯТЬ ДИСС убедиться в его исправности
	Выключатель ДИСС ПИТАНИЕ - - ВЫКЛ.	- ДИСС ПИТАНИЕ, загорится светосигнальное табло ПАМЯТЬ ДИСС
	Через 3 мин после погасания светосигнального табло ПАМЯТЬ ДИСС	- проконтролировать отработку контрольных значений путевой скорости и угла сноса в соответствии с 8.I6.4.I.
	Если контрольные значения не выходят за пределы ограничений	- измеритель исправен

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
	Переключатель СЧИСЛЕНИЕ НВУ ПО ДИСС-НВУ ПО СВС – – КОНТРОЛЬ ДИСС В ПОЛЕТЕ	– СЧИСЛЕНИЕ НВУ ПО ДИСС, загорится светосигнальное табло ПАМЯТЬ ДИСС
(3) На всех этапах полета	Переключатель П-В на УСВП	– положение П
	При полете над сушей переключатель СУША-МОРЕ	– положение СУША
	При полете над морем переключатель СУША-МОРЕ	– положение МОРЕ
	Считку текущих значений производить:	
	– путевой скорости	– по УСВП
	– угла сноса	– по шкале угла сноса приборов ПНП-I – по разности показаний стрелок К и ПУ на УШ
	– направление и скорость ветра	– на счетчиках ветра (δ град. и V км/ч блока В-57 НВУ).
	Правильность движения самолета по курсу с учетом ветра контролировать по совмещению стрелки ЗПУ с индексом угла сноса на ПНП-I.	

(прод.)

8.I6.4.3. Неисправности

Проявление неисправности	Необходимые действия
В горизонтальном полете горит желтое светосигнальное табло ПАМЯТЬ ДИСС более 3–5 мин	Проверить соответствие положения переключателя СУША-МОРЕ, характер пролетаемой местности и установить его в необходимое положение. Если светосигнальное табло не погасло: Переключатель СЧИСЛЕНИЕ НВУ по ДИСС-НВУ-СВС – КОНТРОЛЬ ДИСС В ПОЛЕТЕ – КОНТРОЛЬ ДИСС в ПОЛЕТЕ, убедиться в правильной отработке данных контрольной задачи Переключатель СЧИСЛЕНИЕ НВУ ПО ДИСС – НВУ ПО СВС – КОНТРОЛЬ ДИСС В ПОЛЕТЕ – СЧИСЛЕНИЕ НВУ по ДИСС, если через 2–3 мин не погаснет светосигнальное табло ПАМЯТЬ ДИСС Переключатель СЧИСЛЕНИЕ НВУ по ДИСС – НВУ ПО СВС – КОНТРОЛЬ ДИСС В ПОЛЕТЕ – НВУ по СВС Выключатель ДИСС ПИТАНИЕ – ВЫКЛ. – ВЫКЛ., самолетовождение осуществлять без ДИСС.

(прод.)

8.I6.4.4. Краткое описание

Измеритель ДИСС предназначен для измерения путевой скорости и угла сноса и выдачи их в НВУ, АБСУ и приборы индикации. Измеритель работает в диапазоне высот от I0 до I5000 м.

Работа ДИСС основана на измерении доплеровского сдвига частот, излученных и отраженных от земной поверхности электромагнитных колебаний, и вычисленных по этому сдвигу частот путевой скорости и угла сноса самолета.

Для определения путевой скорости и угла сноса в ДИСС используется трехлучевая антенна.

Функционально ДИСС состоит из трех блоков:

- высокочастотного;
- низкочастотного;
- блока связи.

В высокочастотном блоке осуществляется генерирование непрерывных колебаний с их модуляцией и последующая коммутация их по трем лучам, а также прием отраженных сигналов, их усиление, преобразование и выделение из сигналов трех доплеровских низкочастотных спектров.

В низкочастотном блоке происходит преобразование этих спектров в сигналы с частотами, равными средним значениям частот указанных спектров.

Эти сигналы передаются в вычислитель НВУ, а также используются в собственном вычислителе для непрерывного вычисления путевой скорости и угла сноса.

НВУ сигналы путевой скорости и угла сноса, полученные от ДИСС, использует для определения текущих координат места самолета и вычисления направления и скорости ветра и выдачи их на счетчики ветра (блок В-57).

При кренах самолета более 20°, а также при полете над морем с волнением менее I балла ДИСС может переходить в режим ПАМЯТЬ. При этом импульсная информация не выдается, а последние значения путевой скорости и угла сноса в аналоговом виде запоминаются на датчиках этой информации, а также УСВП и УШ, а на средней приборной доске пилотов загорается желтое светосигнальное табло ПАМЯТЬ ДИСС.

Текущие значения путевой скорости и угла сноса индицируется:

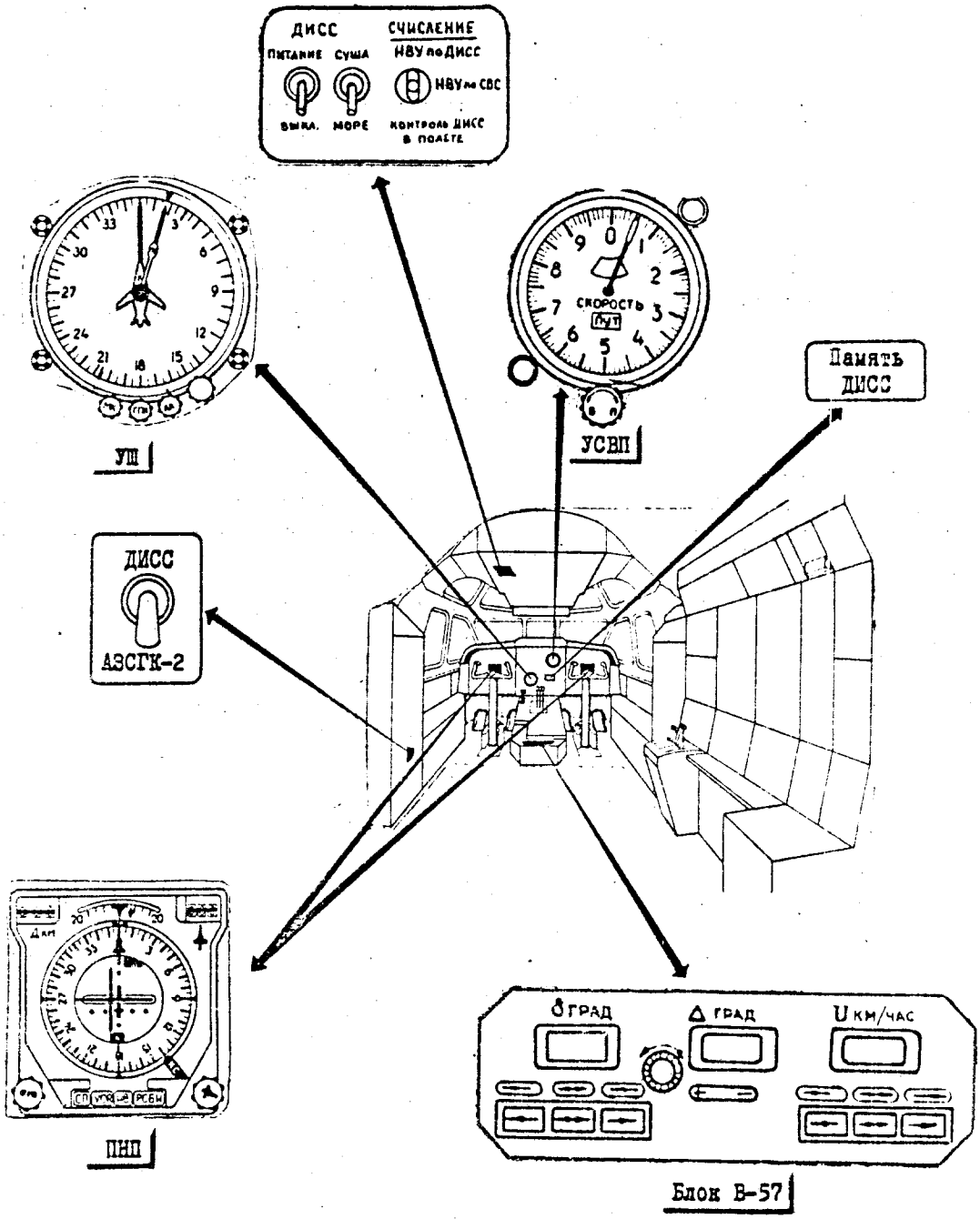
- путевая скорость – на указателе УСВП в диапазоне от I80 до I300 км/ч при установке его переключателя В-П в положение П, при этом в окошке циферблата прибора индицируется надпись ПУТ (путевая);
- угол сноса в диапазоне $\pm 30^{\circ}$ – на указателях ПНП-I КВС и 2/П ромбическим индексом по шкале угла сноса (+ вправо от 0, – влево от 0) и на указателе УШ разностью показаний стрелок К и ПУ.

Весь ДИСС охвачен системой встроенного контроля, которая позволяет контролировать его исправность на земле и в полете.

При включении режима ВСТРОЕННЫЙ КОНТРОЛЬ измеритель отрабатывает следующие контрольные значения: путевая скорость 710 ± 20 км/ч, угол сноса $0 \pm 2{,}5^{\circ}$.

Органы управления и контроля ДИСС показаны на рис. 8.I6.4.I.

(прод)



Органы управления ДИСС

Рис. 8.I6.4.I

(прод.)

8.I6.5. Магнитный компас КИ-I3

8.I6.5.I. Эксплуатационные ограничения

КИ-I3 дает правильные показания при крене самолета не более I7° влево и вправо.

8.I6.5.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(I) При осмотре внутри самолета	Убедитесь в наличии на борту графика поправок к КИ-I3
(2) Полет с обесточенной основной электросетью на аккумуляторах	Пилотирование самолета производить, пользуясь показаниями КИ-I3 Примечание. (I) При считывании показаний курса с КИ-I3 пользуйтесь графиком поправок. (2) При нормальной работе основной электросети показаниями КИ-I3 пользоваться не рекомендуется.

8.I6.5.3. Неисправности - не рассматриваются.

8.I6.5.4. Краткое описание

Магнитный компас КИ-I3 предназначен для определения курса самолета в аварийных случаях. Принцип действия компаса основан на использовании свойства свободно подвешенного магнита, имеющего форму стержня, ориентированного в плоскости магнитного меридиана Земли.

—oOo—

*8.I6.6. Радиотехническая система дальней навигации "Омега/ВЛФ"(СМА-77I)

8.I6.6.I. Эксплуатационные ограничения

Наименование параметра	Един. измерен.	Миним.	Норм.	Макс.
Номер месяца (D)	месяц	0		I2
Среднее Гринвичское время (GMT)	ч.мин	00.00.0		23.59.9
Координаты места самолета и ШПМ (POS и WPT)				
φ_0	град.	000.00		89.59.9 (C, D)
λ_0	град.	000.00		I79.59.9 (З, В)
Линейное боковое отклонение (XTK)	морск. мил.	0		999,9
Ошибка в путевом угле (TKE)	град.	0		I80
Расстояние до ШПМ (DIS)	морск. мил.	0		999,9
Время полета до ШПМ (ETE)	мин	0		255
Направление ветра (WD)	град.	0		359
Путевая, истинная воздушная скорость и скорость ветра (GS, TAS, WS)	узел	0		650
Угол сноса (DA)	град.	0		I80
Курс, путевой угол, заданный путевой угол, пеленг (HDG, TK, DSRTK, BRG)	град.	0		359

* Для самолетов поставляемых в 235 ОАО и ЦУ МВС

(прод)

8.I6.6.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(I) При осмотре внутри самолета	Исходное положение органов управления: – переключатель ON – OFF на CDU – в положении OFF – выключатели БП–4I № I и № 2 – в положении ВЫКЛ.
(2) Перед запуском двигателей (после включения бортового питания)	На верхнем электрощитке пилотов: – выключатели ТКС КОРРЕКЦИЯ БГЛК № I, № 2 – в положение ВКЛ; – выключатели БП–4I № I и № 2 – в положение БП–4I; На средней приборной доске пилотов: – переключатель КМ–МИПИ – в положение КМ; – переключатель ON– OFF– в положение ON, для чего оттянуть и повернуть переключатель ON–OFF в положение ON; – сигнализаторы SYN, DR – загорятся; – сигнализатор АМВ – непрерывно мигает.
	– переключатель ввода информации – в положение TEST. Убедитесь, что на CDU: а) на цифровых индикаторах высвечиваются восьмерки; б) десятичные точки светятся; в) на индикаторах FR и TO восьмерки непрерывно мигают; г) сигнализаторы SYN, DR,VLF горят; д) сигнализаторы N, S, W, E – непрерывно мигают. Примечание. Проверку и работу аппаратуры СМА-771 производить аналогично с двух пультов Регулятором DIM отрегулировать освещенность индикаторов на пультах CDU. Сигнализатор SYN горит в течение 2...3 мин, пока не закончится синхронизация. При неблагоприятных условиях приема сигналов синхронизация может продолжаться I0...I5 мин.

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Сигнализатор DR погаснет при приеме сигналов от трех и более станций. Сигнализаторы N,S,E,W мигают непрерывно, указывая на то, что аппаратура находится в режиме ожидания ввода координат исходного места самолета.
	I) Ввод Гринвичского времени и даты полета: – переключатель выбора индикации – в положение GMT/D; – на клавишном наборном поле CDU набрать значение Гринвичского времени; – сигнализатор [ENTER] – загорится; – проверить правильность набора цифр на левом цифровом индикаторе; – нажать клавишу [ENT]. До нажатия клавиши [ENT] можно скорректировать ввод путем нажатия клавиши [BK] или поворотом переключателя выбора индикации в другое положение с возвращением в положение GMT/D; – набрать значение даты полета, нажав клавиши наборного поля CDU, соответствующие порядковому номеру дня, месяца, года; – проверить правильность набора на правом цифровом индикаторе; (прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	– нажать клавишу [ENT] ; – сигнализатор [ENTER] – погаснет. Для изменения Гринвичского времени (GMT) без изменения даты полета: – набрать Гринвичское время; – сигнализатор [ENTER] – загорится; – дважды нажать клавишу [ENT] ; – сигнализатор [ENTER] – погаснет. Для изменения только даты полета: – нажать клавишу [ENT] ; – на наборном поле набрать дату полета; – сигнализатор [ENTER] – загорится; – нажать клавишу [ENT] ; – сигнализатор [ENTER] – погаснет. 2) Ввод исходного места самолета (φ_o, λ_o): – переключатель набора индикации – в положение РОС; – нажать клавишу [HLD] ; – сигнализаторы N (S) и E (W) будут непрерывно мигать; – нажать клавишу [N 2] или [8 S] ; – сигнализатор [ENTER] – загорится; – на наборном поле набрать значение широты; – проверить правильность набора широты на левом цифровом индикаторе; – нажать клавишу [ENT] ; – нажать клавишу [6E] или [W4] ; – на наборном поле набрать значение долготы; – проверить правильность набора долготы места на правом цифровом индикаторе; – нажать клавишу [ENT] ; – индикатор [ENTER] – погаснет; – сигнализаторы N (S) и E (W) прекратят мигать.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Примечания. 1. Если нарушен порядок набора данных, то индикатор ENTER непрерывно мигает. В этом случае повернуть переключатель выбора индикации в любое положение и обратно вернуть в положение POS. Повторить операции ввода исходного места самолета. 2. Если требуется изменить только широту, то необходимо повторить операции ввода широты и нажать клавишу ENT дважды. 3. Если требуется изменить только долготу, необходимо нажать клавишу ENT и повторить операции по вводу долготы.
	3) Ввод координат промежуточных пунктов маршрута: – переключатель выбора индикации – в положение WPT; – на клавишном наборном поле нажать клавишу 0, затем 1; – на индикаторе участка маршрута FR-TO появится цифра 01; – нажать клавишу WPT DEF ; – индикатор ENTER – загорится; – нажать клавишу N 2 или 8 S ; – на клавишном наборном поле набрать значение широты ШШ; – проверить правильность набора широты на левом цифровом индикаторе; – нажать клавишу ENT ; – нажать клавишу 6E или W4 ; – на наборном поле набрать значение долготы ШШ; – проверить правильность набора долготы на правом цифровом индикаторе; – нажать клавишу ENT ;

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	– индикатор ENTER – погаснет; – сигнализаторы N (S) и E (W) прекратят мигать; – нажать клавишу 0 , затем 2 ; – на индикаторе "FR–TO" появится цифра 02; – ввести координаты второго ППМ; – ввод последующих ППМ аналогичен 4) Изменение плана полета на обратный: – переключатель ввода индикации – в положение WPT – нажать клавишу WPT DEF ; – сигнализатор ENTER загорится; – нажать клавишу LEG CHG ; – на клавишном наборном поле нажать клавиши 0 и 1 ; – на индикаторе FR–TO появится цифра 01; – на клавишном наборном поле нажать клавиши 1 и 9 ; – на индикаторе FR–TO появится цифра 19; – нажать клавишу ENT ; – сигнализатор ENTER погаснет; – ППМ–19 автоматически заменяется на ППМ–01, ППМ–18 на ППМ–02, ППМ–17 на ППМ–03 и т.д.; – проверить обратный план полета 5) Установка первоначального участка маршрута – переключатель выбора индикации – в любое положение, кроме ТЕСТ; – клавишу LEG CHG – нажать ; – сигнализатор ENTER – загорится ; – на клавишном наборном поле нажать клавишу 0 – дважды; – на клавишном наборном поле нажать клавишу 0 , затем 1 ; – на индикаторе участка маршрута ER–TO появится цифра 01; – нажать клавишу ENT ;

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	– сигнализатор [ENTER] – погаснет; – на клавишном наборном поле нажать клавишу [6E] или [W4] ; – на клавишном наборном поле набрать значение долготы ШПМ-(N); – проверить правильность набора долготы на правом цифровом индикаторе; – нажать клавишу [ENT] ; – индикатор [ENTER] погаснет; – сигнализаторы N (S) и E (W) прекратят мигать. П р и м е ч а н и е. ШПМ-I9 не подлежит перепрограммированию 6) Проверка правильности ввода и отработки данных; а) Проверка координат места самолета: – переключатель выбора индикации – в положение POS; – убедиться в правильности индикации координат в левом и правом цифровых индикаторах. б) Проверка введенных координат ШПМ; – переключатель выбора индикации – в положение WPT; – на клавишном наборном поле нажать клавишу [0] , затем [I] ; – на индикаторе FR –TO появится цифра OI; – на левом и правом цифровых индикаторах будут индицироваться широта и долгота ШПМ. Нажимая клавиши с цифрами, соответствующими номерами ШПМ, проверить правильность ввода координат всех ШПМ. в) Проверка ввода времени и даты полета: – переключатель выбора индикации – в положение GMT/D; – убедиться в правильности индикации времени и даты полета соответственно в левом и правом цифровых индикаторах. (прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	г) Проверка истинного пеленга и расстояния по участкам маршрута: – переключатель выбора индикации – в положение BRG/DIS; – на клавишном наборном поле нажать клавиши [0], [1], затем [0], [2]; – индикатор [ENTER] загорится; – на индикаторе FR–TO появятся цифры 02; – нажать и удержать клавишу [ВК]; – на индикаторе FR–TO появятся цифры 01, а через 10 с пеленг и расстояние для участка маршрута от ШМ–01 до ШМ–02. На левом и правом цифровых индикаторах могут высвечиваться нули, если расчет еще не закончен; – проверить другие участки маршрута путем нажатия соответствующей пары номеров ШМ на клавишном наборном поле. Значение истинного пеленга и расстояний индицируются в левом и правом цифровых индикаторах соответственно; – сравнить значение пеленга и расстояния с фактическими величинами, записанными в бортжурнале; – нажать клавишу [ENT]; – индикатор [ENTER] погаснет; д) Оценка точности сопряжения СМА–771 с курсовой системой ТКС–П2 по каналу курса – на ПУ–11 задатчиком курса установить три произвольных значения курса; – оценить отработку курса СМА–771. Примечание. Погрешность сопряжения должна быть не более $\pm 2^{\circ}$.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	7) Полет по сетке условных меридианов. а) Местная сетка условных меридианов: (Для первого комплекта аппаратуры СМА-77I) Переключатель КУРС ПНП ЛЕВ, ПРАВ. ГПК-ГМК- в положение ГМК. На ПУ-II - переключатель режимов работы – в положение МК; - переключатель КОРРЕКЦИЯ – в положение ОСН; - нажать кнопку СОГЛАСОВАНИЕ и согласовать показания курса по стрелке К УШ с показаниями курса на КМ № I; - переключатель КОРРЕКЦИЯ – в положение КОНТР; - нажать кнопку СОГЛАСОВАНИЕ и согласовать показания курса по ▽ индексу УШ с показаниями курса на КМ № 2; - переключатель режимов работы в положение ГПК; - нажать кнопку СОГЛАСОВАНИЕ и согласовать показания курса на ПНП КВС, РМИ 2/п и ПУИ № I аппаратуры СМА-77I с показаниями КМ № I, а показания ПНП 2/п, РМИ, КВС и ПУИ № 2 аппаратуры СМА-77I с показаниями КМ № 2. Примечание. Показания курса стрелки К и ▽ индекса УШ, ПНП КВС, ПНП 2/п, ПУИ № I, ПУИ № 2, РМИ КВС, РМИ 2/п, КМ № I, КМ № 2 должны быть идентичны; - переключатель выбора индикации на ПУИ – в положение HDG/DA; - выключатель ТКС КОРРЕКЦИЯ БГМК-I – в положение ВЫКЛ; - выключатель УСЛОВНЫЕ МЕРИДИАНЫ ОМЕГА № I – в положение ВКЛ; - сигнализатор ПИМ "ТО" на ПУИ начнет мигать. Примечание. При переходе на режим условных меридианов СМА-77I не воспринимает курсовой информации.

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Все процедуры по задействованию условных меридианов необходимо выполнять на постоянном курсе. - переключатель выбора индикации на ПУИ - в положение PDS ; - нажать клавишу [WPT DEF] , сигнализатор [ENTER] - загорится; - на правом цифровом индикаторе будет индицироваться меридиан (долгота), используемый в качестве начала отсчета сетки условных меридианов, в правом разряде левого индикатора будет индицироваться 0. - нажать клавишу [ENT] дважды, индикатор [ENTER] погаснет; - на индикаторах будут индицироваться текущие координаты места самолета; - переключатель выбора индикации на ПУИ - в положение HDG/DA - нажать клавишу [ENT], сигнализатор [ENTER] загорится; - повторно нажать клавишу [ENT], сигнализатор [ENTER] погаснет; - мерцание номера ПШМ и курса прекратится; - удостоверьтесь,что показания курса на ПУИ № I согласуются с показаниями курса на приборах РМИ 2/П, ПНП, КВС и УШ. П р и м е ч а н и е. Аппаратура СМА-77I в данный период осуществляет навигацию в режиме сетки условных меридианов и вся индикация углов на ПУИ представлена в системе местной сетки условных меридианов (за исключением направления ветра, которое всегда является истинным). На исполнительном старте На ПУ-II - переключатель КОРРЕКЦИЯ - в положение ОСН; - переключатель ЗАДАТ. КУРСА установить стрелку К УШ на значение истинного курса ВПП. На приборах ПНП КВС, УШ (стрелка К), ПУИ № I и РМИ 2/П индицируется истинный курс ВПП.

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	б) Смещенная сетка условных меридианов: - переключатель выбора индикации на ПУИ - в положение POS ; - нажать клавишу [WPT DEF] , сигнализатор [ENTER] загорится; - на правом цифровом индикаторе будет индицироваться текущая долгота МС (меридиан), а в правом разряде правого индикатора будет индицироваться 0. - нажать клавишу [6E] или [4W]; - на наборном поле набрать значение желаемой долготы сдвига; - на правом цифровом индикаторе вместо начала отсчета магнитной сетки появится долгота сдвига; - нажать клавишу [ENT] - дважды; - сигнализатор [ENTER] - погаснет; - сигнализатор ПШМ ТО - замигает; - установить переключатель выбора индикации в положение HDG/DA ; - на левом цифровом индикаторе появится значение нового условного курса - мигающего; - с помощью задатчика курса на ПУ-II установить курс на приборах ПНП КВС, РМИ 2/П и УШ-3, равный показаниям курса на ПУИ; - нажать клавишу [ENT] ; - сигнализатор [ENTER] загорится; - повторно нажать клавишу [ENT]; - сигнализатор [ENTER] погаснет; - мерцание номера ПШМ и курса прекратится. П р и м е ч а н и е. После индикации нового условного курса, удостоверьтесь, что индицированное значение курса на приборах ПНП КВС, РМИ 2/П и УШ равны показаниям на ПУИ. - установить указатель ЗПУ на ПНП равный ЗПУ, индицируемому на ПУИ.

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Примечание. При установке переключателя выбора индикации в положение HDG/DA и нажатии клавиши ВК на левом цифровом индикаторе индицируется истинный курс. в) Возврат к режиму магнитного курса. На прямолинейном участке маршрута: – переключатель выбора индикации – в положение HDG/DA; – выключатель ТКС КОРРЕКЦИЯ БГМК № I – в положение ВКЛ; – выключатель УСЛОВНЫЕ МЕРИДИАНЫ ОМЕГА № I – в положение ВЫКЛ; – сигнализатор ПРМ ТО на ПУИ мигает; – на левом цифровом индикаторе ПУИ индицируется ожидаемый гиромагнитный курс – мигающий; – установить курс на приборе РМИ 2/п равный показаниям мигающего курса на ПУИ путем согласования БГМК по индукционному датчику, нажав кнопку СОГЛАСОВАНИЕ на ПУ-II; – после погасания сигнализатора ПРМ ТО и индикации ожидаемого курса (уже не мигающего) окончательно осуществлен переход на режим магнитного курса; – установить указатель ЗПУ на ПНП КВС равный значению ЗПУ индицируемому на ПУИ. Примечание. При работе в режиме условных меридианов необходимо на пульте ПУ-II контролировать широту при полетах в направлении север – юг, устанавливая широту для каждого градуса изменения широты. Для второго комплекта аппаратуры СМА-771 операции проводить аналогично.

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(3) Руление по РД (ВПП)	Переключатель режимов – на CDU – в положение А. Переключатель выбора индикации – положение POS. Наблюдать изменение индикации координат в левом и правом цифровых индикаторах ПУИ
(4) В крейсерском полете	(I) Автоматическое управление с последовательной сменой ППМ (режим А). При выходе на ППМ-OI руководствоваться показаниями СМА-77I, периодически сличая пеленг, расстояние и оставшееся время полета до ППМ-OI с аналогичными данными, получаемыми от других средств. Показание OI на индикаторе FR-TO свидетельствует о нахождении самолета на начальном участке маршрута. За две минуты до достижения каждого ППМ индикатор FR-TO начинает мигать. Прибытие самолета в точку начала разворота для перехода на следующий участок маршрута (ППМ-OI–ППМ-02) СМА-77I автоматически производит переключение навигационной информации на этот участок, индицируя об этом заменой цифр OI индикатора FR-TO на новые 02. В таком же порядке СМА-77I производит переключение участков маршрута при подходе и к последующим ППМ. В автоматическом режиме работы при приближении к ППМ ТО, СМА-77I производит вычисление линейного упреждения разворота, для изменения полета на последующем участке маршрута. а) Контроль выполнения полета с использованием "Омеги" в режиме А осуществлять по величинам следующих параметров (в зависимости от положения переключателя выбора индикации на CDU): – координат места самолета – POS; – курса и угла сноса – HDG/DA; – линейного бокового уклонения от линии заданного пути и ошибок в путевом угле – XTK/TKE; – путевой скорости и оставшегося времени полета до ППМ – GS/ETE;

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	– заданного путевого угла и фактического путевого угла DSRTK/TK; – направления и скорости ветра WIND. б) Индикация пеленга, расстояния и времени полета от текущего места до любого запрограммированного ППМ: – переключатель выбора индикации – в положение BRG/DIS; – на клавишном наборном поле нажать клавишу [0] дважды, что соответствует значению текущего положения самолета; – на клавишном наборном поле набрать двузначный номер следующего по маршруту ППМ; – индикатор [ENTER] загорится; – истинный пеленг и расстояние появятся на левом и правом цифровых индикаторах соответственно. Примечание. На левом и правом цифровых индикаторах могут появиться "000" и "0" соответственно, если вычисление пеленга и дальности в вычислителе "Омега" еще не закончены; – нажать и удержать клавишу [ВК] ; – на индикаторе ТО появится 00; – информация о расстоянии переносится с правого цифрового индикатора на левый; – на правом цифровом индикаторе появится время полета до следующего по маршруту программного ППМ; – пеленг, расстояние и время между двумя любыми ППМ могут быть аналогичным образом выведены на индикатор набором соответствующих номеров ППМ. Примечание. Индикация указанных выше параметров может быть выполнена в любое время полета и не мешает осуществлению навигационных вычислений в аппаратуре. – нажать клавишу [ENT] ; – индикатор [ENTER] погаснет.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	в) Индикация времени прибытия в ШМ: – переключатель выбора индикации в положение GS/ETE; – нажать, удерживая клавишу [ВК] ; – на правом цифровом индикаторе вместо индикации оставшегося времени полета до ШМ будет индицироваться расчетное время прибытия в ШМ. г) Полет по параллельным трассам. 2П/ на CDU: – переключатель выбора индикации – в положение XTK/TKE; – нажать клавишу [I] или [3] ; – на клавишном наборном поле набрать значение бокового смещения. – нажать клавишу [ENT] ; – табло L или R непрерывно мигают; – на цифровом индикаторе высвечиваются данные действительного смещения вправо или влево от ЛЗП; – нажать и удержать клавишу [ВК] ; – на цифровом индикаторе индицируется значение заданного смещения. Примечание. Если боковое смещение измеряется в морских милях, то переключатель КМ – МИЛИ на средней приборной доске пилотов установить в положение МИЛИ, если в километрах, то в положение КМ. 2) Коррекцию координат МС производить в следующих случаях: – при горении сигнализатора АМВ; – при сомнении в точности выдачи координат МС. Для чего: – переключатель выбора индикации – в любое положение, кроме TEST ; (прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	– нажать клавишу [HLD], когда самолет находится непосредственно над известной точкой отсчета или в момент, когда достаточно точно определены координаты места самолета другим способом; – сигнализаторы N или S, E, или W непрерывно мигают; – переключатель выбора индикации – в положение POS; – сравнить индицируемые координаты места самолета с фактическими; – если коррекция координат места самолета не требуется, нажать клавишу [BK]. Если требуется коррекция координат: – на наборном поле нажать клавишу [N 2] или [S 8]; – сигнализатор [ENTER] загорится; – на наборном поле набрать значение широты места коррекции; – проверить правильность набора широты на левом цифровом индикаторе; – нажать клавишу [ENT]; – нажать клавишу [6E] или [W4]; – на наборном поле набрать значение долготы места коррекции; – проверить правильность набора долготы на правом цифровом индикаторе; – нажать клавишу [ENT]; – индикатор [ENTER] погаснет; – сигнализаторы N (S) и E (W) прекращают мигать. Для выполнения контроля и коррекции координат места самолета при полете над станцией VOR: – на наборном поле CDU набрать значение географических координат станции VOR;

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	– переключатель выбора индикации в положение POS; – нажать клавишу [HLD], когда самолет будет находиться строго над станцией VOR (по показанию индикатора РМИ); – нажать клавишу [ВК], если координаты текущего места самолета не нуждаются в коррекции. Если координаты места самолета нуждаются в коррекции: – переключатель выбора индикации – в положение BRG/DIS; – на наборном поле набрать двумя цифрами номер, соответствующий станции VOR; – на наборном поле CDU набрать 00. На экране индикатора CDU будет индицироваться вычисленный аппаратурой пеленг и расстояние от станции VOR до текущего места самолета на момент нажатия клавиши [HLD]; – нажать клавишу [WPT DEF]; – индикатор [ENTER o] загорится; – на наборном поле нажать клавишу [0]; – на наборном поле нажать клавишу [ENT]; – нажать клавишу [0]; – нажать клавишу [ENT]; – индикатор [ENTER o] погаснет; – переключатель выбора индикации – в положение POS. Координаты места самолета будут откорректированы и индицироваться с учетом времени полета от нажатия клавиши [HLD]. После коррекции координат МС, при обязательном условии работы в гиперболическом режиме по сигналам станций "Омега", задействовать нужный режим, устраняя многозначности фазовых отсчетов, для чего: – переключатель выбора индикации – в положение TEST;

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	– нажать клавишу HLD ; – на наборном поле нажать клавишу [4] ; – на левом цифровом индикаторе в первом разряде высвечивается цифра 4; – в правом цифровом индикаторе в третьем и четвертом разрядах автоматически появляется число от 00 до 4.0. Данная величина является предполагаемой ошибкой в определении координат МС в морских милях, в зависимости от соотношения СИГНАЛ/ШУМ и геометрического фактора. При плохой геометрии и плохом соотношении СИГНАЛ/ШУМ величина ошибки может быть больше 4.0 морских миль, при этом высвечивается сигнализатор АМВ в любом положении ПВИ. – если в шестом разряде правого индикатора высвечивается цифра больше 0 продолжительное время, т.е. более 10 мин ввести в СМА-771 координаты МС по данным навигационного оборудования с максимально возможной точностью; – сигнализатор АМВ погаснет; – в шестом разряде правого индикатора появится цифра 0. 3) Ручное управление сменой ППМ (режим М) а) В ручном режиме смена участков маршрута осуществляется 2/П вручную. Изменение участка маршрута может производиться либо от текущего места самолета на любой ППМ из числа запрограммированных, минуя несколько программных ППМ, либо при достижении очередного ППМ и от этого ППМ на любой ППМ как запрограммированный, так и вводимый вновь. б) Для проведения очередной смены участка маршрута: – переключатель режимов на CDU – в положение М; – переключатель выбора индикации в любое положение, кроме TEST; – на наборном поле CDU нажать клавишу [LEG / CHG];

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	- индикатор [ENTER] загорится; - на наборном поле набрать номер ШМ начала участка маршрута; - на наборном поле набрать номер ШМ конца участка маршрута; - на индикаторе [FR-TO] появится последняя пара чисел; - нажать клавишу [ENT] ; - индикатор [ENTER] погаснет; - переключатель выбора индикации - в положение DSRTK/TK; - проконтролировать по другим средствам самолетовождения, установленным на борту, правильность показаний заданного и фактического путевых углов на левом и правом цифровых индикаторах соответственно; - переключатель выбора индикации - в положение XTK/TKE; - проконтролировать фактическое боковое уклонение и ошибку в путевом угле относительно нового значения заданного путевого угла на левом и правом индикаторах соответственно. в) Для изменения последовательности прохождения ШМ 2/П: - переключатель режимов на CDU - в положение M; - переключатель выбора индикации на CDU - в любое положение, кроме TEST ; - нажать клавишу [LEG CHG] ; - индикатор ENTER загорится; - на наборном поле нажать клавишу [0] дважды; - на наборном поле набрать двухзначный номер ШМ конца ("ТО") участка маршрута, на который осуществляется переход; (прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	– на индикаторе FR–TO появится последняя пара чисел; – нажать клавишу ENT ; – индикатор ENTER погаснет. 4) Для определения координат ШМ при помощи пеленга и расстояния 2/П: – переключатель выбора индикации – в положение BRG/DIS; – на клавишном наборном поле нажать клавиши, соответствующие двухзначному номеру программного ШМ, от которого осуществляется пеленгация нового ШМ; – на клавишном наборном поле нажать клавиши, соответствующие двухзначному номеру ШМ, координаты которого необходимо определить; – нажать клавишу WPT/DEF; – индикатор ENTER загорится; – на клавишном наборном поле нажать клавиши, соответствующие значению пеленга до нового ШМ; – нажать клавишу ENT ; – индикатор ENTER продолжает гореть; – на клавишном наборном поле нажать клавиши, соответствующие значению дальности до нового ШМ; – нажать клавишу ENT ; – индикатор ENTER погаснет; – переключатель выбора индикации на CDU – в положение WPT; – убедитесь, что на индикаторе FR–TO индицируется номер нового ШМ, а на левом и правом цифровых индикаторах его координаты. 5) Ввод фактического путевого угла и путевой скорости Фактический путевой угол и путевая скорость должны

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	быть введены вручную, когда "Омега" СМА-771 переходит в режим счисления "DR" или при отсутствии на входе сигналов истинной воздушной скорости от СВС, для чего 2/П: - переключатель выбора индикации на CDU - в положение DSRTK/TK; - на клавишном наборном поле нажать клавиши, соответствующие значению фактического путевого угла; - индикатор [ENTER] загорится; - проверить правильность набора значения путевого угла на правом цифровом индикаторе; - нажать клавишу [ENT] ; - индикатор [ENTER] погаснет; - переключатель выбора индикации на CDU - в положение GS/ETE; - на клавишном наборном поле CDU набрать значение путевой скорости; - индикатор [ENTER] загорится; - проверить правильность набора значения путевой скорости в левом цифровом индикаторе; - нажать клавишу [ENT] ; - индикатор [ENTER] погаснет, Примечание. После возвращения аппаратуры в режим работы по сигналам станции "Омега" значение фактического путевого угла и путевой скорости будут автоматически откорректированы. 6) Ввод параметров ветра Скорость и направление ветра должны быть введены вручную при переходе аппаратуры в режим счисления "DR" при

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	наличии на входе сигналов истинной воздушной скорости от СВС, для чего 2/П: – переключатель выбора индикации – в положение WIND; – на наборном поле CDU набрать значение величины направления ветра; – индикатор ENTER загорится; – проверить правильность набора величины направления ветра на левом цифровом индикаторе; – нажать клавишу ENT ; – индикатор ENTER продолжает гореть; – на клавишном наборном поле нажать клавиши, соответствующие значению скорости ветра; – проверить правильность набора параметров на правом цифровом индикаторе; – нажать клавишу ENT; – индикатор ENTER погаснет; П р и м е ч а н и е. При возвращении аппаратуры в основной навигационный режим работы по сигналам станций "Омега/VLF" параметры ветра будут вычисляться и корректироваться автоматически

(прод.)

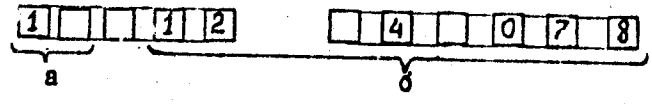
Условия (этап) работы	Необходимые действия

7) Индикация номеров принимаемых станций "Омега" или ВЛФ

- установить переключатель выбора индикации в положение TEST;
- нажать клавишу [HLD];
- нажать клавишу [1] или [2] для станций "Омега" или ВЛФ соответственно;
- в первом разряде левого цифрового индикатора высвечивается цифра I или 2;
- в четвертом и пятом разрядах левого индикатора и в шести разрядах правого индикатора высвечиваются цифры, обозначающие номера станций "Омега" или ВЛФ, принимаемых СМА-77I. Характер свечения номеров станций зависит от условий использования сигналов в вычислителе, см. табл. 8.I6.6.I.

Таблица 8.I6.6.I

Характер свечения номеров станций	Использование сигналов станций в вычислителе
Номер горит постоянно	Используется
Пробел	Сигналов нет вообще
Постоянно горит 0	Ручная деселекция станции
Мигает 0	Автоматическая деселекция станции
Номер мигает	Автоматическая деселекция, но ручная селекция принудительно



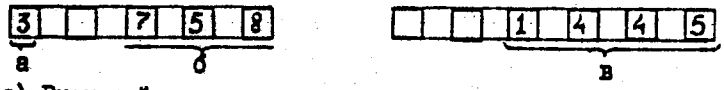
а) Вызывает код системы "Омега" (для системы ВЛФ код 2)

б) Прием станцией "Омега":
- станции I,2,4,7,8 используются;
- станции 3 и 5 не принимаются;
- станция 6 деселектирована.

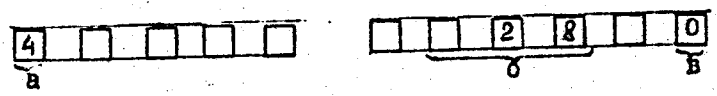
(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	(8) Ручная деселекция станций – установить переключатель выбора индикации в положение TEST; – нажать клавишу [HLD]; – нажать клавишу [1] или [2]; – нажать клавишу [ENT]; – сигнализатор [ENTER] – загорится; – на цифровом наборном поле набрать клавиши соответствующие номерам станций, подлежащих деселекции; – на месте деселектируемых станций появится "0"; – нажать клавишу [ENT]; – сигнализатор [ENTER] – погаснет; Ручную деселекцию станций можно аннулировать путем повторения операций ручной деселекции станций, или она производится автоматически при повторном вводе времени и даты. 9) Индикация истинной воздушной скорости (Vист) и пройденного расстояния: – переключатель выбора индикации – в положение TEST; – нажать клавишу [HLD]; – на цифровом поле нажать клавишу [3]; – в первом разряде левого индикатора высвечивается цифра 3; – в третьем, четвертом и пятом разрядах левого индикатора высвечивается текущее значение Vист; – на правом цифровом индикаторе индицируется значение пройденного расстояния.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	 а) Вызывной код $V_{ист}$ б) Текущее значение $V_{ист}$ от СВС в) Пройденное расстояние в морских милях (по $V_{ист}$). IO) Ручной ввод $V_{ист}$ и вычисление ветра: – переключатель выбора индикации – в положение TEST; – нажать клавишу HLD; – на клавишном наборном поле нажать клавишу 3 ; – в первом разряде левого индикатора высвечивается цифра 3; – нажать клавишу ENT ; – сигнализатор ENTER загорится; – на наборном поле CDU набрать значение $V_{ист}$; – в третьем, четвертом и пятом разрядах левого индикатора высвечивается набранное значение $V_{ист}$; – нажать клавишу ENT ; – сигнализатор ENTER – погаснет; – переключатель выбора индикации – в положение WIND; – нажать и удержать клавишу ВК ; – на левом индикаторе высветится направление ветра; – на правом индикаторе высветится значение скорости ветра; – отпустить клавишу ВК ; – на индикаторах высвечиваются нули. П р и м е ч а н и е . Введенное вручную значение $V_{ист}$ используется в СМА-771 только для вычисления ветра, а не для навигационных определений.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	II) Индикация предполагаемой радиальной ошибки в определении координат и устранение многозначности фазовых отсчетов: – переключатель выбора индикации – в положение TEST ; – нажать клавишу [HLD] ; – на цифровом наборном поле нажать клавишу [4] ; – в первом разряде левого индикатора высвечивается цифра 4; – в третьем и четвертом разрядах правого индикатора автоматически появится двузначное число от 0.0. до 4.0; Число, индицируемое на правом цифровом индикаторе, является величиной предполагаемой ошибки в определении координат МС в морских милях в зависимости от соотношения сигнал/шум и геометрического фактора. Чем лучше геометрия и соотношение сигнал/шум, тем меньше величина предполагаемой радиальной ошибки. При плохой геометрии и соотношении сигнал/шум величина ошибки может быть больше 4,0 морской мили, при этом загорится сигнализатор АМВ в любом положении переключателя выбора индикации; – в шестом разряде правого индикатора высвечивается цифра 0 – признак разрешенности многозначности фазовых отсчетов.  а) Вызывной код предполагаемой станции б) Величина предполагаемой ошибки в морских милях в) Степень разрешения многозначности

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Для ручного задействования ветви программы вычислителя по устранению многозначности при работе СМА-77I в гиперболическом режиме: – нажать клавишу [ENT] ; – сигнализатор [ENTER] – загорится; – на наборном поле нажать клавишу [1] ; – нажать клавишу [ENT] ; – сигнализатор [ENTER] – погаснет; – сигнализатор АМВ – загорится; – в шестом разряде правого индикатора высвечивается цифра I; В этом случае величина предполагаемой ошибки станет равной I2,0 морских миль (как утроенная максимальная ошибка по фазовой дорожке 72 морские мили); – через 20...40 с в шестом разряде правого индикатора цифра I заменяется цифрой 0; Замена цифры I на 0 в шестом разряде правого индикатора происходит при хорошей геометрии и соотношении СИГНАЛ/ШУМ по всем частотам I0,2 – II,33 – I3,6 кГц не хуже 3 условных единиц, значит разрешение многозначности с достоверностью не менее 0,7 выполнено; – сигнализатор АМВ – погаснет; – в правом индикаторе число I2 мгновенно сменяется числом 4 и уменьшается, останавливаясь в пределах от 0.0 до 4.0; Если цифра I по прошествии 40 с–2,0 мин работы сохраняется, значит устранение многозначности не произошло и текущие координаты МС вычисляются с возможной ошибкой до I2 морских миль. При этом сигнализатор АМВ продолжает гореть. Цифра 2 означает, что геометрия неоптимальна и/или соотношение СИГНАЛ/ШУМ неудовлетворительно, СМА-77I продолжает разрешение многозначности. Цифра 3 означает, что геометрия неоптимальна, соотношение СИГНАЛ/ШУМ неудовлетворительно, многозначность не разрешается; (прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	– если цифры I, 2 или 3 горят более IO мин, ввести в СМА-77I координаты МС по данным навигационного оборудования с максимально возможной точностью; – сигнализатор АМВ погаснет; – в шестом разряде правого индикатора появится цифра 0. I2) Количественная оценка качества сигналов станций "Омега" и ВЛФ: – переключатель выбора индикации – в положение TEST ; – нажать клавишу [HLD] ; – на цифровом наборном поле нажать клавишу [5] ; – в первом разряде левого индикатора высвечивается цифра 5; – в четвертом – пятом разрядах левого индикатора и первом – шестом разрядах правого индикатора в условных единицах высвечивается соотношение СИГНАЛ/ШУМ по каждой частоте от каждой станции "Омега" или ВЛФ; – в третьем разряде левого индикатора высвечивается код частоты IO,2 – II,33 – I3,6 кГц или ВЛФ.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия



а) Вызывной код для соотношения СИГНАЛ/ШУМ
б) Номер частотного канала
в) Соотношение СИГНАЛ/ШУМ по станциям (от I до 8 для станций "Омега" и от I до 7 для станций ВЛФ). Здесь сигналы на частоте I3,6 кГц от станций "Омега" не принимаются, от станций I, 2, 3, 6 и 8 хороший сигнал, от станции 7 - слабый сигнал.

Код частоты автоматически меняется с интервалом в 2 с, принимая последовательно значения
0 - 3 - I - 2.
Кодировка номера частотного канала:
0 - для частоты I0,2 кГц
3 - для частоты I3,6 кГц
I - для частоты II,33 кГц
2 - для частоты станций ВЛФ.
Для останова информации на индикаторах нажать клавишу [ENT] .
Для запуска сменной информации снова нажать клавишу [ENT] .
При работе СМА-77I в гиперболическом режиме для канала 2 во всех разрядах высвечиваются нули, при работе в относительном режиме для канала I - высвечиваются нули;
Соотношение СИГНАЛ/ШУМ от 0 до I считается непригодным, 2 - только для процесса синхронизации, 3 - вполне удовлетворительно, от 4 до 9 - хороший сигнал.

I3) Включение усиленного гиперболического режима:
- переключатель выбора индикации - в положение TEST ;
- нажать клавишу [HLD] ;
- на цифровом наборном поле нажать клавишу [6] ;
- в первом разряде левого индикатора высвечивается цифра 6;
- нажать клавишу [ENT] ;
- сигнализатор [ENTER] - загорится;
- на цифровом наборном поле набрать код режима I00;

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	– в четвертом – шестом разрядах правого индикатора появится цифра I000; – нажать клавишу ENT ; – сигнализатор ENTER – погаснет. С этого момента СМА-77I работает в усиленном гиперболическом режиме с приоритетом сигналам станций "Омега" даже при приеме станций ВЛФ. Примечание. Для возврата СМА-77I в основной гиперболический режим повторить операции данного пункта, только вместо числа I000 ввести число 0. При этом 0 появится в шестом разряде правого индикатора. I4) Включение усиленного относительного режима: – переключатель выбора индикации – в положение TEST; – нажать клавишу HLD; – на наборном поле нажать клавишу 6; – в первом разрезе левого индикатора появится цифра 6; – нажать клавишу ENT; – сигнализатор ENTER – загорится; – на цифровом наборном поле набрать код режима I000; – в третьем – шестом разряде правого индикатора появится цифра I000; – нажать клавишу ENT; – сигнализатор ENTER – погаснет. С этого момента СМА-77I работает в усиленном относительном режиме с приоритетом сигналам станций ВЛФ, даже при приеме станций "Омега". Примечание. Для возврата СМА-77I в основной гиперболический режим повторить операции данного пункта, только вместо I000 ввести число "0", которое появится в шестом разряде правого индикатора.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	I5) Индикация магнитного склонения: – переключатель выбора индикации – в положение TEST; – на наборном поле набрать код I032; – в левом индикаторе появится число I032; – сигнализатор ENTER – загорится; – нажать клавишу ENT – дважды; – сигнализатор ENTER – гаснет; – в правом индикаторе появится величина склонения. Индикация магнитного склонения в правом цифровом индикаторе осуществляется с точностью до десятых долей градуса для текущего места самолета. При этом, если загораются символы "L" и "R" – склонение западное, если символы "L" и "R" не горят – склонение восточное.

(прод.)

8.I6.6.3. Неисправности

Проявление неисправности	Необходимые действия
I) Загорелся сигнализатор SYS на CDU:	I) Установить переключатель выбора индикации в положение TEST 2) Нажать клавишу HLD 3) Убедиться, что в старшем разряде левого цифрового индикатора появился 0
(а) В правом цифровом индикаторе во всех цифровых разрядах появился символ отказа "X"	Отказ CDU . Отключить "Омегу", предварительно оттянув на себя переключатель ON/OFF,и перейти на работу с другим комплектом "Омеги"
(б) В правом цифровом индикаторе появились цифры отказа I.0.0.0 В правом цифровом индикаторе появились цифры I.0.0.0.0	Отказ приемника вычислителя одного из каналов приема или входных данных Отказ приемника вычислителя двух каналов приема или памяти. Отключить "Омегу", предварительно оттянув на себя переключатель ON/OFF,и перейти на работу с другим комплектом "Омеги"
(в) В правом цифровом индикаторе появились цифры отказа I.0	Отказ СВС. Отключить "Омегу", предварительно оттянув на себя переключатель ON/OFF и перейти на работу с другим комплектом
(г) В правом цифровом индикаторе появились цифры отказа I.0.0	Отказ ГА-3 (основной или контрольный). Отключить "Омегу", предварительно оттянув на себя переключатель ON/OFF,и перейти на работу с другим комплектом "Омеги"
(д) В правом цифровом индикаторе появился символ отказа 0	Отказ антенно-согласующего блока. I) Нажать клавишу [ENT], при этом индикатор [ENTER o] загорится; 2) Нажать клавишу [9], при этом цифра 9 индицируется в правом индикаторе; 3) Нажать клавишу [ENT], при этом индикатор [ENTER o] погаснет.

(прод.)

Проявление неисправности	Необходимые действия
	4) Убедиться, что в правом индикаторе зафиксируется число, отличное от 0 при изменении последовательности числа от 9 до 0 дискретностью в I с, при этом сигнализатор SYS продолжает гореть 5) Отключить "Омегу", предварительно оттянув на себя переключатель ON/OFF
2) Загорелся сигнализатор SYS и красная лампа сигнализации отказа на CDU.	Полный отказ "Омеги" Отключить "Омегу" и перейти к работе с другим комплектом "Омеги" или к работе с НВУ

(прод.)

8.I6.6.4. Краткое описание

(I) Радиотехническая система дальней навигации "Омега/ВЛФ" состоит из двух комплектов автономных приемоиндикаторов СПИ СМА-77I, устанавливаемых на самолете, и наземных радиостанций, расположенных в различных районах земного шара, см. табл. 8.I6.6.2.
Такое расположение наземных радиостанций обеспечивает прием бортовым СПИ СМА-77I сигналов в любой точке земного шара по крайней мере от 3-5 наземных станций "Омега". При приеме сигналов менее чем от 3 станций "Омега" аппаратура может автоматически или по команде оператора переходить на дополнительный прием сигналов от наземных станций ВЛФ (связных станций сверхнизких частот).

(2) Бортовые комплекты СПИ СМА-77I вычисляют географические и ортодромические координаты места самолета, расстояние, путевые углы и время полета по участкам маршрута, обеспечивают программирование маршрута (I9 ПВМ) и проверку своей работоспособности встроенным контролем.
СПИ обоих комплектов обеспечивает определение МС с погрешностью не хуже 4-7 морских миль (7,4-I2,9 км) для 95% в зависимости от районов выполнения полетов, геометрического фактора и соотношения сигнал/шум на частотах принимаемых сигналов станций "Омега/ВЛФ". При этом в СПИ СМА-77I должны быть введены начальные координаты МС с погрешностью не хуже ±4 морских миль (7,4 км).
Основным режимом работы СПИ СМА-77I является разностно-дальномерный (или гиперболический) по сигналам станций "Омега". При дефиците числа принимаемых станций "Омега", т.е. меньше 3 станций, оптимальных по геометрии, СПИ СМА-77I переходит в режим с использованием станций ВЛФ и "Омега" или только по станциям ВЛФ. Это так называемый релятивистский (или относительный) режим работы. При этом точность определения текущего местоположения самолета определяется с точностью, с которой были определены координаты МС на момент перехода в данный режим. Кроме того, СМА-77I может работать в усиленном гиперболическом режиме (с приоритетом станций "Омега") и в усиленном относительном режиме (с приоритетом станций ВЛФ).
При отсутствии приема станций "Омега/ВЛФ" СПИ автоматически переходит в режим автономного счисления пути "ДИС" по информации о текущем курсе и воздушной скорости, поступающей от систем ТКС и СВС соответственно.
Приемоиндикаторы в полете могут работать в двух режимах:
- в автоматическом "А";
- ручном "М".
В первом режиме смена участков маршрута происходит автоматически, во втором - вручную.
Все операции, связанные с вводом, контролем и индикацией навигационной информации, а также контроль за работоспособностью СПИ осуществляется с пультов управления и индикации, установленных на средней приборной доске пилотов.

(прод.)

Таблица 8.I6.6.2

№ № п/п	Наименование станции "Омега"	Номер	Литер	№ № п/п	Наименование станции ВЛФ	Номер	Литер
I.	Норвегия	I	A	I.	Австралия	I	NWC
2.	Либерия	2	B	2.	Япония	2	NDT
3.	Гавайские острова	3	C	3.	Англия	3	GBR
4.	Северная Дакота	4	D	4.	МЭН (штат США)	4	NAA
5.	Остров Реюньон	5	E	5.	Гавайские острова	5	NPM
6.	Аргентина	6	F	6.	Мэриленд (штат США)	6	NSS
7.	Австралия	7	G	7.	Вашингтон (штат США)	7	NLK
8.	Япония	8	H				

(3) Основные параметры, измеряемые самолетным приемоиндикатором, см. рис. 8.I6.6.2

Номер месяца (D)	от I до I2
Среднее Гринвичское время (GMT)	от 00 ч 00.0 мин до 23 ч 59,9 мин
Координаты места самолета и ППМ (POS и WPT)	φ_0 от $00^0 00'$ до $89^0 59{,}9'$ λ_0 от $000^0 00'$ до $179^0 59{,}9'$
Линейное боковое уклонение (XTK)	от 0 до 999,9 мор.м.
Ошибка в путевом угле (TKE)	от 0^0 до 180^0
Расстояние до ППМ (DIS)	от 0 до 999,9 мор.м.
Время полета до ППМ (ETE)	до 255 мин
Время пролета ППМ по GMT (ETE)	от 00 ч 00 мин до 23 ч 59 мин
Направление ветра (WD)	от 0^0 до 359^0
Истинная воздушная, путевая и скорость ветра (TAS, GS, WV)	От 0 до 650 узлов
Угол сноса (DA)	от 0^0 до 179^0
Курс, путевой угол, заданный путевой угол, пеленг (HDG, TK, DSRTK, BRG).	от 0^0 до 359^0

(4) Расшифровка позиций и подписей пульта управления и индикации (см. рис. 8.I6.6.I)

I – переключатель – ON-OFF (ВКЛ – ВЫКЛ) обеспечивает включение и выключение СПИ СМА-77I. Этот переключатель стопорится в обоих положениях и его необходимо потянуть на себя, прежде чем установить в нужное положение.

(прод.)

2 – Переключатель выбора индикации (ПВИ).

– Промежуточный пункт маршрута (ППМ).

WPT Положение (ППМ) дает возможность ввести и вызвать из памяти вычислителя СПИ на индикацию координаты (широту и долготу) любого из 19 ППМ.

XTK/TKE – Линейное боковое уклонение. Ошибка в путевом угле.
Линейное боковое уклонение (ЛБУ) индицируется 4 цифрами с разрешающей способностью до десятых долей морской мили (км) в левом цифровом индикаторе. Ошибка в путевом угле (ПУ) индицируется 3 цифрами в правом цифровом индикаторе с разрешающей способностью до 1^{o}.

BRG/DIS – Пеленг на ППМ/Расстояние до ППМ.
Пеленг от текущего места самолета на очередной ППМ индицируется 3 цифрами с разрешающей способностью до 1^{o} в левом цифровом индикаторе.
Расстояние от текущего места самолета до очередного ППМ с разрешающей способностью до одной морской мили (км) индицируется в правом цифровом индикаторе 5 цифрами.

DSRTK/TK – Заданный путевой угол/Фактический путевой угол.
Заданный (ЗПУ) и Фактический (ФПУ). Путевые углы индицируются 3 цифрами с разрешающей способностью до 1^{o} относительно текущего истинного меридиана соответственно в правом и левом цифровых индикаторах.

HDG/DA – Курс/Угол сноса.
Курс самолета индицируется в левом индикаторе 3 цифрами с разрешающей способностью до 1^{o} относительно текущего истинного меридиана.
Угол сноса индицируется в правом цифровом индикаторе 3 цифрами с разрешающей способностью до 1^{o}.

GS/ETE – Путевая скорость/Оставшееся время полета до ППМ.
Путевая скорость индицируется 3 цифрами в узлах (км/ч) с разрешающей способностью до 1 узла (1 км/ч) в левом цифровом индикаторе.
Оставшееся время полета до очередного ППМ индицируется 5 цифрами в правом цифровом индикаторе с разрешающей способностью до десятой доли минуты.

WIND – Направление/Скорость ветра.
Направление ветра (метеорологическое) индицируется 3 цифрами с разрешающей способностью до 1^{o} относительно истинного меридиана.
Скорость ветра индицируется в правом цифровом индикаторе с разрешающей способностью до 1 узла (км/ч).

POS – Место самолета.
Широта индицируется 5-ю цифрами в левом индикаторе с разрешающей способностью до десятых долей угловых минут с указанием признака N (Север) или S (Юг). Долгота индицируется в правом индикаторе 6-ю цифрами с такой же точностью с указанием признака E (Восток) или W (Запад).

(прод.)

GMT/D – Среднее Гринвичское время/Дата полета.
Среднее Гринвичское время с разрешающей способностью до десятой доли минуты индицируется в левом индикаторе 5 цифрами. Дата полета (день, месяц, год) индицируется в правом индикаторе.

TEST – Встроенный контроль.
Встроенный контроль обеспечивает проверку исправности блоков СПИ с помощью клавишного наборного поля.

3 – Переключатель режимов работы (ПНР)

A – Автоматическое управление с последовательной сменой ПНМ.

M – Ручное управление сменой ПНМ, т.е. позволяет вручную изменить план полета.

R – Режим автоматического обмена данными с взаимодействующими системами "INS", "TACAN" и т.д.
В данной аппаратуре не задействован.

4 – Регулятор яркости цифровых индикаторов.

5, 6 – Левый и правый цифровые индикаторы.

7, 8 – Индикаторы номера ПНМ и участка маршрута.
В первом и втором разрядах индикаторов отображается двузначный номер ПНМ, координаты которого вводятся или проверяются при установке переключателя ПВИ в положение "WPT". Во втором и третьем разрядах индикаторов отображается двузначный номер ПНМ, от которого летит самолет при нажатой и удерживаемой клавише [ВК], или номер ПНМ, к которому летит самолет в любом положении ПВИ без нажатия клавиши [ВК].

9 – Сигнализаторы цифровых индикаторов:
– N (Север), S (Юг), E (Восток), W (Запад)
ввода широты и долготы места самолета;
– L (левый), R (правый) индикации данных об УС и ЛБУ.
При уклонении самолета от ЛЗП на 5 км и более сигнализаторы "L" или "R" мигают в любом положении переключателя ПВИ, привлекая внимание оператора к большому уходу самолета от ЛЗП.

IO – Индикаторы сигнализации состояния СПИ.

[o SYS] – Красная лампа и сигнализатор предупреждения об отказе аппаратуры СПИ.

[DR] – Сигнализация о работе СПИ в режиме счисления пути при отсутствии приема сигналов наземных станций.

[AMB] – Сигнализатор неопределенности положения самолета относительно наземных станций и ошибок контрольных сумм памяти вычислителя СПИ.

[SYN] – Сигнализатор состояния синхронизации СПИ по сигналам наземных станций.

(прод.)

VLF – Сигнализатор работы СПИ при приеме станций ВЛФ (СНЧ).

II – Клавишное наборное поле имеет I2 кнопок, I0 из которых (от 0 до 9) используется для ввода данных и ручной деселекции станций.

BK – Клавиша возврата. Позволяет сбросить одну цифру, если произошла ошибка, освободить информацию после фиксации её клавишей HLD.

HLD – Клавиша фиксации. Позволяет выведенную на индикаторы информацию о местоположении самолета зафиксировать (остановить).

ENT – Клавиша ввода. Позволяет выведенную на индикаторы информацию записать в память вычислителя СПИ.

ENTER ⊙ – Сигнализатор Ввода. Показывает, что СПИ находится в режиме ввода данных в собственный вычислитель.

LEG CHG – Клавиша смены участков маршрута. Позволяет осуществить смену участков маршрута вручную.

WPT DISP – Клавиша ввода координат ППМ.

N 2 – Ввод цифры "2" и северной широты (N) места самолета.

W4 – Ввод цифры "4" и западной долготы (W) места самолета.

6E – Ввод цифры "6" и восточной долготы (E) места самолета.

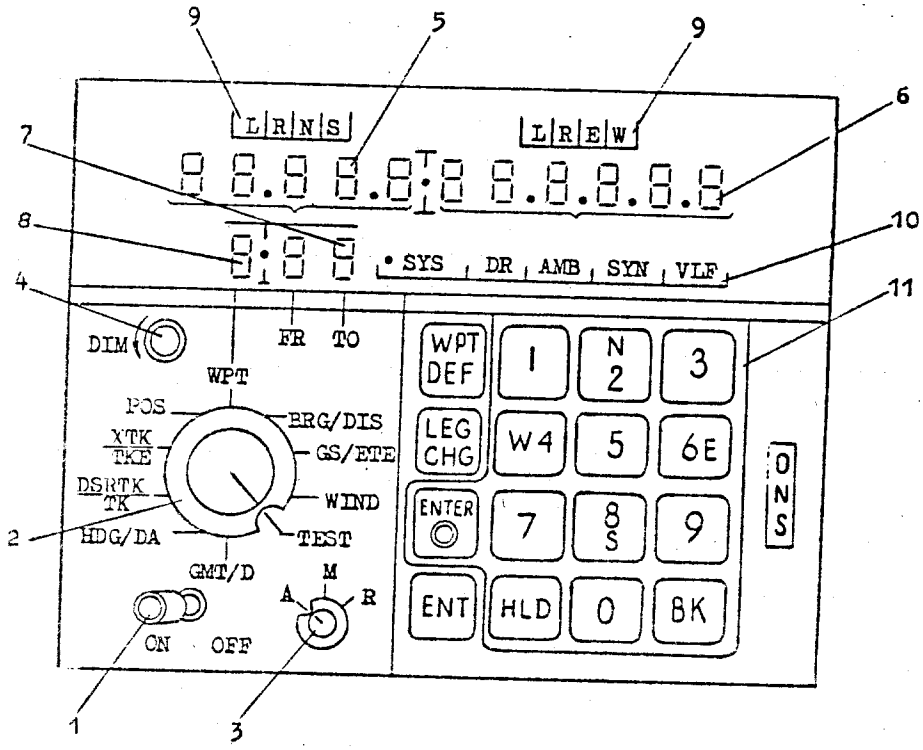
8 S – Ввод цифры "8" и южной широты (S) места самолета.

0 – Ввод цифры "0" и признака текущего местоположения самолета.

I 3 – Ввод цифры "I", "3" и признака левого (L) и правого (R) смещения самолета от линии заданного пути.

Переключатели БП–4I, МАГ–ИСТ., КМ–МИЛИ см. рис. 9.2.2.2б.

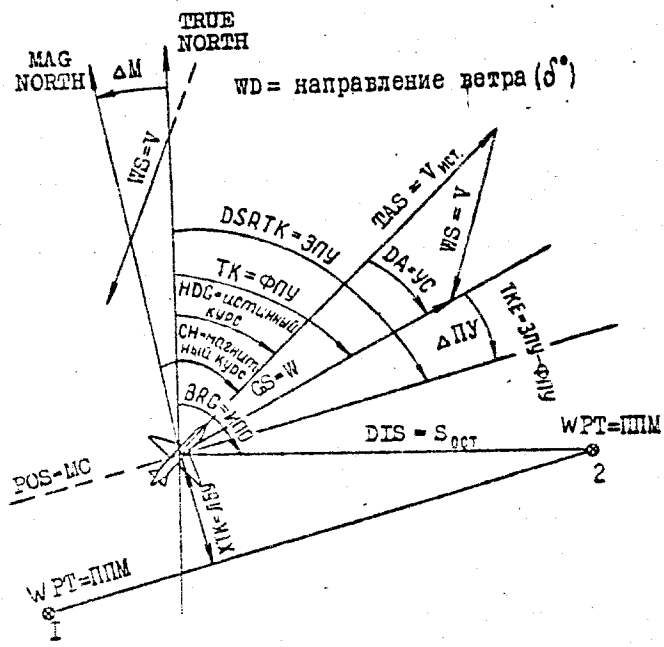
(прод)



1. Выключатель электропитания
2. Переключатель выбора индикации DSS
3. Переключатель режимов работы A, M,R
4. Регулятор яркости цифровых индикаторов DIM
5. Левый цифровой индикатор
6. Правый цифровой индикатор
7. Индикатор участка маршрута FR -TO
8. Индикатор номеров ППМ WPT
9. Сигнализатор цифровых индикаторов
10. Индикатор сигнализации состояния СПИ
11. Клавишное наборное поле

Пульт управления и индикации CDU СМА-771
Рис. 8.I6.6.I
(прод.)

MAG NORTH = магнитный север
TRUE NORTH = истинный север



Условное обозначение навигационных параметров и элементов

. Рис. 8.I6.6.2

—oOo—

*8.16.7. Изделие А-723

8.16.7.1. Эксплуатационные ограничения

Наименование параметра	Един. измерен.	Миним.	Норм.	Макс.
Дата (Т/ДАТ)	Число, месяц, год	I 00		3I, I2 99
Текущее время московское (Т/ДАТ)	Ч, мин, доли мин	0		23 ч 59,9 мин
Текущая геодезическая широта (МС)	Град., мин, доли мин	0		89°59,9'
Текущая геодезическая долгота (МС)	Град., мин, доли мин	0		I79°59,9'
Геодезическая широта ШМ (ШМ)	Град., мин, доли мин	0		89°59,9'
Геодезическая долгота ШМ (ШМ)	Град., мин, доли мин	0		I79°59,9'
Поправка в путевой угол и её знак (ΔПУ/ЛБУ)	Град., десятки мин	0		I79°50'
Линейное боковое уклонение от линии заданного пути и его знак (ΔПУ/ЛБУ)	Км, доли км	0		500 км
Расчетное время, оставшееся до прилета в очередной ШМ (t_o/S)	Ч, мин, доли мин	0		23 ч 59,9 мин
Оставшееся расстояние до очередного ШМ по линии заданного пути (t_o/S)	Км, доли км	0		2000 км
Заданный путевой угол (ЗПУ)	Град., десятки мин	0		359°50'
Путевая скорость (w/$T_П$)	Км/ч	0		999
Расчетное время прилета в очередной ШМ (w/$T_П$)	Ч, мин, доли мин	0		23 ч 59,9 мин
Расстояние от объекта до очередного ШМ (Д/А)	Км, доли км	0		2000 км
Азимут на очередной ШМ (Д/А)	Град., десятки мин	0		359°50'

* Для самолетов, поставляемых в 235 ОАО, ЦУ МВС и с № 85677

(прод)

8.I6,7,2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(I) При осмотре внутри самолета	Исходное положение органов управления: - переключатели режимов на пультах управления и индикации (ПУИ) - в положение ОТКЛ; - выключатели РСДН № I - ВЫКЛЮЧЕНО и РСДН № 2 - ВЫКЛЮЧЕНО на верхнем электрощитке - в положение ВЫКЛЮЧЕНО; - переключатели АВТ-РУЧ - в положение АВТ.
(2) Перед запуском двигателей (после включения бортового питания)	Выключатели РСДН № I - ВЫКЛЮЧЕНО и РСДН № 2 - ВЫКЛЮЧЕНО - в положение РСДН № I и РСДН № 2, Выключатель ТКС ПИТАНИЕ № I и № 2 - ВЫКЛЮЧЕНО - в положение ТКС ПИТАНИЕ № I и № 2. Выключатель ТКС ПИТАНИЕ ОБОГРЕВ ГА - ВЫКЛЮЧЕНО - в положение ТКС ПИТАНИЕ ОБОГРЕВ ГА. - Выключатель СВС-ПН ПИТАНИЕ - ВЫКЛ в положение СВС-ПН ПИТАНИЕ. - Выключатель СВС-ПН ПИТАНИЕ ОБОГРЕВ - ВЫКЛ в положение СВС-ПН ПИТАНИЕ ОБОГРЕВ. Примечание. Проверку А-723 производить аналогично с двух пультов. Установить переключатель режимов на ПУИ - в положение МС. Примечание. При включении и выключении изделия, а также для установки в режим КОНТР и выводе из этого режима необходимо оттянуть на себя ручку переключателя режимов. При переходе из одного режима в другой ручку переключателя режимов не оттягивайте на себя, так как может произойти сброс исходных данных. После включения изделия в течение 6-7 с наблюдайте автоматическую проверку исправности органов индикации (по изменению информации на основном и дополнительном табло ПУИ). По окончании проверки органов индикации на ПУИ гаснут все индикаторы и надписи, кроме надписи ЗОНА, указывающей, что изделие готово к вводу исходных данных. При вводе исходных данных необходимо руководствоваться следующими общими правилами: (а) Первое нажатие цифровой кнопки вызывает индикацию соответствующей цифры в младшем разряде основного табло, последующее нажатие второй цифровой кнопки перемещает первую цифру на один разряд влево, а в младшем разряде загорается вторая цифра и т.д.

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	(б) Исключение неверно набранных цифр до нажатия кнопки ВВОД осуществляется кнопкой СБРС, при этом однократное нажатие кнопки исключает одну цифру в младшем разряде, перемещая остальную часть числа на один разряд вправо. (в) При нажатии первой цифровой кнопки загорается подсвет кнопки ВВОД, по окончании ввода информации при нажатии кнопки ВВОД ее подсвет гаснет. (г) При некорректном вводе информации подсвет кнопки ВВОД после ее нажатия мигает. В этом случае необходимо нажать кнопку СБРС и повторить операцию ввода, исключив ошибку. В зависимости от вида ошибки кнопка СБРС может быть нажата несколько раз. (1) Ввод времени, даты, координат МС: Для ввода времени и даты установите переключатель режимов в положение Т/ДАТ. Для ввода координат МС установите переключатель режимов в положение МС. Координаты МС вводятся по значениям географической широты φ и долготы λ места стоянки самолета, а при отсутствии этих данных – по координатам аэродрома. Введите время, дату, координаты МС. В таблице 8.16.7.3.1 дан пример ввода. (2) Ввод координат ШПМ: Для вычисления изделием ортодромических параметров ΔПУ, ЛБУ, t_o, S, ЗПУ, Тп, Д, А на участках маршрута введите координаты ШПМ. Для этого установите переключатель режимов в положение ШПМ. Ввод координат ШПМ допускается производить в произвольном порядке их номеров. Введите координаты ШПМ в соответствии с полетным заданием, в таблице 8.16.7.2.2 дан пример ввода.

(прод.)

Таблица 8.I6.7.2.I

Условия (этап) работы	Необходимые действия				
	№ п/п	Положение переключателя режимов	Вводимый параметр	Нажимаемые кнопки	Примечание
Ввод данных	I.	Т/ДАТ	Время I2 час 25,6мин	I, 2, 2, 5, 6, ВВОД	Информация вводится в верхний ряд основного табло
			Дата 3I.I2.87г.	3, I, I, 2, 8, 7, ВВОД	Информация вводится в нижний ряд основного табло При необходимости можно ввести только время Дата вводится только после ввода времени
	2.	МС	Широта $24^{0}48,5'$ северной Долгота $I24^{0}48,5'$ восточн	СТОП, СЕВ, 2, 4, 4, 8 5, ВВОД ВОСТ I, 2, 4, 4, 8, 5, ВВОД, СТОП	Информация вводится в верхний ряд основного табло Информация вводится в нижний ряд основного табло Первое нажатие кнопки СТОП зажигает надпись СТОП, последнее–гасит.
			Широта с повышенной точностью $24^{0}48,568'$ северной	СТОП, ТОЧН, СЕВ, 2, 4, 4, 8, 5, 6, 8, ВВОД	Информация вводится в верхний ряд основного табло

(прод.)

Продолжение табл. 8.I6.7.2.I

Условия (этап) работы	Необходимые действия				
	№ п/п	Положение переключателя режимов	Вводимый параметр	Нажимаемые кнопки	Примечание
			Долгота с повышенной точностью $I24^{0}48,568'$ восточный	ВОСТ I, 2, 4, 4, 8, 5, 6, 8, ВВОД, СТОП	Информация вводится в нижний ряд основного табло. Первое нажатие кнопки СТОП зажигает надпись СТОП. После набора информации на основном табло индицируются надпись ТОЧН. минуты и доли минут, при этом надписи СЕВ, ВОСТ, КГ, ЗАП погашены. Нажатие кнопки СТОП в конце ввода информации гасит надпись СТОП и ТОЧН и после этого индицируются надписи СЕВ, ВОСТ и координаты без повышенной точности. При вводе координат МС на стоянке по программе предполетной подготовки или в полете при коррекции текущих координат местоположения максимальная радиальная погрешность не должна превышать 60 км.

(прод.)

Таблица 8.I6.7.2.2

Условия (этап) работы	Необходимые действия				
	№ п/п	Положение переключателя режимов	Вводимый параметр	Нажимаемые кнопки	Примечание
	I	ШМ	Первый ШМ I3°47,5' ю.ш. I26°29,8' в.д.	I, КГ, I; 3, 4, 7, 5, ВВОД, I, ВОСТ. I, 2, 6, 2, 9, 8 ВВОД	Первой вводится цифра, означающая номер ШМ. При этом на дополнительном табло загорается та же цифра.

(3) Ввод дополнительных данных

В изделие может быть введена дополнительная информация: поправки на распространение радиоволн, признак типа информации по курсу, номер частотного канала РСДН-20 и др. (см. табл. 8.I6.7.2.3).

Ввод дополнительных данных производится в положении РНС переключателя режимов ПУИ.

При этом следует руководствоваться следующими общими правилами:

(а) Ввод информации начинается с набора кода информации (две цифры). При этом включается подсвет кнопки ВВОД.

Набранный код высвечивается на ДТ, а на основном – соответствующая коду информация, имеющаяся до ввода. После набора информация вводится в изделие нажатием кнопки ВВОД, при этом подсвет кнопки гаснет.

(б) Если код информации содержит два параметра и требует ввести или изменить оба параметра, то производится набор кода информации, требуемые данные по первому параметру, и нажимается кнопка ВВОД (информация в верхнем ряду основного табло). Затем производится набор требуемых данных по второму параметру и нажимается кнопка ВВОД (информация в нижнем ряду основного табло).

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	(в) Для ввода данных только в верхний ряд основного табло без изменения информации в нижнем необходимо набрать код информации, требуемые данные и нажать кнопку ВВОД. (г) Для ввода данных только в нижний ряд основного табло без изменения информации в верхнем необходимо набрать код информации, нажать кнопку ВВОД (признак подтверждения числа в верхнем ряду), набрать требуемые данные и нажать кнопку ВВОД. Для перехода к следующему коду информации после нажатия кнопки ВВОД, нажимается кнопка СБРС. Изделие предусматривает возможность работы при отсутствии данных о курсе и скорости от ТКС и СВС. Для работы в этом режиме введите в изделие значение истинного курса самолета с точностью $\pm 10^{\circ}$, для чего в положении РНС переключателя режимов по коду 25 введите цифру 5 в младший разряд нижнего ряда основного табло, а по коду 40 значение истинного курса и воздушной скорости (нулевой) самолета (см. рис. 8.I6.7.2.3). Этот режим работы изделия может быть использован только на стоянке самолета. (4) Ввод данных по РНС Изделие предусматривает два режима выбора типа РНС. (а) Автоматический режим. Режим автоматического выбора типа РНС в изделии осуществляется после ввода минимально необходимого набора данных для каждого типа РНС. Для РНС ОМЕГА – координаты МС, для РНС РСДН-20 – координаты МС, время, дата. Автоматический режим выбора типа РНС осуществляется в последовательности (приоритет): РСДН-20, ОМЕГА. При нахождении самолета вне зоны уверенного приема сигналов станций РСДН-20 изделие переходит на прием сигналов станций ОМЕГА. Ручной режим предусматривает выбор типа РНС экипажем. Переход на режим ручного выбора типа РНС осуществляется после отмены автоматического режима. Для отмены автоматического режима работы установить переключатель режимов в положение РНС и по коду 46 набрать I, ВВОД. После набора кода 46 в младшем разряде верхнего ряда основного табло высветится 0 (признак автоматического режима), включится подсвет кнопки ВВОД. (прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	После набора I, ВВОД в младшем разряде верхнего ряда основного табло высветится I (признак ручного режима), подсвет кнопки ВВОД погаснет. Выберите тип РНС и коды для работы по РСДН-20 или для работы по ОМЕГЕ. При этом в младшем разряде верхнего ряда основного табло горит 2 при выборе РСДН-20 или I при выборе ОМЕГИ. После выбора типа РНС введите минимально необходимые данные по выбранному типу РНС, если они не были введены ранее. Для отмены ручного режима и перехода на автоматический режим выбора типа РНС по коду 46 в положении РНС переключателя режимов наберите 0, ВВОД. Примечание. При работе изделия А-723 по РСДН-20 автоматически устанавливается первый частотный канал. Выбор других частотных каналов РСДН-20 осуществляется по коду 45 в положении РНС переключателя режимов по отдельной инструкции. По окончании ввода корректной и достаточной информации в положениях РНС, МС, Т/ДАТ переключателя режимов на ПУИ загораются надписи СЧИСЛ и СИНХР Надпись СИНХР указывает на работу изделия в режиме синхронизации с диаграммой излучения сигналов выбранной РНС. Надпись СЧИСЛ указывает на то, что изделие работает в режиме счисления координат по данным курса и скорости от ТКС и СВС. Погасание надписи СИНХР указывает на прием изделием сигналов наземных станций. По погасании надписи СЧИСЛ изделие переходит на вычисление координат МС по данным РНС. При отсутствии приема сигналов РНС изделие автоматически переходит в режим "Счисление" или в режимы "Счисление" и "Синхронизация". ВНИМАНИЕ. ВЫКЛЮЧЕНИЕ ИЗДЕЛИЯ, КРАТКОВРЕМЕННЫЕ СБОИ ПО ПИТАНИЮ (ОДНОВРЕМЕННО ПО ЦЕПЯМ 115 В 400 Гц И 27 В), ПЕРЕВОД ИЗДЕЛИЯ В РЕЖИМ КОНТРОЛЬ ВЕДУТ К СТИРАНИЮ ВВЕДЕННОЙ В ИЗДЕЛИЕ ИНФОРМАЦИИ. (5) Произведите контроль изделия А-723. В системе имеются два режима проведения контроля – автоматический и контроль при ручном выборе РНС. а) Автоматический контроль. В этом режиме проводится контроль работоспособности изделия по РСДН-20. Переведите переключатель режимов на ПУИ в положение КОНТР. Наблюдайте в течение 6-7 с проверку органов индикации ПУИ. (прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	После проверки органов индикации идет трехступенчатый контроль по РСДН-20. При этом на ДТ в левом разряде высвечивается цифра 2, а в правом номер ступени контроля (I, 2, 3). По окончании трех ступеней контроля при исправном изделии на основном табло ПУИ в соответствующем разряде высвечивается буква Н (см. рис. 8.I6.7.3). В остальных разрядах верхнего и нижнего рядов высвечиваются нули.
	б) Контроль изделия при ручном выборе РНС
	I) Переведите изделие в режим работы по РНС Омега, для этого: – установите переключатель режимов на ПУИ в положение РНС; – наберите код 46; – нажмите последовательно кнопки "I", ВВОД на ПУИ; – введите признак РНС Омега, для чего нажмите последовательно кнопки 0, I, I, ВВОД. На дополнительном табло должна индицироваться "I" – код РНС "Омега".
	2) Установите переключатель режимов на ПУИ в положение КОНТР и наблюдайте повторную проверку органов индикации. После проверки органов индикации идет трехступенчатый контроль по РНС Омега. При этом на ДТ в левом разряде высвечивается цифра I (признак Омеги), а в правом номер ступени контроля (I, 2, 3). По окончании трех ступеней контроля при исправном изделии на основном табло ПУИ в соответствующем разряде высвечивается буква Н (рис. 8.I6.7.3).
	(6) Проверьте сопряжение с системами ТКС-П2 и СВС-ПН-I5-4
	Переведите переключатель КОРРЕКЦИЯ БПМК № I, № 2 в положение ВКЛЮЧЕНО.
	Переключатель КУРС ПНП ЛЕВ. ПРАВ в положение ГПК. а) На ПУ-II (верхний электрощиток пилотов): – переключатель режимов установить в положение МК; – переключатель КОРРЕКЦИЯ – в положение ОСН; – кнопкой согласования кратковременными нажатиями выравнять показания курса на приборах УШ-3 (стрелка К) и КМ № I;

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	– переключатель режимов установить в положение ППК; – переключатель КОРРЕКЦИЯ-в положение ОСН.; – кнопкой согласования кратковременными нажатиями выравнять показания курса на приборах УШ-3 (индекс Δ), ПНП 2/П, РМИ № I и КМ № 2. б) На ПУИ изделий А-723 № I, № 2: – установите переключатель режимов в положение РНС; – нажмите последовательно кнопки 4, 6, I, ВВОД, ВВОД 0, I, 2, ВВОД, (4, I,)* ВВОД, I, ВВОД; – переведите переключатель режимов в положение ППМ и введите произвольные координаты для первого и второго ППМ; – переведите переключатель режимов в положение МС и введите произвольные координаты; – переведите переключатель режимов в положение Д/А и нажмите кнопку ТОЧН. Убедитесь, что разница в показаниях значения курса на приборе УШ-3 (стрелка К) и в нижнем табло ПУИ А-723 № I не превышает 2^{o}. г) На ПУ-II: – переключатель режимов установите в положение МК; – переключатель КОРРЕКЦИЯ – в положение КОНТР; – кнопкой согласования кратковременными нажатиями выравнять показания курса на приборах УШ-3 (индекс Δ), ПНП 2/П, РМИ № I и КМ № 2. Убедитесь, что разница в показаниях значения курса на приборе УШ-3 (индекс Δ) и в нижнем табло ПУИ А-723 № 2 не превышает 2^{o}. д) На верхнем электрощитке пилотов нажмите кнопку КОНТРОЛЬ СВС и удерживайте ее. При этом на верхних табло ПУИ А-723 № I, 2 наблюдайте изменение скорости до значения 900±I0 км/ч. Убедитесь, что разница в показаниях контрольного значения воздушной скорости на индикаторе СВС и верхнем индикаторе основного табло ПУИ изделия А-723 не превышает ±5% от контрольного значения скорости. Отпустите кнопку КОНТРОЛЬ СВС.

(прод.)

* На изделиях А-723 до № 700 вместо кода 4, I вводится код 2, 5.

Дополнительная (кодовая) информация на ПУИ

Таблица 8.I6.7.2.3

Условия (этап) работы	Необходимые действия			
	Код в дополнительном табло	Вид информации	Пример изображения информации на основном табло	Действия экипажа для ввода информации
	0I	А-723 работает по РНС РСДН-20(Е-7I2)	XXXX2 XXXXXX	Нажмите кнопки 0, I, 2 ВВОД
		А-723 работает по РНС ОМЕГА	XXXXI XXXXXX	Нажмите кнопки 0, I, I ВВОД
	25	А-723 работает по магнитному курсу	XXXX0 XXXXX0 После включения изделия устанавливается автоматически	Нажмите кнопки 2, 5, 0, ВВОД, 0, ВВОД
		А-723 работает по истинному курсу	XXXX0 XXXXXI	Нажмите кнопки 2, 5, 0, ВВОД, I, ВВОД
		А-723 работает по условному курсу (применяется вместе с вводом значения угла по коду 40)	XXXX0 XXXXX2	Нажмите кнопки 2, 5, 0, ВВОД, 2, ВВОД
		Признак работы А-723 по истинному курсу, введенному с ПУИ (применяется вместе с вводом значения курса по коду 40)	XXXX0 XXXXX5	Нажмите кнопки 2, 5, 0, ВВОД, 5, ВВОД

(прод.)

Продолжение табл. 8.I6.7.2.3

Условия (этап) работы	Необходимые действия			
	Код в дополнительном табло	Вид информации	Пример изображения информации на основном табло	Действия экипажа для ввода информации
	26	Поправки для частоты f_I первой (верхнее табло) и второй (нижнее табло) станций	XXXX0 XXXXX0 После включения изделия устанавливается автоматически	Нажмите кнопки 2, 6, 0, ВВОД, 0, ВВОД
		Поправки для частоты f_I первой и второй станций, введенные с ПУИ	-XXX50 -XXXI25 Применяется вместе с вводом признака по коду 39	Нажмите кнопки 2, 6, –, 0, 5, 0, ВВОД, – , I, 2, 5, ВВОД
	27	Поправки для частоты f_I третьей и четвертой станций	Аналогично коду 26 в дополнительном табло	Аналогично коду 26 в дополнительном табло
	28	Поправки для частоты f_I пятой и шестой станций	Аналогично коду 26 в дополнительном табло	Аналогично коду 26 в дополнительном табло
	29	Поправки для частоты f_I седьмой и восьмой станций	Аналогично коду 26 в дополнительном табло	Аналогично коду 26 в дополнительном табло
	30–33	Поправки для частоты f_2 с первой по восьмую станцию	Аналогично коду 26 в дополнительном табло	Аналогично коду 26 в дополнительном табло
	34–37	Поправки для частоты f_3 с первой по восьмую станцию	Аналогично коду 26 в дополнительном табло	Аналогично коду 26 в дополнительном табло
		Режим измерения местоположения (верхнее табло)	XXXXI I – недальномерный (после включения изделия устанавливается автоматически); 2– дальномерный с неподстроенной шкалой БЭВЧ	Например, для работы в режиме 2 нажмите кнопки 3, 9, 2, ВВОД

(прод)

Продолжение табл. 8.I6.7.2.3

Условия (этап) работы	Необходимые действия			
	Код в дополнительном табло	Вид информации	Пример изображения информации на основном табло	Действия экипажа для ввода информации
	39	Признак использования поправок (нижнее табло)	XXXXX0 0– расчетные (после включения изделия устанавливается автоматически), программные: I– введенные с ПУИ I– применяется для технологических целей	Например, для работы с поправками, введенными с ПУИ, после ввода данных в верхнее табло нажмите кнопки I, ВВОД
	40	В верхнем табло высвечивается значение начального угла схождения между истинным и угловым меридианами при работе курсовой системы по условному курсу (применяется вместе с вводом условного курса по коду 25). В нижнем табло технологическая информация	XXXX0 XXXXX0	Нажмите кнопки 4, С, С, ВВОД, ВВОД
		В верхнем табло значение курса при его вводе с ПУИ (применяется вместе с вводом признака работы А-723 по истинному курсу, введенному с ПУИ по (прод.)	XX359 XXXXX0	Например, указанный угол равен 359°. Нажмите кнопки 4, 0, +, 3, 5, 9, ВВОД, 0, ВВОД. При этом вводится и значение скорости (нижнее табло) в данном случае равное 0.

Продолжение табл. 8.I6.7.2.3

Условия (этап) работы	Необходимые действия			
	Код в дополнительном табло	Вид информации	Пример изображения информации на основном табло	Действия экипажа для ввода информации
		по коду 25). В нижнем табло технологическая информация		
	4I	Признак устранения многозначности (верхнее табло)	XXXX0 XXXXX – многошкальный метод (после включения изделия устанавливается автоматически), либо отмена режима устранения многозначности по точному месту (УМ2) I – ввод режима УМ2 2 – режим УМ2 (устанавливается автоматически после ввода режима УМ2 и точного МС)	Например, для ввода режима УМ2 нажмите кнопки 4, I, I, ВВОД, ВВОД. Для отмены режима УМ2 нажмите кнопки 4, I, 0, ВВОД, ВВОД
	42	Номера принятых станций	XXXXX I34678 Устанавливается автоматически	
	43	Признак антенны (верхнее табло)	XXXX0 0 – рамочная (после включения изделия устанавливается автоматически) I – ненаправленная	Для работы с ненаправленной антенной нажмите кнопки 4, 3, I, ВВОД, ВВОД
		Число станций в РНС (нижнее табло)	XXXXX8 После включения изделия устанавливается автоматически	

(прод.)

Продолжение табл. 8.I6.7.2.

Условия (этап) работы	Необходимые действия			
	Код в дополнительном табло	Вид информации	Пример изображения информации на основном табло	Действия экипажа для ввода информации
	44	Отведение станций с ПУИ (верхнее табло) Индикация номеров станций, отведенных по соотношению шум/сигнал (нижнее табло)	I3467 отведены I, 3, 4, 6, 7 станции XX3, 4, 5, 6 отведены 3, 4, 5, 6 станции (устанавливается автоматически	Нажмите кнопки 4, 4, I, 3, 4, 6, 7, ВВОД
	45	Номер канала только для РНС РСДН-20	XXXXX 00000 устанавливается автоматически	Вводится в соответствии с полетным заданием по отдельной инструкции
	46	Режим выбора РНС (верхнее табло)	XXXXO O – признак автоматического выбора РНС (после включения изделия устанавливается автоматически) I – признак выбора РНС с ПУИ	Нажмите кнопки 4, 6, 0, ВВОД Нажмите кнопки 4, 6, I, ВВОД
		Точность определения координат в метрах (нижнее табло)	XX2I50 устанавливается автоматически	

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(3) Руление по РД (ВПП)	– Перед началом выруливания самолета проверьте соответствие индицируемых координат МС заданным. – Установите переключатель АВТ – РУЧ в положение АВТ.
(4) В крейсерском полете	После взлета самолета руководствуйтесь показаниями изделия А-723, периодически сличая азимут, расстояние и оставшееся время полета до ППМ, полученные от двух изделий с аналогичными данными, полученными от других средств. Показание на ДТ ПУИ $\frac{\text{ОТ}}{1}$ $\frac{\text{На}}{2}$ свидетельствует о полете самолета на ППМ2. По прибытии самолета в точку разворота для перехода на следующий участок маршрута (ППМ2–ППМ3) изделие автоматически производит переключение навигационной информации на этом участке маршрута. При этом за 2 минуты до подхода к ППМ, номера ППМ на ДТ начинают мигать. Мигание прекращается примерно за I мин до прохождения траверза к текущей частной ортодромии, проходящей через ППМ. На ДТ появляется очередной номер ППМ $\frac{\text{ОТ}}{2}$ $\frac{\text{НА}}{3}$. В таком же порядке изделие производит переключение участков маршрута при подходе к последующим ППМ. Примечание. Изделие А-723 предусматривает автоматический и ручной режимы отслеживания ППМ. В положении АВТ, переключателя АВТ – РУЧ устанавливается автоматический режим отслеживания ППМ и вывода на индикацию параметров ΔПУ, ЛБУ, W, t_o, ЗПУ, Д, А, Тп, счисляемых относительно последовательно проходящих ППМ. В положении РУЧН переключателя АВТ – РУЧ выводится на индикацию та же информация, но счисленная относительно последнего пройденного ППМ и последней частотной ортодромии. При возврате переключателя АВТ – РУЧ в положение АВТ на ПУИ выводится информация, счисляемая относительно последней (на момент перехода в режим РУЧ) частной ортодромии, с последующим восстановлением автоматического отслеживания ППМ. В случае изменения маршрута данные счисляются относительно выбранной ортодромии.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	а) Контроль выполнения полета с использованием изделия А-723 осуществляют при высвечивании на ПУИ следующих параметров: – координат МС (МС); – поправки в путевой угол и линейного бокового уклонения ($\Delta^{ПУ}$/ЛБУ); – расчетного времени, оставшегося до прилета в очередной ППМ и расстояния до очередного ППМ (от пройденного ППМ) по линии заданного пути (t◦/S); – заданного путевого угла (ЗПУ); – путевой скорости и расчетного времени прилета в очередной ППМ (W / Tп); – расстояния от самолета до очередного ППМ и азимута на очередной ППМ (Д/А). Для индикации любого из перечисленных параметров установите переключатель режимов ПУИ в положение, соответствующее этому параметру. Примечание. При отключении коррекции БПМК аппаратуры ТКС-П2 выключателем на верхнем электрощитке в изделие А-723 поступает гирополукомпасный курс относительно последнего места коррекции (вместо гиромагнитного при включенной коррекции). ВНИМАНИЕ. Отключение БПМК курсовой системы ТКС-П2 выполнять только после предварительного ввода в изделие А-723 по кодам 25/41 и 40 соответствующей информации. б) При продолжении полета далее конечного ПМ, введите координаты новых ППМ. Если были введены координаты всех девяти ППМ, то координаты новых записываются вместо координат пройденных ППМ. в) В том случае, если после ввода двух первых ППМ на ДТ высвечивается ОТ меньший номер ППМ На больший номер ППМ, то устанавливается "восходящий" порядок прохождения ППМ (1-2, 2-3... ...9-1 и т.д.). Для прохождения ППМ по "нисходящему" порядку номеров в положении АВТ переключателя АВТ – РУЧ после нажатия кнопки ИЗМ МРШ введите номера ППМ, при этом высветится ОТ больший номер ППМ НА меньший номер ППМ (прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	г) При необходимости введения нового ППМ в момент прохождения очередного ППМ (при мигании индикаторов на ДТ) установите переключатель режимов в положение ППМ. При этом мигание индикаторов на ДТ прекратится и высветится номер очередного ППМ, а на основном табло индицируются его координаты. Введите координаты нового ППМ. д) В процессе выполнения полёта может возникнуть необходимость изменить порядок прохождения пунктов маршрута. Для этого в любом положении переключателя режимов, кроме ППМ, РНС, КОНТ, нажмите кнопку $\frac{ИЗМ}{МРШ}$, кнопки, соответствующие номерам ППМ от которого и на который следовать, и кнопку ВВОД. После нажатия кнопки $\frac{ИЗМ}{МРШ}$ включается подсвет кнопки ВВОД, после нажатия кнопки ВВОД подсвет гаснет. Примечание. Переход с девятого на первый ППМ осуществляется автоматически. е) В программу изделия заложена возможность определения внешних факторов, влияющих на точность определения координат МС. При возникновении таких состояний на ПУИ высвечивается надпись ЗОНА. В этом случае установите переключатель режимов в положение РНС и по коду 98 в верхнем ряду основного табло прочтите код предупредительной информации. На рис. 8.I6.7.2 приведена расшифровка предупредительной информации и рекомендации экипажу. ж) Экипаж имеет возможность вывести на индикацию и просмотреть информацию по параметрам, приведенным в табл. 8.I6.7.2.3. Для этого установите переключатель режимов в положение РНС, наберите двузначный код параметра. Если при этом включится подсвет кнопки ВВОД, то после просмотра информации нажмите кнопку СБРС один или два раза (в зависимости от кода параметра), что приведет к переходу к следующему коду информации и отключению подсвета кнопки ВВОД. Последовательный просмотр информации осуществляется многократным нажатием кнопки СБРС.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	з) При работе какой-либо наземной станции (станций) не в рабочем режиме (регламентное обслуживание станции и пр.) экипаж имеет возможность отвести сигналы этой станции. Для этого в положении РНС переключателя режимов наберите код 44 и нажмите кнопку, номер которой соответствует отводимой станции. (см. табл. 8.I6.7.2.3).

(прод.)

8.I6.7.3. Неисправности

Признак неисправности	Необходимые действия
(I) На лицевой панели ПУИ непрерывно высвечивается надпись ОТКАЗ	Перейдите на работу с другой РНС
(2) На лицевой панели ПУИ прерывисто горит надпись ОТКАЗ	Отключите неисправный комплект изделия А-723

(прод.)

8.I6.7.4. Краткое описание

(I) Изделие А-723
предназначено для определения местоположения самолета (в дальнейшем МС) в любое время года и суток при работе в зонах действия фазовых радионавигационных систем (РНС) РСДН-20 и ОМЕГА.

(2) Изделие А-723 вычисляет географические координаты МС, расстояния, путевые углы и время полета по участкам маршрута, обеспечивает программирование маршрута. Для решения этих задач в изделие из аппаратуры ТКС, СВС и высотомера ВЭМ поступают данные о гиромагнитном курсе, скорости и барометрической высоте. При отсутствии приема станций РСДН-20 изделие автоматически переходит в режим приема станций ОМЕГА. При отсутствии приема станций РСДН-20 и ОМЕГА изделие автоматически переходит в режим счисления координат МС по данным курса и скорости самолета.

Изделие предусматривает и возможность ручного выбора типа РНС, а также определение экипажем сигналов тех наземных станций, которые находятся не в рабочем режиме или нормальная работа которых вызывает сомнения.

Изделие обеспечивает проверку своей работоспособности встроенной системой контроля с индикацией кода отказавшего блока при наличии неисправности, также обеспечивает индикацию для экипажа информации предупредительного характера.

(3) На самолете установлены два комплекта изделия А-723. Работу с изделиями осуществляют штурман, КВС или второй пилот с пультов управления и индикации (ПУИ) изделий на средней доске пилотов, размещенных на месте картографического планшета (см. рис. 9.2.2.2б).

(4) Основные тактико-технические данные изделия

Время готовности изделия к работе при температуре окружающей среды не ниже – 45° С
не более – I5 мин

Количество программируемых пунктов маршрута (ППМ), включая начальное МС – 9

Реальные значения погрешностей определения МС составляют:
по РСДН-20 I – 5 км
по ОМЕГЕ I,5 – 7 км

(5) Включение и управление изделием А-723 осуществляется с пульта ПУИ (рис. 8.I6.7.I).

На лицевой панели ПУИ расположены следующие органы управления и индикации:

(прод.)

– наборное поле из I4 кнопок – для ввода в изделие исходных данных, вывода на индикацию дополнительной информации и управления изделием.
Кнопка СТОП обеспечивает стопорение выводимой на индикацию информации в любом положении переключателя режимов, кроме КОНТР, кнопка СБРС обеспечивает сброс одного (младшего) разряда набираемой информации, а также последовательный просмотр кодовой информации в положении РНС переключателя режимов ПУИ;
– кнопка ВВОД обеспечивает ввод в изделие набранной информации;
– кнопка $\frac{\text{ИЗМ}}{\text{МРШ}}$ используется при программировании маршрута полета;

– переключатель режимов – для включения (переключатель в любом положении, кроме ОТКЛ) и выключения изделия, ввода и индикации исходных данных в положениях Т/ДАТ, МС, ППМ, индикации навигационной информации в положениях Δ ПУ/ЛБУ, t_o/S, ЗПУ, W/Tп, Д/А (при введенных ППМ), ввода дополнительных данных и индикации информации предупредительного характера в положении РНС, включения режима КОНТР изделия;

– при работе изделия в режиме "Счисление" в положении W/Tп переключателя режимов в верхнем ряду индикаторов индицируется значение скорости, поступающей от СБС;

– переключатель АВТ – РУЧ – для выбора режима автоматического или ручного отслеживания ППМ;

– ручка ЯРК – для регулировки яркости свечения цифровых индикаторов;

– основное табло, состоящее из верхнего и нижнего ряда цифровых индикаторов, а также светящихся надписей СЕВ, ЮГ, ЗАП, ВОСТ, ТОЧН, – ОТКАЗ, СТОП, СЧИСЛ, СИНХР, ЗОНА;

– дополнительное табло (ДТ), состоящее из двух цифровых индикаторов и светящихся надписей ОТ, НА.

Основные параметры, измеряемые и индицируемые изделием на ПУИ в зависимости от положения переключателя режимов, примеры изображения и диапазоны изменения информации приведены в разделе 8.I6.7.I.

Графическое изображение навигационных параметров приведено на рис. 8.I6.7.4.

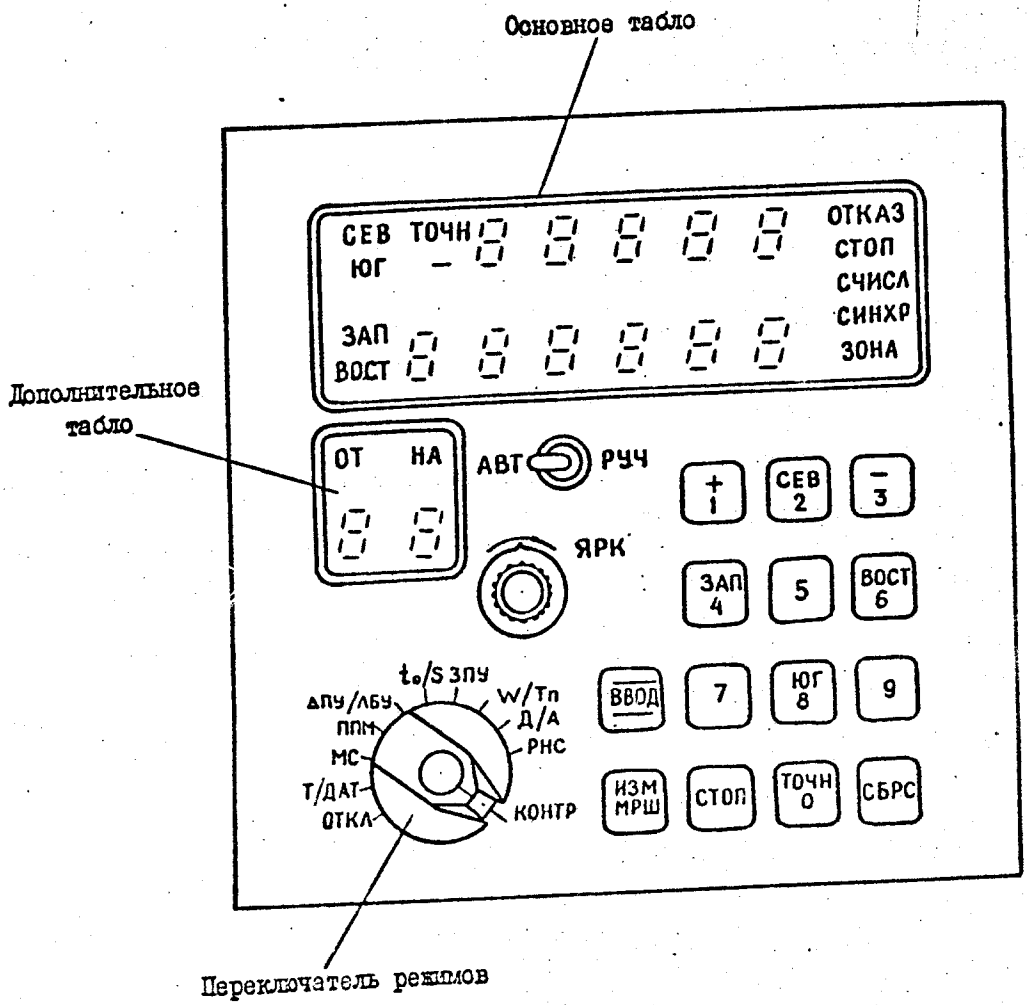
(6) Основные определения

А – азимут
ЗПУ – заданный путевой угол
ФПУ – фактический путевой угол
Δ ПУ – поправка в путевой угол

(прод.)

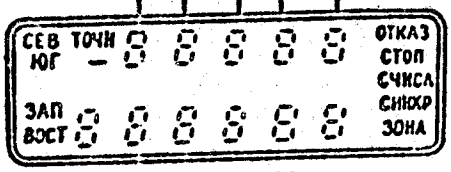
Д	– расстояние до ПМ
ИК	– истинный курс
u	– скорость ветра
V	– воздушная скорость
W	– путевая скорость
ПМ	– промежуточный пункт маршрута
ЛБУ	– линия бокового уклонения
S	– расстояние до очередного ПМ
t_o	– оставшееся время полета до ПМ

(прод.)



Пульт управления и индикации ПУИ
Рис. 8.I6.7.I
(прод.)

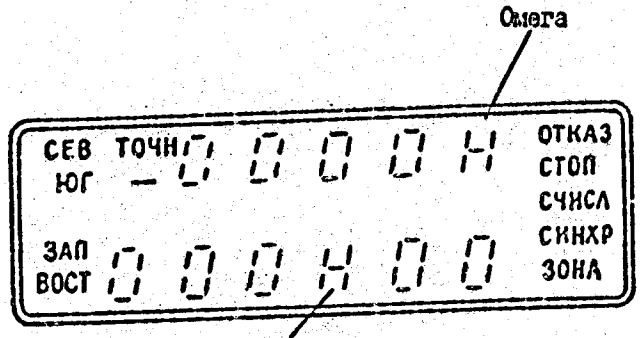
Высвечиваемый код	Причина индикации сигнала ЗОНА
I	Отменен дифференциальный режим, выход из зоны действия, отказ датчика дифференциальных поправок
I	Не введены необходимые данные для работы по РНС
I	Самолет находится в зоне магнитного полюса, необходима работа по условному курсу
2 4	Точность понижена Зона нерабочая
I	Отменен дальномерный режим



Табло ПУИ

Расшифровка предупредительной информации

Рис. 8.I6.7.2

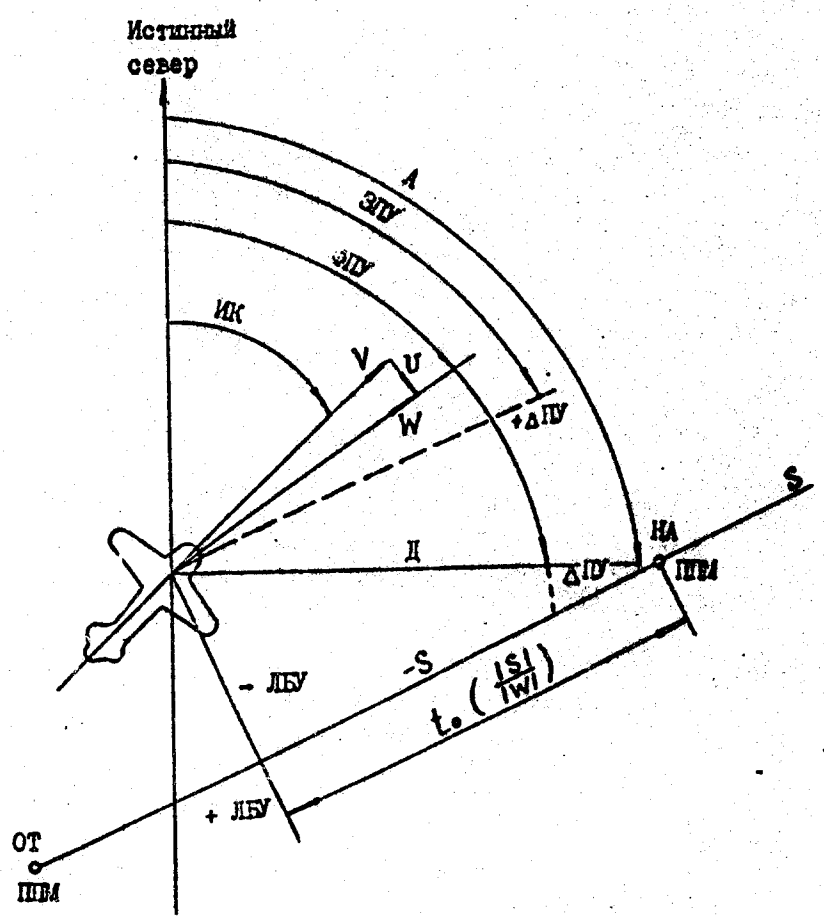


Табло ПУИ

Информация исправности по РНС Омега и РСДН-20 на табло ПУИ

Рис. 8.I6.7.3

(прод.)



Графическое изображение навигационных параметров
Рис. 8.I6.7.4
(прод.)

8.I6.7 Изделие А-723 (для изделий А-723 с ПМО 0200)

8.I6.7.1 Эксплуатационные ограничения

(I) Индицируемые и измеряемые навигационные параметры в положениях ПР ПУИ - обозначение, размерность, диапазон, индикация (ВТ - верхний ряд, НТ - нижний ряд основного табло ПУИ).

Дата (Т/ДАТ)	число месяц год	от 0 до 3I от 0 до I2 от 0 до 99	НТ
Время московское (Т/ДАТ)	Т	от 0 до 23 ч 59' 50"	ВТ
Координаты места самолета (МС)	$\varphi_{мс}$ $\lambda_{мс}$	от 0 до 89°59' 50" от 0 до I79°59' 50"	ВТ НТ
Координаты места самолета с повышенной точностью (МС,кн.ТОЧН)	$\varphi_{мс}$ $\lambda_{мс}$	от 0 до 59 59,9" от 0 до 59 59,9"	ВТ НТ
Расстояние до очередного ШПМ (Д/А)	Д	от 0 до 2000 км	ВТ
Азимут очередного ШПМ относительно северного направления (Д/А)	А	от 0 до 359°50'	НТ
Азимут очередного ПММ относительно введенного опорного меридиана (Д/А, кн. L)	А	от 0 до 359°50'	НТ
Азимут очередного ПММ относительно магнитного меридиана (Д/А,кн.Р)	А	от 0 до 359°50'	НТ
Скорость воздушная истинная от СВС-ПН-I5 (Д/А, кн. ТОЧН)	$V_{ист}$	от 0 до V_{max} самолета	ВТ
Курс гиромагнитный от ТКС-П2 (Д/А, кн. ТОЧН, кн. Р)	$\Psi_{гм}$	от 0 до 359°50'	НТ
Курс условный (Д/А, кн.ТОЧН,кн.L)	$\Psi_{усл}$	от 0 до 359°50'	НТ
Курс истинный (Д/А, кн. ТОЧН)	$\Psi_{и}$	от 0 до 359°50'	НТ
Координаты ПММ (ШПМ)	$\varphi_{шпм}$ $\lambda_{шпм}$	от 0 до 89°59' 50" от 0 до I79°59' 50"	ВТ НТ
Координаты ШПМ с повышенной точностью (ШПМ, кн.ТОЧН)	$\varphi_{шпм}$ $\lambda_{шпм}$	от 0 до 59 59,9" от 0 до 59 59,9"	ВТ НТ

(прод)

Поправка в путевой угол (ΔПУ/ЛБУ)	ΔПУ	от 0 до 179°50' с индикацией "-" при ФПУ > А	ВТ
Линейное боковое уклонение от линии заданного пути (ΔПУ/ЛБУ)	ЛБУ	от 0 до 500 км с погрешностью 0,5 км и индикацией "-" при уклонении влево	НТ
Линейное боковое уклонение от линии заданного пути с повышенной точностью (ΔПУ/ЛБУ,кн.ТОЧН)	ЛБУ	от 0 до 500 км с погрешностью 0,05 км и индикацией "-" при уклонении влево	НТ
Оставшееся время полета (t_o/S) до траверза ШМ	t_o	от 0 до 23 ч 59'50"	ВТ
Оставшееся время полета до траверза ШМ с повышенной точностью (t_o/S кн. ТОЧН)	t_o	от 0 до 59'59"	ВТ
Расстояние до траверза очередного (или от пройденного)ШМ (t_o/S)	-S(S)	от 0 до 2000 км с погрешностью 0,5 км	НТ
Расстояние до траверза очередного (или от пройденного) ШМ с повышенной точностью (t_o/S ,кн.ТОЧН)	-S(S)	от 0 до 2000 км с погрешностью 0,05 км	НТ
Фактический путевой угол относительно северного направления(ЗПУ)	ФПУ	от 0 до 359°50'	ВТ
Фактический путевой угол относительно опорного меридиана (ЗПУ,кн. L)	ФПУ	от 0 до 359°50'	ВТ
Фактический путевой угол относительно магнитного меридиана (ЗПУ, кн.Р)	ФПУ	от 0 до 359°50'	ВТ
Заданный путевой угол относительно северного направления (ЗПУ)	ЗПУ	от 0 до 359°50'	НТ
Заданный путевой угол относительно опорного меридиана (ЗПУ,кн. L)	ЗПУ	от 0 до 359°50'	НТ
Заданный путевой угол относительно магнитного меридиана (ЗПУ, кн.Р)	ЗПУ	от 0 до 359°50'	НТ

(прод)

Путевая скорость (W /Тп)	W	от 0 до V_{max} самолета	ВТ
Расчетное время (W /Тп) прилета в ПМП	Тп	от 0 до 23 ч 59'50"	НТ

(2) Изделие работоспособно только в зонах действия наземных РНС. При выходе из рабочей зоны необходимо предусмотреть переход на другой тип РНС. В противном случае изделие переходит в режим "Счисление" - счисления координат МС и других навигационных параметров по данным скорости $V_и$ и курса $\Psi_{гм}$ от изделий СВС-ПН-I5 и ТКС-П2.

(3) Изделие не работоспособно:

- в ангарах и укрытиях;
- при наличии в зоне установки антенн металлических стремянок, агрегатов и т.п.

(4) На стоянке изделие индицирует координаты МС с большими погрешностями или переходит в режим "СЧИСЛЕНИЕ", а при работе изделия в режиме "КОНТРОЛЬ" на ПУИ может индицироваться прерывисто табло ОТКАЗ:

- при обслуживании самолета заправщиками, кондиционерами и т.п. с работающими двигателями (источниками высоких помех);
- при наличии под самолетом в зоне установки антенн жгутов, кабелей сильноточных потребителей (наземное питание самолета и т.п.).

(5) Устойчивая работа изделия на стоянке обеспечивается при ручном вводе значений стояночного курса и путевой скорости, см. п.п. 8.I6.7.2.(2) (з).

(6) Изделие в полном объеме выполняет описываемые функции только при сопряжении его с изделиями СВС-ПН-I5 и ТКС-П2.
При отказе СВС-ПН-I5 и (или) ТКС-П2 руководствоваться п.п. 8.I6.7.2 (3) (з).

(7) В районе магнитного полюса необходимо руководствоваться п.п. 8.I6.7 (3) (и) "Ввод опорного меридиана λ_0 и работы по $\Psi_{усл}$."

(8) В изделии стираются ранее введенные данные по Т, ДАТ, МС при переводе ПР ПУИ в положение КОНТР и обратно. В этом случае необходимо эти данные ввести вновь.

(9) Кратковременное выключение (или обесточивание изделия на время более 9 с) ведет к полному стиранию всей введенной информации.

(I0) Время готовности изделия к работе при температуре окружающей среды не ниже -45°С - не более I5 мин

(II) Количество программируемых пунктов маршрута, включая начальное МС - 9

(I2) Реальные значения погрешностей определения МС в рабочих зонах ФРНС РСДН-20, ОМЕГА составляют I,5-5,5 км.

(прод)

8.I6.7.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(I) При осмотре внутри самолета	Убедиться, что в бортовом журнале сделана запись о проверке изделия на этапе предполетной подготовки в режиме "Контроль" и о проверке сопряжения изделия с СВС-ПН-I5 и ТКС-П2. Исходные положения органов управления. На верхнем электрощитке пилотов: Выключатели РСДН № I - ВЫКЛЮЧЕНО РСДН № 2 - ВЫКЛЮЧЕНО - в положение ВЫКЛЮЧЕНО На средней приборной доске пилотов: Переключатели режимов ПУИ - в положение ОТКЛ.
(2) Перед запуском двигателей (самолет под током)	Управление изделиями идентично с двух пультов ПУИ осуществляют штурман, КВС или второй пилот.
а) Включение	Включить изделия СВС-ПН-I5 и ТКС-П2. Выключатели РСДН № I - ВЫКЛЮЧЕНО РСДН № 2 - ВЫКЛЮЧЕНО - в положения РСДН № I и РСДН № 2 ПР ПУИ, оттянув на себя - в положение Т/ДАТ После включения изделия в течение 6-7 с наблюдать автоматическую проверку исправности органов индикации ПУИ. По окончании проверки органов индикации на ПУИ гаснут все индикаторы и табло, кроме табло ЗОНА, указывающего, что изделие готово к вводу исходных данных.
б) Ввод времени и дата	ПР ПУИ - в положение Т/ДАТ НП ПУИ - набрать значение времени, ВВОД, | ВТ значение даты, ВВОД | НТ Примечание. В период с I-го апреля по 30 сентября включительно вводить летнее московское время.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
в) Ввод координат МС	ПР ПУИ - в положение МС НП ПУИ - набрать СТОП, СЕВ (КГ), значение $\varphi_{МС}$, ВВОД, ВОСТ (ЗАП), значение $\lambda_{МС}$, ВВОД, СТОП | ВТ / НТ Примечание. Погрешность ввода координат МС не более 60 км от истинного МС. При проведении коррекции координат МС по точному месту (8.I6.7.2(4)) ввести координаты МС с повышенной точностью (не более 7 км от истинного МС) НП ПУИ - набрать СТОП, ТОЧН, СЕВ (КГ), значение $\varphi_{МС}$ с повышенной точностью, ВВОД, ВОСТ (ЗАП), значение $\lambda_{МС}$ с повышенной точностью, ВВОД, СТОП. | ВТ / НТ После ввода Т, ДАТ, МС изделие подготовлено к работе по стационарным ФРНС РСДН-20 и ОМЕГА.
г) Режим ручного или автоматического выбора типа РНС	В изделии после его включения автоматически устанавливается режим ручного выбора типа РНС, при котором штурман определяет тип используемой РНС. В режиме автоматического выбора типа РНС изделие, анализируя положение самолета относительно рабочих зон РНС, выбирает тип РНС, исходя из приоритета РСДН-20 перед ОМЕГОЙ. Для перевода изделия в режим автоматического выбора типа РНС: ПР ПУИ - в положение РНС НП ПУИ - набрать 4, 6, 0 ВВОД | ДТ 46 / ВТ 0 / НТ Для возврата изделия в режим ручного выбора типа РНС: ПР ПУИ - в положение РНС НП ПУИ - набрать 4, 6, I, ВВОД | ДТ 46 / ВТ I / НТ

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
д) Выбор типа РНС (Включение изделия в режим работы по РНС)	В соответствии с полетным заданием необходимо выбрать тип РНС, который предусмотрено использовать в начале маршрута. ПР ПУИ - в положение РНС Для выбора РСДН-20: НП ПУИ - набрать 0, I, 2, ВВОД | ДТ 0I; ВТ 2; НТ 0 Для выбора ОМЕГИ: НП ПУИ - набрать 0, I, I, ВВОД | ДТ 0I; ВТ I; НТ 0
е) Снятие отсчета МС по сигналам РНС	После выбора типа РНС (включения изделия в режим работы по выборной РНС) на ПУИ гаснет табло ЗОНА и загораются табло СЧИСЛ, СИНХР. СИНХР указывает на поиск наземных сигналов в режиме синхронизации с диаграммой сигналов выбранной РНС. СЧИСЛ указывает, что изделие работает в режиме счисления координат по данным скорости и курса от СВС-ПН-I5 и ТКС-П2 (или введенным вручную). Погасание надписи СИНХР указывает на прием изделием сигналов наземных станций. По погасании надписи СЧИСЛ изделие переходит на вычисление координат МС по данным РНС. ПР ПУИ - в положение МС По погасании табло СИНХР и СЧИСЛ снять отсчет координат МС ($\varphi_{МС}$ - ВТ, $\lambda_{МС}$ - НТ), вычисленных изделием по сигналам наземных РНС.
ж) Ручной ввод $V_И$, $\Psi_И$	Для устойчивой работы изделия на стоянке самолета необходимо ввести вручную значения нулевой скорости и стояночного курса: ПР ПУИ - в положение РНС НП ПУИ - набрать 4, I, ВВОД. 5, ВВОД | ВТ 4, 0, 0, ВВОД значение стояночного курса, ВВОД | НТ

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Примечания: 1. Погрешность ввода $\psi_и \pm 10^0$. 2. Работа изделия по данным $V_и$, $\psi_и$, введенным вручную, сопровождается индикацией табло ЗОНА. 3. При переходе на другой тип РНС повторить ручной ввод значений $V_и$, $\psi_и$.
з) Ввод и индикация координат ППМ	ПР ПУИ - в положение ППМ Ввод координат первого ППМ (координаты аэродрома взлета): НП ПУИ - набрать I, СЕВ (КГ), $\psi_{ппм}$, ВВОД | ДТ I ВТ ВОСТ (ЗАП), $\lambda_{ппм}$, ВВОД | НТ Аналогично ввести координаты всех ППМ (не более 9) в произвольном порядке, учитывая, что первая цифра в наборе обозначает номер ППМ (высвечивается на ДТ). Для индикации координат любого ППМ: ПР ПУИ - в положение ППМ НП ПУИ - набрать номер ППМ Считать в ДТ - номер ППМ, ВТ - $\varphi_{ппм}$, НТ - $\lambda_{ппм}$.
и) Установка первоначального участка маршрута	ПР ПУИ - в положение ППМ Переключатель РУЧ-АВТ - в положение АВТ При высвечивании на ДТ $N^{ОТ}_{ппм}$ $(N+I)^{НА}_{ппм}$ в изделии установился восходящий порядок прохождения ППМ.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Для обратного порядка прохождения ППМ:
	ПР ПУИ – в положение ППМ
	кн. $\frac{ИЗМ}{МРП}$ – нажать
	НП ПУИ – набрать $N_{ППМ}$, ($\frac{N}{ОТ}$ $\frac{I)_{ППМ}}{НА}$
	Проконтролировать высвечивание на ДТ $N_{ППМ}$ (N – I)$_{ППМ}$
(3) Перед выруливанием	
а) Отмена режима ручного ввода $V_и$, $\Psi_и$	ПР ПУИ – в положение РНС
	НП ПУИ – набрать 4, I, ВВОД, 0, ВВОД | ДТ 4I НТ 0
б) Включение режима автоматического прохождения ППМ	Переключатель
	АВТ – РУЧ – в положение АВТ
(4) На исполнительном старте Коррекция координат МС по точному месту	Провести коррекцию координат МС по точному месту (только при погашенном табло СЧИСЛ), если счисленное изделием МС превышает 60 км от истинного.
	ПР ПУИ – в положение РНС
	НП ПУИ – набрать 4, I, I, ВВОД, ВВОД
	ПР ПУИ – в положение МС
	НП ПУИ – ввести координаты МС с повышенной точностью, см. п. 8.I6.7.2 (в)
	Примечания: I. Погрешность ввода координат МС не более 7 км. 2. При выполнении полета вторично кнопку СТОП, см. п. 8.I6.7.2 (в), нажимать в момент прохождения точного места.
	После проведения коррекции отменить режим коррекции МС по точному месту:
	ПР ПУИ – в положение РНС
	НП ПУИ – набрать 4, I, 0, ВВОД, ВВОД | ДТ 4I ВТ 0

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(5) После взлета и при наборе высоты Индикация прохождения ППМ	После взлета самолета руководствоваться показаниями ПУИ периодически сличая азимуты, расстояния и оставшееся время полета до ППМ2 (ППМ1 - аэродром взлета), полученные от двух изделий с аналогичными данными от других средств. Показание на ДТ $\frac{\text{ОТ}}{1}$ $\frac{\text{НА}}{2}$ свидетельствует о нахождении самолета на начальном участке маршрута (ППМ1 - ППМ2). За две минуты до достижения очередного ППМ номера ППМ на ДТ начинают мигать. Мигание прекращается за одну минуту до прохождения траверза к текущей частной ортодромии, проходящей через очередную пару ППМ. При этом на ПУИ навигационная информация переключается на участок ППМ2 - ППМ3, а на ДТ вместо $\frac{\text{ОТ}}{1}$ $\frac{\text{НА}}{2}$ индицируется $\frac{\text{ОТ}}{2}$ $\frac{\text{НА}}{3}$. В таком же порядке изделие производит переключение участков маршрута при подходе к последующим ППМ. Примечания: 1. При установке переключателя АВТ-РУЧ в положение РУЧ на ПУИ выводится навигационная информация, счисленная относительно последнего пройденного ППМ и последней частной ортодромии. 2. При возврате переключателя АВТ-РУЧ в положение АВТ на ПУИ выводится навигационная информация, счисляемая относительно последней (на момент перехода в режим РУЧ) частной ортодромии, с последующим восстановлением автоматического прохождения ППМ.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия

(6) В крейсерском полете

а) Индикация навигационной информации — Для контроля выполнения полета использовать навигационную информацию изделия, индицируемую в различных положениях ПР ПУИ, см. табл. 8.I6.7.I.

Таблица 8.I6.7.I

Положение ПР ПУИ и нажимаемая кнопка	Навигационная информация		Табло	Дополнительная индикация	Примечание
МС	Координаты места самолета	$\varphi_{мс}$	ВТ	СЕВ (КГ)	
		$\lambda_{мс}$	НТ	ВОСТ (ЗАП)	
МС кн.ТОЧН	Координаты места самолета с повышенной точностью	$\varphi_{мс}$	ВТ	ТОЧН	кн. СБРС гасит ТОЧН, возвращает к индикации МС
		$\lambda_{мс}$	НТ		
Д/А	Расстояние до очередного ШМ	Д	ВТ		
	Азимут очередного ШМ относительно северного направления ($С_{ист}$)	А	НТ		
Д/А кн. L	Азимут очередного ШМ относительно введенного опорного меридиана ($С_{у}$)	А	НТ	L	кн. СБРС гасит L, возвращает к индикации Д/А
Д/А кн. Р	Азимут очередного ШМ относительно магнитного меридиана ($С_{м}$)	А	НТ	Р	кн. СБРС гасит Р, возвращает к индикации Д/А
Д/А кн.ТОЧН	Скорость воздушная истинная (от СВС-ПН-I5)	$V_{и}$	ВТ	ТОЧН	кн. СБРС гасит ТОЧН, возвращает к индикации Д/А
	Курс истинный	$\Psi_{и}$	НТ		

(прод.)

Продолжение таблицы 8.I6.7.I

Положение ПУ ЛУИ и нажимаемая кнопка	Навигационная информация	Табло	Дополнительная индикация	Примечание
Д/А кн.ТОЧН кн. L	Курс условный $\psi_{усл}$	НТ	ТОЧН, L	кн. СБРС гасит L , возвращает к индикации Д/А ТОЧН
Д/А кн. ТОЧН, кн. Р	Курс гиромагнитный (от ТКС-П2) $\psi_{гм}$	НТ	ТОЧН, Р	кн. СБРС гасит Р, возвращает к индикация Д/А ТОЧН
ШПМ	Координаты очередного ШПМ $\varphi_{шпм}$ $\lambda_{шпм}$	ВТ НТ	СЕВ (ЮГ) ВОСТ (ЗАП) на ДТ номер ШПМ	
ШПМ кн. ТОЧН	Координаты ШПМ с повышенной точностью $\varphi_{шпм}$ $\lambda_{шпм}$	ВТ НТ	ТОЧН, на ДТ номер ШПМ	кн. СБРС гасит ТОЧН, возвращает к индикации ШПМ
ΔПУ/ЛБУ	Поправка в путевой угол $\Delta_{ПУ}$ ЛБУ от ЛЗП ЛБУ	ВТ НТ	(-) (-)	(-), если ФПУ >А, (+) не индицируется, (-), если уклонение влево, (+) не индицируется
ΔПУ/ЛБУ кн. ТОЧН	ЛБУ от ЛЗП с повышенной точностью ЛБУ	НТ	ТОЧН,(-)	(-), если уклонение влево, (+) не индицируется, кн. СБРС гасит ТОЧН, возвращает к индикации ΔПУ/ЛБУ

Продолжение таблицы 8.I6.7.I

Положение ПР ПУИ и нажимаемая кнопка	Навигационная информация		Табло	Дополнительная индикация	Примечание
t_o/S	Оставшееся время полета до траверза ППМ	t_o	ВТ		
	Расстояние до траверза очередного ППМ	-S	НТ	(-)	
	или расстояние от пройденного ППМ	S	НТ		(+) не индицируется
t_o/S кн.ТОЧН	Оставшееся время полеты до траверза ППМ с повышенной точностью		ВТ	ТОЧН	
	Расстояние до траверза очередного ППМ с повышенной точностью	-S	НТ	ТОЧН, (-)	
	или расстояние от пройденного ППМ с повышенной точностью	S	НТ	ТОЧН	(+) не индицируется, кн. СБРС гасит ТОЧН, возвращает к индикации t_o/S
ЗПУ	ФПУ относительно северного направления ($C_{ист}$)	ФПУ	ВТ		
	ЗПУ относительно северного направления ($C_{ист}$)	ЗПУ	НТ		
ЗПУ кн. L	ФПУ относительно опорного меридиана ($C_у$)	ФПУ	ВТ	L	кн. СБРС гасит L, возвращает к индикации ЗПУ
	ЗПУ относительно опорного меридиана ($C_у$)	ЗПУ	НТ	L	

(прод.)

Продолжение таблицы 8.I6.7.I

Положение ПР ПУ и нажимаемая кнопка	Навигационная информация		Табло	Дополнительная индикация	Примечание
ЗПУ кнопка Р	ФПУ относительно магнитного меридиана ($С_м$)	ФПУ	ВТ	Р	кн. СБРС гасит Р, возвращает к индикации ЗПУ
	ЗПУ относительно магнитного меридиана ($С_м$)	ЗПУ	НТ	Р	
/$Т_п$	Путевая скорость	W	ВТ		В режиме "Счисление" индицируется $V_и$ от СВС-ПН-I5
	Расчетное время прилета в ШМ	$Т_п$	НТ		

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
б) Выполение маршрутного полета по разным типам РНС	При выполении маршрутного полета пользоваться картами с нанесенными рабочими зонами РНС. При выходе из рабочей зоны РНС включить изделие в режим работы по новой РНС. При этом до синхронизации и снятия отсчета изделие будет работать в режиме "Счисление" по данным СВС-НП-I5 и ТКС-П2 (горят табло СИНХР, СЧИСЛ). П р и м е ч а н и е. Изделие автоматически переходит в режим "Счисление" или "Синхронизация" и "Счисление" в следующих случаях: - при отсутствии приема сигналов РНС; - при переразрешении многозначности отсчетов.
в) Ввод новых ШМ	При продолжении полета далее конечного ПМ ввести координаты новых ШМ. Новые ШМ вводятся вместо уже пройденных. Переход с девятого на первый ШМ осуществляется автоматически.
г) Изменение порядка прохождения ШМ	ПР ПУИ - в любое положение, кроме ШМ, РНС, КОНТР, ВЫКЛ кн. $\frac{ИЗМ}{МРШ}$ - нажать НП ПУИ - набрать $N_{ШМ}$, от которого следовать, $N_{ШМ}$, на который следовать, ВВОД
д) Ввод допустимого ЛБУ от ЛЗП	ПР ПУИ - положение РНС НП ПУИ - набрать 2, 5, знак ЛБУ, значение ЛБУ в км, ВВОД | ВТ П р и м е ч а н и е. Знак "+" не вводится и не индицируется.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	При превышении самолетом допустимого введенного значения ЛБУ загорается табло ЗОНА.
е) Ручной ввод и индикация путевой скорости W и угла сноса УС	Для точного расчета изделием координат МС и других навигационных параметров в режиме "Счисление" ввести значения W и УС. ПР ПУИ - в положение РНС НП ПУИ - набрать 5, 2, значение W в км/ч, ВВОД | ВТ знак УС, значение УС в градусах, ВВОД | НТ Для индикации введенных значений W и УС: ПР ПУИ - в положение РНС НП ПУИ - набрать 5, 2, | ДТ 52 Снять отсчеты ВТ W НТ УС Примечания: 1. Погрешность ввода W ± 1 км/ч. 2. Погрешность ввода УС ± 1°. 3. Знак "+" не вводится и не индицируется.
ж) Ручной ввод скорости истинной $V_и$ и курса истинного $\Psi_и$	При отказе ТКС-П2 и (или) СВС-ПН-15 ввести значения $V_и$ и $\Psi_и$ вручную. ПР ПУИ - в положение РНС НП ПУИ - набрать 4, 1, ВВОД, 5, ВВОД 4, 0, значение $V_и$ в км/ч, ВВОД | ВТ значение $\Psi_и$ в град., ВВОД | НТ При изменении курса на ± 20° и скорости самолета на ± 100 км/ч ввести в изделие их новые значения.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Примечания: 1. Погрешность ввода $V_и \pm 100$ км/ч. 2. Погрешность ввода $\Psi_и \pm 10^{\circ}$. 3. Работа изделия по данным $V_и$, $\Psi_г$, введенным вручную, сопровождается индикацией табло ЗОНА. 4. При переходе на другой тип РНС повторить ручной ввод $V_и$, $\Psi_и$. 5. Ввод только $V_и$ (или $\Psi_и$) осуществляется в той же последовательности, при этом вместо параметра, значение которого не вводится, нажать кн. ВВОД. Для отмены режима ручного ввода $V_и$, $\Psi_и$: ПР ПУИ – в положение РНС НП ПУИ – набрать 4, I, ВВОД, 0, ВВОД | ДТ 4I / НТ 0
з) Ввод опорного меридиана $\lambda_о$ и работа по $\Psi_{усл}$.	При необходимости перейти на работу по условному курсу $\Psi_{усл}$. ПР ПУИ – в положение РНС НП ПУИ – набрать 5, I, ВОСТ(ЗАП), значение истинного $\lambda_о$, ВВОД | НТ знак и значение $\delta_{сх}$, ВВОД | ВТ После ввода значений $\lambda_о$, $\delta_{сх}$ в течение 90 с мигает табло ЗОНА. За это время выполнить следующие операции: – выключить БГМК ТКС-П2; – перестроить ТКС-П2 на выбранное значение $\lambda_о$; – НП ПУИ – набрать 4, I, ВВОД, 2, ВВОД, после чего табло ЗОНА гаснет.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Примечания: 1. В течение 90 с после ввода λ_0, $\delta_{сх}$ изменение курса самолета не допускается. 2. Вводимое значение угла схождения меридианов $\delta_{сх}$ (со знаком определяется по штурманской карте для разности долгот текущего места и опорного меридиана. Знак (+) $\delta_{сх}$ не вводится и не индицируется. 3. Если в качестве опорного используется магнитный λ_0, то вместо значения $\delta_{сх}$ вводить $\delta_{сх} \pm \Delta_м$, где $\Delta_м$ - магнитное склонение в точке прохода опорного меридиана. После ввода λ_0 использовать $\Psi_{усл}$ и другую угловую навигационную информацию, счисленную относительно λ_0, индицируемую в положении ПР ПУИ Д/А ТОЧН, Д/А, ЗПУ при нажатии кн. L. Для отмены режима работы по условному курсу: Включить БГМК ТКС-П2 ПР ПУИ - в положение РНС НП ПУИ - набрать 4, I, ВВОД, 0, ВВОД
и) Коррекция координат МС по точному месту (устранение многозначности отсчетов по точному месту)	При прохождении самолетом точки с известными координатами при необходимости выполнить коррекцию координат МС, счисленных изделием, в соответствии с п. 8.I6.7.2 (4).

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
к) Индикация номеров принятых станций	ПР ПУИ - в положение РНС НП ПУИ - набрать 4, 2 | ДТ 42 Считать с ВТ номера принятых РНС, где 1 - Норвегия 2 - Либерия 3 - Гавайи 4 - Сев. Дакота } - для ОМЕГИ 5 - о. Реюньон 6 - Аргентина 7 - Австралия 8 -Япония 1 - ВЩ 2 - ВМ1 } - для РСДН-20 3 - ВМ2
л) Снятие отсчетов с ПУИ	кн. СТОП - нажать Проконтролировав загорание подсвета кнопки и "стопорение" в ВТ и НТ информации, снять отсчеты параметров. кн. СТОП - нажать Проконтролировать снятие подсвета кнопки и изменение выводимой информации.
м) Индикация номеров станций, отведенных изделием по соотношению сигнал/шум	ПР ПУИ - в положение РНС НП ПУИ - набрать 4, 4 | ДТ 44 Считать с ВТ номера отведенных станций. Примечание. Для центральной зоны Европейской части территории СССР в изделии введен программный запрет на использование станции 5 (о. Реюньон) ОМЕГИ без индикации ее как отведенной.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
н) Отведение наземных станций с ПУИ	ПР ПУИ - в положение РНС	
	НП ПУИ - набрать 4, 4, номера отводимых станций, ВВОД	ДТ 44
	Проконтролировать индикацию на ВТ номеров отведенных станций.	
	Для отмены режима ручного отвода станций:	
	ПР ПУИ - в положение РНС	
	НП ПУИ - набрать 4, 4, 0, ВВОД	ДТ 44 ВТ 0
о) Индикация расчетной погрешности определения изделием координат МС ($\delta_р$)	ПР ПУИ - в положение РНС	
	НП ПУИ - набрать 4, 6	ДТ 46
	Считать с НТ точность определения изделием координат МС в метрах.	
п) Индикация сообщений при загорании табло ЗОНА	Загорание табло ЗОНА сигнализирует о наличии сообщения штурману о необходимых действиях или неблагоприятных внешних факторах, при этом:	
	ЗОНА не индицируется, если сообщение отсутствует;	
	ЗОНА индицируется непрерывно, если сообщение единственное;	
	ЗОНА мигает, если присутствует более одного сообщения(кроме режима ввода $\lambda_о$).	
	Примечание. Мигание табло ЗОНА переходит в непрерывное свечение при нажатии кн. ВВОД в положение РНС ПР ПУИ по коду 98.	
	При загорании табло ЗОНА	
	ПР ПУИ - в положение РНС	
	НП ПУИ - набрать 9, 8	ДТ 98
	Считать с ВТ сообщение:	

(прод.)

ВТ | 2(4) | | | | |

Инф-ция в 5-м инд-ре	Сообщение	Необходимые действия
2	Самолет превысил введенное по коду 25 ЛБУ	Доложить КВС об отклонении от ЛЗП
4	$\Psi_и$ и $V_и$ введены вручную	Отменить режим или ввести новые значения $\Psi_и$ и $V_и$ при эволюциях самолета

ВТ | | I (2,4) | | | |

Инф-ция в 4-м инд-ре	Сообщение	Необходимые действия
I	Не введены данные для работы по РНС	Ввести необходимые данные в полном объеме, см. п.п. 8.I6.7.2 (2) (б), 8.I6.7.2 (2) (в).
2	Неуверенный прием сигналов РНС	Действовать аналогично действиям при сообщении "Точность понижена"
4	Неуверенное разрешение многозначности	Выполнить разрешение многозначности по точному месту, см. п.п. 8.I6.7.2 (6) (и)

(прод.)

ВТ | | | I(2) | | |

Инф-ция в 3-м инд-ре	Сообщение	Необходимые действия
I	Самолет находится в районе действия магнитного полюса	Перейти на работу по условному курсу с вводом λ_0, см. п.п. 8.I6.7.2 (6) (з)
2	Ввод λ_0 (мигание табло ЗОНА)	В соответствии с п.п. 8.I6.7.2 (6) (з)

ВТ | | | | 2(4) | |

Инф-ция в 4-м инд-ре	Сообщение	Необходимые действия
2	Точность понижена	Перейти на работу по другому типу РНС, более оптимальной по геометрическому фактору. Если такой переход выполнить не представляет возможным, то перевести изделие в режим "Счисление", выполнив ручное отведение принимаемых станций по коду 44, см. п.п. 8.I6.7.2 (6) (м) П р и м е ч а н и я: I. Сообщение "Точность понижена" формируется изделием при превышении расчетной погрешности определения МС σ_p величины I0000 м. 2. Штурман должен учитывать, что при $\sigma_p > 3500$ м, фактическая погрешность определения МС может

(прод.)

		превышать $\sigma_р$ в 2-3 раза и более раз. Исходя из этого при работе в зоне РНС с плохим геометрическим фактором необходимо контролировать $\sigma_р$ по коду 46, см. п.п. 8.I6.8.2 (6) (о) и, не дожидаясь загорания табло ЗОНА, перейти на другой тип РНС или перевести изделие в режим "Счисление".
4	Самолет вне рабочей зоны РНС	Перейти на работу по другому типу РНС. П р и м е ч а н и е. Сообщение "Самолет вне рабочей зоны РНС" (совместно с загоранием табло СЧИСЛ) формируется изделием в следующих случаях: <u>При работе по РСДН-20</u>: - при величине геометрического фактора более I0; - при расстояниях самолета до любой из трех станций более I6000 км или менее I500 км.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
р) Ввод поправок на распространение радиоволн	При необходимости ввести поправки на распространение радиоволн. ПР ПУИ - в положение РНС НП ПУИ - набрать 3, 9, ВВОД, I, ВВОД 2, 6, α II, ВВОД | ВТ α 2I, ВВОД | НТ 2, 7, α 3I, ВВОД | ВТ α 4I, ВВОД | НТ 2, 8, α 5I, ВВОД | ВТ α 6I, ВВОД | НТ 2, 9, α 7I, ВВОД | ВТ α 8I, ВВОД | НТ 3, 0, α I2, ВВОД | ВТ α 22, ВВОД | НТ 3, I, α 32, ВВОД | ВТ α 42, ВВОД | НТ 3, 2, α 52, ВВОД | ВТ α 62, ВВОД | НТ 3, 3, α 72, ВВОД | ВТ α 82, ВВОД | НТ 3, 4, α I3, ВВОД | ВТ α 23, ВВОД | НТ 3, 5, α 33, ВВОД | ВТ α 43, ВВОД | НТ 3, 6, α 53, ВВОД | ВТ α 63, ВВОД | НТ 3, 7, α 73, ВВОД | ВТ α 83, ВВОД | НТ где α II - α 8I - поправки на распространение для частоты f I по станциям I-8; α I2 - α 82 - поправки на распространение для частоты f 2 по станциям I-8; α I3 - α 83 - поправки на распространение для частоты f 3 по станциям I-8.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Для отключения режима ввода поправок с ПУИ: ПР ПУИ – в положение РНС НП ПУИ – набрать 3, 9, ВВОД, 0, ВВОД

8.I6.7.3 Неисправности

Проявление неисправности	Необходимые действия
На лицевой панели ПУИ непрерывно высвечивается табло ОТКАЗ	Перейти на работу по другому типу РНС
На лицевой панели ПУИ мигает табло ОТКАЗ	ПР ПУИ – в положение РНС НП ПУИ – набрать 9, 7 | ДТ 97 Если в ВТ в четвертом индикаторе справа появилась "I", то ввести вручную $V_и$, $\Psi_и$ в соответствии с п.п. 8.I6.7.2 (6) (ж). Если в ВТ высвечивается другая информация, то выключить изделие.

(прод)

8.I6.7.4 Краткое описание

(I) Изделие А-723 предназначено для определения местоположения самолета в любое время года и суток при работе в зонах действия ФРНС РСДН-20 и ОМЕГА.

(2) Изделие вычисляет географические координаты самолета, расстояния, азимуты, путевые углы, время полета и другие навигационные параметры, представленные графически на рис. 8.I6.7.2. Изделие предусматривает программирование маршрута по девяти ШПМ, ручной или автоматический режим выбора РНС, а вне рабочей зоны РНС - работу в режиме "Счисление" по данным СВС-ПН-I5 ($V_и$) и ТКС-П2 ($\Psi_{гм}$). В изделии предусмотрена возможность отвода сигналов тех наземных станций, работа которых вызывает сомнения. Предусмотрена также и индикация предупредительной информации для штурмана.

(3) На самолете установлены два комплекта изделия А-723, с которыми работают штурман, КВС и второй пилот с пультов ПУИ, размещенных на средней приборной доске пилотов.

(4) На лицевой панели ПУИ расположены следующие органы управления и индикации (рис. 8.I6.7.I):

- переключатель режимов (ПР ПУИ) для включения (переключатель в любом положении, кроме ОТКЛ) и выключения изделия, ввода и индикации исходных данных в положениях Т/ДАТ, МС, ШПМ, индикации навигационной информации в положениях ΔПУ/ЛБУ, t_o/S, ЗШУ, $W/T_п$, Д/А после ввода ШПМ, ввода дополнительных данных и индикации информации в положении РНС, включения режима "Контроль". Для включения изделия и перевода в режим "Контроль" ручку переключателя необходимо оттянуть на себя;
- переключатель АВТ-РУЧ - для выбора режима автоматического или ручного прохождения ШПМ;
- ручка ЯРК - для регулировки яркости свечения цифровых индикаторов;
- основное табло, состоящее из верхнего (ВТ) и нижнего (НТ) рядов цифровых индикаторов, табло СЕВ, ЮГ, ВОСТ, ЗАП, ТОЧН, -, ОТКАЗ, СТОП, СЧИСЛ, СИНХР, ЗОНА и светящихся точек - для индикации основной вводимой и измеряемой изделием информации;
- дополнительное табло (ДТ), состоящее из двух цифровых индикаторов и светящихся табло ОТ, НА - для индикации дополнительной вводимой и измеряемой изделием информации;
- наборное поле (НП ПУИ) из I4 кнопок - для ввода исходных данных, вызова индикации и управления изделием, из них:

  кн. ВВОД обеспечивает ввод в изделие набранной информации;

  кн. $\frac{ИЗМ}{МРШ}$ используется при программировании маршрута;

(прод)

кн. СТОП обеспечивает стопорение выводимой на индикацию информации во всех режимах работы, кроме режима "Контроль";

кн. ТОЧН обеспечивает ввод и индикацию с повышенной точностью координат МС, ШМ, индикацию с повышенной точностью параметров t_0, S и индикацию дополнительных параметров в положении Д/А, ΔШУ/ЛБУ ПР ПУИ;

кн. СБРС обеспечивает сброс одного (младшего) разряда набираемой информации, а также последовательный просмотр кодовой информации в положении РНС ПР ПУИ.

Навигационные параметры, индицируемые на ПУИ в зависимости от положения ПР ПУИ, приведены в п.п. 8.I6.7.2 (6) (а), их графическое изображение - на рис. 8.I6.7.2. Размещение пультов ПУИ на средней приборной доске пилотов - на рис. 9.2.2.2в.

(5) При работе с ПУИ необходимо соблюдать следующие правила:

I. В положении Т/ДАТ, МС, ШМ и РНС (после набора кода) ПР ПУИ.
Первое нажатие любой цифры НП ПУИ вызывает ее индикацию в ВТ и подсвет кн. ВВОД. Последующий набор перемещает цифры на один разряд влево. Нажатие кн. ВВОД в конце набора гасит ее подсвет. Мигание подсвета кн. ВВОД после ее нажатия в конце набора указывает на некорректность введенной информации. В этом случае последовательно нажимается кн. СБРС до исключения ошибки.

Примечания: I. После ввода координат МС, ШМ с повышенной точностью табло СЕВ (ЮГ), ВОСТ (ЗАП) погашены.
2. Подсвет кн. СТОП загорается в начале и гаснет в конце набора.

2. В положении РНС ПР ПУИ.

Ввод и индикация информации начинается с набора двух цифр кода информации, которые высвечиваются на ДТ, при этом включается подсвет кн. ВВОД, а в ВТ и НТ высвечивается имеющаяся до ввода информация.
Для ввода новой информации в ВТ и НТ производится набор информации для ВТ, нажимается кн. ВВОД, производится набор информации для НТ, нажимается кн. ВВОД.
Для ввода новой информации только в ВТ производится набор этой информации, нажимается кн. ВВОД и, подтверждая неизменность информации в НТ, вторично нажимается кн. ВВОД.
Для ввода новой информации только в НТ нажимается кн. ВВОД в подтверждение неизменности информации в ВТ, набирается информация для НТ, нажимается кн. ВВОД.
Для просмотра кодовой информации последовательно нажимается кн. СБРС.

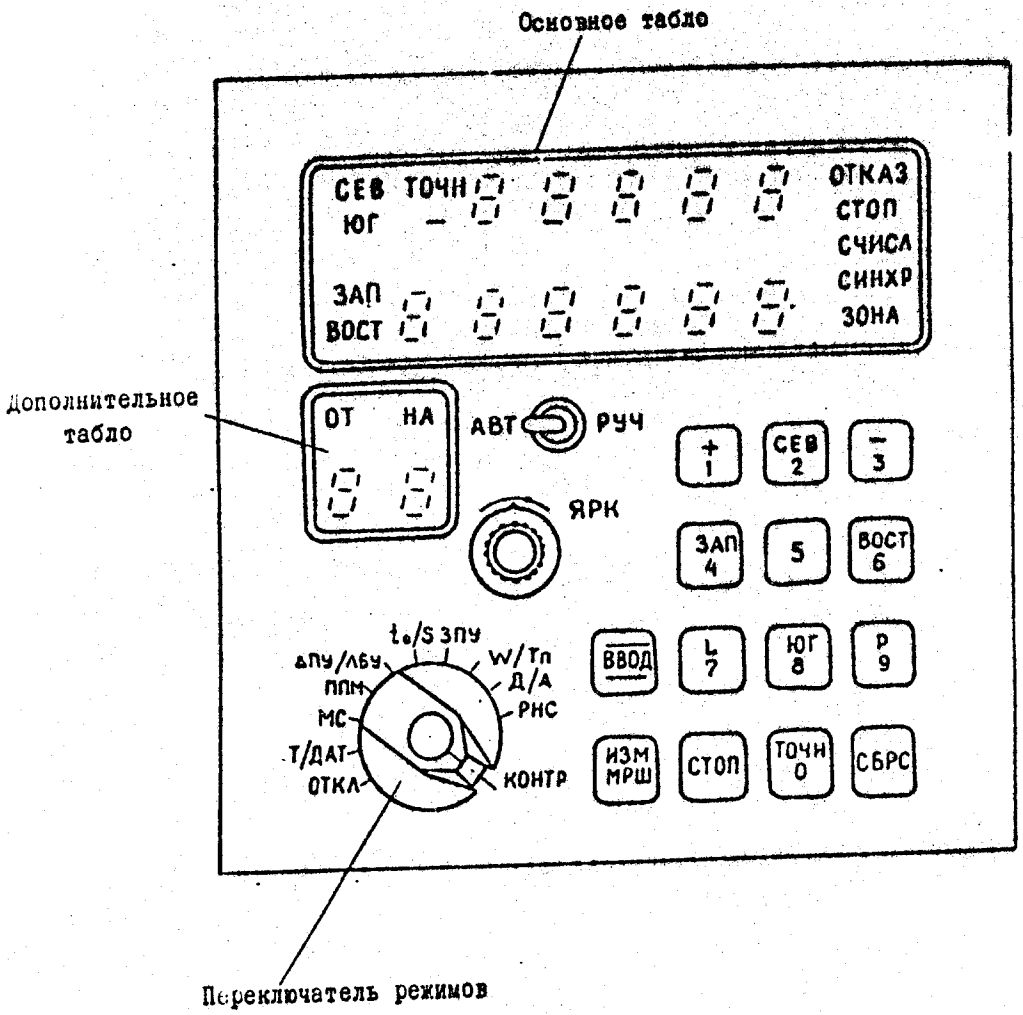
(прод)

(6) Основные сокращения в тексте РЛЭ

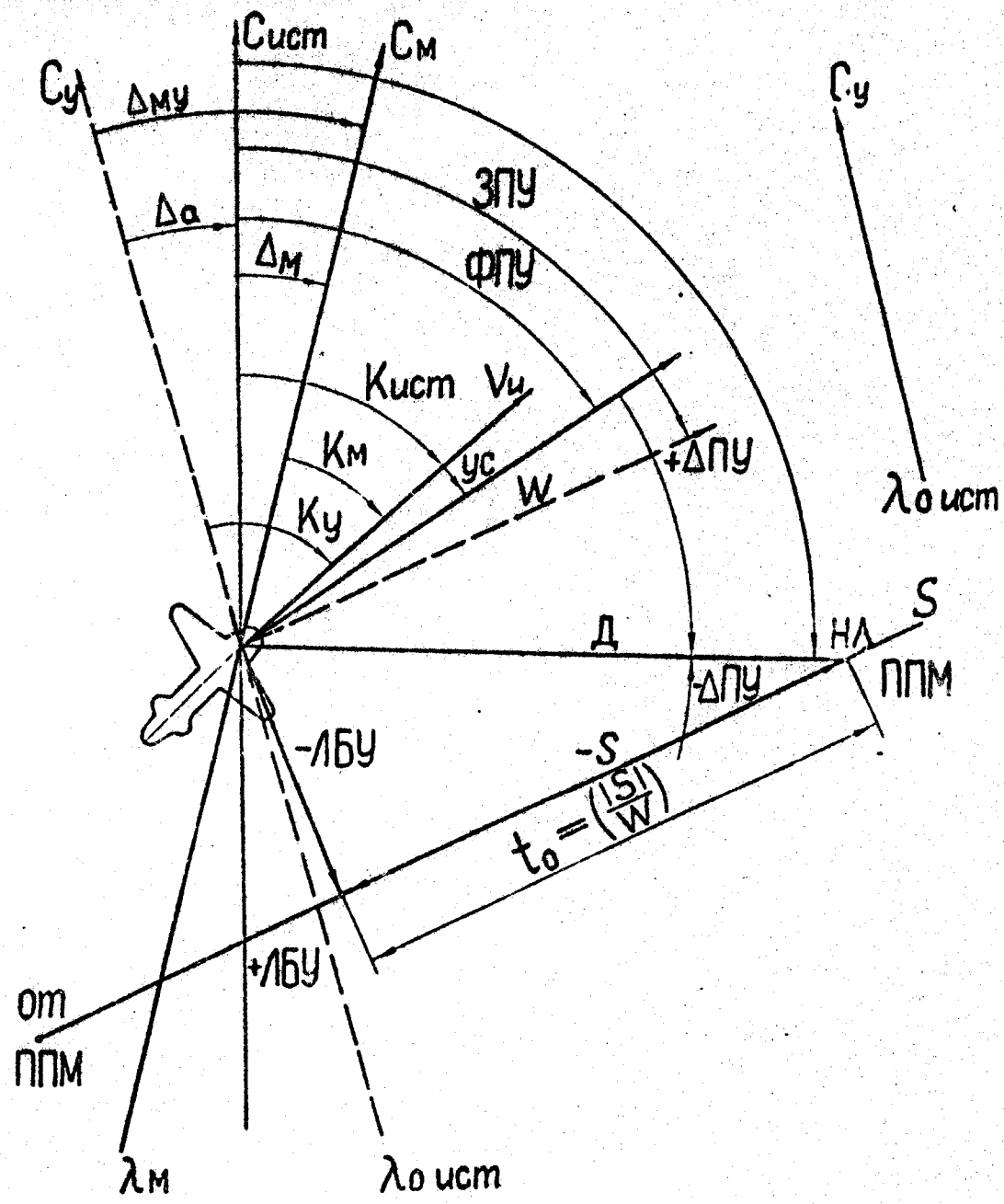
А	- азимут очередного ПШМ
Д	- расстояние от самолета до очередного ПШМ
ДАТ	- дата
Т	- время московское
$T_п$	- расчетное время прилета в ПШМ
$t_о$	- оставшееся время полета до траверза ПШМ
S	- расстояние до траверза очередного (или от пройденного) ПШМ
МС	- местоположение самолета
ЛБУ	- линейное боковое уклонение самолета от ЛЗП
ЛЗП	- линия заданного пути
ПМ	- пункт маршрута
ПШМ	- промежуточный пункт маршрута
$N_{ПШМ}$	- номер ПШМ
ЗПУ	- заданный путевой угол
ФПУ	- фактический путевой угол
$\varphi_{МС}$	- широта МС
$\varphi_{ПШМ}$	- широта ПШМ
$\lambda_{МС}$	- долгота МС
$\lambda_{ПШМ}$	- долгота ПШМ
$\lambda_о$	- опорный меридиан
$V_и$	- скорость воздушная истинная
W	- путевая скорость
$\psi_{ГМ}$	- курс гиромагнитный
$\psi_и$	- курс истинный
$\psi_{усл}$	- курс условный
ΔПУ	- поправка в путевой угол
$\Delta\alpha$	- азимутальная поправка
УС	- угол сноса
РСДН	- радиотехническая система дальней навигации
РНС	- радионавигационная система
ФРНС	- фазовая РНС

(прод)

ПУИ	- пульт ввода и индикация
НП ПУИ	- наборное поле ПУИ
ПР ПУИ	- переключатель режимов ПУИ
ДТ	- дополнительное табло ПУИ
ВТ	- верхний ряд цифровых индикаторов основного табло ПУИ
НТ	- нижний ряд цифровых индикаторов основного табло ПУИ
кн.	- кнопка
$\delta_{сх}$	- угол схождения меридианов
$\Delta_м$	- магнитное склонение



Пульт управления и индикации ПУИ
Рис. 8.I6.7.I
(прод.)



Графическое изображение
навигационных параметров изделия А-723

Рис. 8.I6.7.2

Ту-154М

Подраздел 8.17

ПИЛОТАЖНЫЕ ПРИБОРЫ И АППАРАТУРА

8.I7. ПИЛОТАЖНЫЕ ПРИБОРЫ И АППАРАТУРА

8.I7.I. Указатели скорости, числа М, высотомеры, вариометры. Система полного и статического давления

8.I7.I.I. Эксплуатационные ограничения

Наименование параметра	Единица измерения	Миним.	Норм.	Макс.
(I) Время готовности электромеханических высотомеров ВЭМ и УВИД	мин	–	5	–
(2) Допустимая высота использования режима "Автоконтроль"	м	0	–	I0000

(прод)

8.17.I.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(I) Внешний осмотр самолета	Бортинженер
	Чехлы и заглушки приемников полного давления ПВД и плит-приемников статического давления - сняты
	Внешние повреждения на наружных поверхностях приемников полного давления ПВД и плит- приемников статического давления - отсутствуют
(2) Осмотр внутри самолета	Командир воздушного судна и второй пилот
	Таблицы поправок к высотомерам, указателям скорости - имеются
	Таблицы поправок номерам установленных приборов - соответствуют
	Командир воздушного судна
	Рукоятки кранов переключения полной и статической систем - установлены в положение НОРМАЛЬНО и опломбированы
(3) Перед выруливанием	Командир воздушного судна и второй пилот
	Выключатель питания УВИД - включить
	Светосигнализатор отказа питания на УВИД - не горит
	Выключатель питания ВЭМ - включить
	Светосигнализатор отказа питания ВЭМ - не горит
	Условия взлета - запросить
	Стрелки высотомеров ВД, ВМ, УВИД, ВЭМ на нулевую отметку - установить
	Определить рассогласование показаний барометрического давления высотомеров с атмосферным на уровне аэродрома.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Рассогласование не должно превышать: для ВД и ВМ – ± I,5 мм рт.ст. для ВЭМ – ± I,0 мм рт.ст. в диапазоне давлений 720–780 мм рт.ст; ± I,5 мм рт.ст. при давлении свыше 780 мм рт.ст. и менее 720 мм рт.ст. для УБИД – ± 2 мбар в диапазоне давлений 960–I040 мбар, ± 3 мбар свыше I040 мбар и менее 960 мбар. ВНИМАНИЕ. Если рассогласование показаний шкал давления высотомеров и атмосферного давления превышают допустимые значения, то вылет ЗАПРЕЩАЕТСЯ. Проверить работоспособность ВЭМ в режиме "Автоконтроль", для чего: Кнопку АК на лицевой части – нажать Показания высотомера изменились на I50 ± 50 м. Светосигнализатор на лицевой части – горит Кнопку АК на лицевой части – отпустить Показания высотомеров вернулись в исходное положение Светосигнализатор на лицевой части – не горит

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(4) В наборе высоты (на высоте перехода)	Показания шкал барометрического давления высотомеров ВД, ВМ, ВЭМ должны соответствовать стандартному атмосферному давлению 760 мм.рт.ст.,	УВИД – 1013,2 мб – установить кремальерами
(5) В крейсерском полете	Учет суммарных поправок измерения высоты полета и сравнение показаний высотомеров	– производить по "Единой методике ввода поправок при измерении высоты на самолетах и вертолетах авиации всех министерств и ведомств"
	Контроль герметичности системы питания приборов полным и статическим давлением	– периодически сравнивать показания указателей скорости КУС КВС и 2/П – разность показаний должна быть не более 30 км/ч.
(6) На снижении (при пересечении эшелона перехода)	Показания шкал барометрического давления высотомеров ВД, ВМ, УВИД, ВЭМ должны соответствовать атмосферному давлению аэродрома посадки. ВНИМАНИЕ. Перед установкой на высотомерах давления аэродрома посадки, переданного диспетчером круга, КВС сличает давление на аэродроме посадки с давлением, данным в метеосводке.	
	Давление аэродрома посадки	– установить кремальерами
(7) После заруливания на стоянку (перед оставлением самолета)	Выключатель УВИД	– выключить
	Выключатель ВЭМ	– выключить

(прод.)

8.I7.I.3. Неисправности

Проявление неисправности	Необходимые действия
(I) Показания указателей скорости на приборной доске КВС отличаются от показаний указателей скорости на приборной доске 2/П, не изменяются при изменении скорости полета в режиме горизонтального полета, увеличиваются в наборе высоты и уменьшаются при снижении. При этом показания высотомеров одинаковые	Система полного давления закупорена. Действовать в соответствии с указаниями подраздела 8.I4.3 (I)
(2) Увеличены показания указателей скорости на приборной доске КВС по сравнению с показаниями указателей скорости на приборной доске 2/П (или наоборот) независимо от режима полета (снижение, горизонтальный полет или набор высоты), при этом показания высотомеров одинаковы	Система полного давления негерметична. Увеличение показаний приборов зависит от величины перепада давления в кабине экипажа. На высотах более 2000 м (6565 фут) стрелки приборов могут установиться на максимальную отметку шкалы. При этом происходит ложное срабатывание светосигнального табло ПРЕДЕЛ СКОРОСТИ. Показания указателей скорости и числа М неисправной системы не использовать. Ручку крана ДИНАМИЧЕСКОЕ ДАВЛЕНИЕ не переключать
(3) Уменьшены показания указателей скорости и числа М на приборных досках одного или всех членов экипажа при полете в облаках в наборе высоты, горизонтальном полете или на снижении при неизменном режиме полета и отсутствии болтанки	Уменьшение показаний возможно из-за частичного обледенения приемников полного давления. После выхода из облаков показания указателей скорости и числа М восстанавливаются. Действовать в соответствии с указаниями 8.I4.3. (2)

(прод)

Проявление неисправности	Необходимые действия
(4) Не изменяются показания высотомера на приборной доске КВС по сравнению с показаниями высотомера на приборной доске 2/П при изменении высоты полета. При этом стрелка вариометра находится против нулевой отметки шкалы.	Закупорены или обледенели приемники статического давления. При закупорке приемников статического давления системы КВС подключить резервный приемник статического давления установкой ручки крана СТАТИЧЕСКОЕ ДАВЛЕНИЕ в положение РЕЗЕРВ. При закупорке приемников статического давления системы 2/П и Б/И не использовать приборы, подключенные к этой системе. ВНИМАНИЕ. ПРИ ПЕРЕКЛЮЧЕНИИ НА РЕЗЕРВНУЮ СТАТИКУ ВО ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНОЙ КОНФИГУРАЦИИ САМОЛЕТА ПОКАЗАНИЯ ВСЕХ УКАЗАТЕЛЕЙ ВЫСОТНО-СКОРОСТНЫХ ПАРАМЕТРОВ КВС, КРОМЕ УВО, ЗАВЫШЕНЫ: ВЫСОТЫ – НА 50 м (165 футов), СКОРОСТИ – НА 30 км/ч (16 узлов).
(5) Уменьшены показания указателей скорости, высоты независимо от режима полета (набор высоты, горизонтальный полет, снижение)	Система статического давления негерметична. Чем больше нарушена герметичность и перепад давления в кабине экипажа, тем значительнее будут уменьшены показания высоты и скорости. При полной разгерметизации системы высотомер покажет высоту в кабине, а стрелка указателя скорости, в зависимости от перепада давления в кабине будет стремиться к нулевой отметке шкалы и может стать на упор рядом с нулевой отметкой. Не использовать приборы, подсоединенные к неисправной системе; кран СТАТИЧЕСКОЕ ДАВЛЕНИЕ не переключать.

(прод.)

8.I7.I.4. Краткое описание

(А) Система статического и полного давления

Предназначена для восприятия статического и полного давления и питания приборов, измеряющих высоту и скорость полета.

Система статического давления включает в себя две плиты с приемниками статического давления, размещенных симметрично на левом и правом бортах самолета, резервный приемник статического давления расположенный в отсеке передней ноги шасси, и трубопроводов.

Система полного давления состоит из трех приемников полного давления ПВД, из которых два расположены на левом борту, а один - на правом борту самолета и трубопроводов.

Статическое и полное давление по трубопроводам подводятся к приборам и системам.

При выходе из строя магистралей статического или полного давления, питающих приборы КВС, питание к приборам подается с помощью резервных систем. Для переключения на резервное питание ручку крана повернуть по часовой стрелке, предварительно разорвав контровку, из положения НОРМАЛЬНОЕ в положение РЕЗЕРВНОЕ.

Краны переключения установлены на бортовом пульте КВС.

(Б) Высотомер ВЭМ-72 (далее по тексту ВЭМ)

Электромеханический высотомер ВЭМ предназначен для измерения барометрической высоты полета в метрах и выдачи её на указатель высотомера, установленный на приборной доске 2/П.

Диапазон измерения высоты от 0 до I5000 м.

Шкала указателя от градуирована в м. с ценой деления I0 м, а числа отсчета означают сотни метров. Полный оборот стрелки соответствует изменению высоты на I000 м.

Текущее значение высоты снимается с четырехбарабанного механизма. Барабаны-счетчики отсчитывают (слева направо): первый - десятки тысяч м.
второй - тысячи м.
третий - сотни м.
четвертый - десятки м.

Кремальерой на лицевой части прибора производится установка величины атмосферного давления в пределах 590+806,2 мм.рт.ст. Прибор имеет встроенный автоконтроль.

(В) Высотомер УВИД-I5Ф (далее по тексту УВИД)

Электромеханический высотомер УВИД предназначен для измерения барометрической высоты полета в футах и выдачи её на указатель высотомера, установленный на приборной доске КВС.

Диапазон измерения высоты от 0 до 50000 фут.

Шкала указателя отградуирована в футах с ценой деления I0 фут., а числа отсчета означают I00 фут.

(прод.)

Полный оборот стрелки соответствует изменению высоты на 100 фут.
Текущее значение высоты снимается с четырехбарабанного механизма. Барабаны-счетчики отсчитывают (слева направо): первый – десятки тысяч фут.
второй – тысячи фут.
третий – сотни фут.
четвертый – десятки фут.

Кремальерой на лицевой части прибора производится установка величины атмосферного давления в пределах 787 ÷ 1075 мб.

(Г) БМ-15, МЭ-1, КУС*, ВАР-30, ВАР-75, ВМФ-50**

Приборы механические, измеряют и индицируют следующие параметры: высоту полета, число М, приборную и истинную воздушные скорости, вертикальную составляющую скорости снижения и набора высоты.

---

* На самолетах ЦУ МВС, 235 ОАО, "САЛОН" МГА с № 85639 установлен прибор КУС-ЭК у второго пилота.

** На самолетах ЦУ МВС и с № 85611

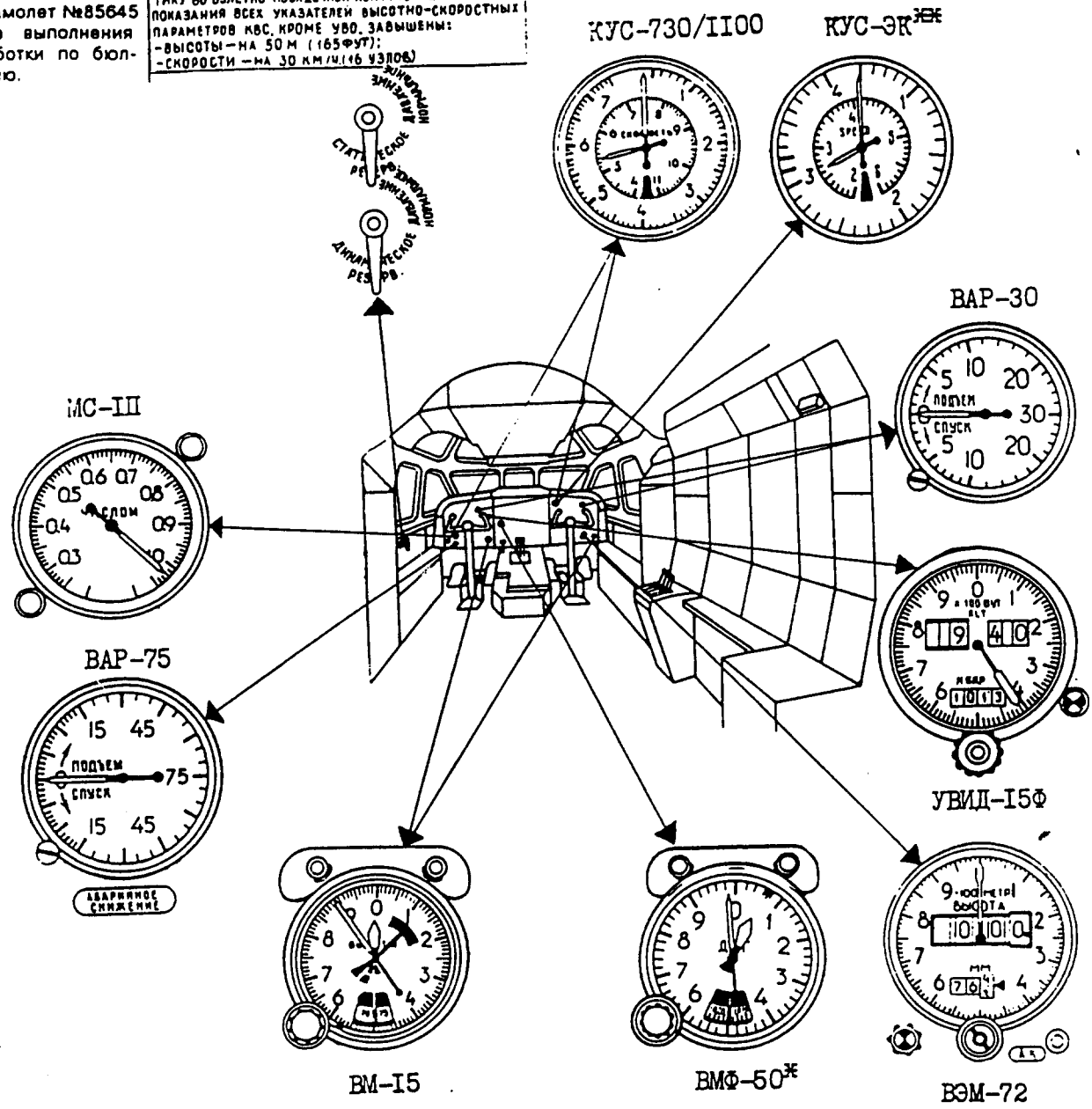
(прод.)

По самолет №85645 до выполнения доработки по бюллетеню.

ВНИМАНИЕ. ПРИ ПЕРЕКЛЮЧЕНИИ НА РЕЗЕРВНУЮ СТАТИКУ ВО ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНОЙ КОНФИГУРАЦИИ ПОКАЗАНИЯ МЕХАНИЧЕСКИХ ВЫСОТОМЕРОВ (ФУТОМЕРОВ) ЗАВЫШЕНЫ НА 50 М (165 ФУТОВ) УКАЗАТЕЛЕЙ СКОРОСТИ НА 30 КМ/Ч (16 УЗЛОВ)

С самолета №85646. По самолет №85645 после выполнения доработки по бюллетеню.

ВНИМАНИЕ. ПРИ ПЕРЕКЛЮЧЕНИИ НА РЕЗЕРВНУЮ СТАТИКУ ВО ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНОЙ КОНФИГУРАЦИИ САМОЛЕТА ПОКАЗАНИЯ ВСЕХ УКАЗАТЕЛЕЙ ВЫСОТНО-СКОРОСТНЫХ ПАРАМЕТРОВ КВС, КРОМЕ УВО, ЗАВЫШЕНЫ:
-ВЫСОТЫ – НА 50 М (165 ФУТ);
-СКОРОСТИ – НА 30 КМ/Ч (16 УЗЛОВ)



* На самолетах ЦУ МВС и с № 85611

** На самолетах ЦУ МВС, 235 ОАО, "САЛОН" МГА с № 85639 и с № 85677

Расположение пилотажных приборов на приборных досках КВС и второго пилота

Рис. 8.17.1.1.

(прод.)

8.I7.2. Радиовысотомер (РВ-5М или РВ-5)

8.I7.2.I. Эксплуатационные ограничения

(I) Нормальная работа радиовысотомера обеспечивается в полете с кренами не более I5°.

(2) При полетах на малых высотах, над толстым слоем льда или снега, углах крена или тангажа более 30° радиовысотомеры измеряют высоту с большой ошибкой. В этом случае, а также при полетах над горной местностью пользоваться показаниями радиовысотомеров не рекомендуется.

(3) Бремя подготовки радиовысотомеров к работе в нормальных условиях I-3 мин., а в условиях пониженной температуры или повышенной влажности I0-I5 мин.

8.I7.2.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(I) Включение	АЗС РВ-5 № I и РВ-5 № 2 на левой и правой панелях АЗС - включить
	Выключатели РВ-5 № I и РВ-5 № 2 на верхнем электрощитке пилотов - включить
	При этом открывается бленкер отказа на УВ и стрелка указателя уйдет за темный сектор шкалы. При исправном радиовысотомере через I-3 мин должен закрыться бленкер отказа, а стрелка указателя показывать 0-0,8 м.
(2) Проверка перед полетом	Ручка КОНТРОЛЬ УСТ ВЫСОТЫ (▲) на УВ № I - установить индекс заданной высоты (треугольник желтого цвета) на значение I0 м
	Ручка КОНТРОЛЬ УСТ ВЫСОТЫ (▲) на УВ № 2 - индекс заданной высоты за темный сектор
	Кнопка КОНТРОЛЬ УСТ ВЫСОТЫ (ТЕСТ) на УВ № I - нажать и удерживать нажатой до установки стрелки указателя на контрольном значении I5 ± I,5 м (I5...20 м)
	Кнопка КОНТРОЛЬ УСТ ВЫСОТЫ (ТЕСТ) на УВ № I - отпустить

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(3) Проверка в полете	При переходе стрелкой УВ № 1 индекса заданной высоты выдается световая сигнализация – загорается желтое светосигнальное табло [Н] на приборных досках пилотов и желтый светосигнализатор ОПАСНАЯ ВЫСОТА (▲) на УВ КВС, в течении 3 … 9 с звучит тональный сигнал в телефонах КВС и на динамиках СГС кабины экипажа, а для самолетов с № 85673 по № 85722 и в телефонах 2/П. Произведите проверку РВ-5 № 2 аналогично проверке РВ-5 № 1. Проверку, время на которую составляет примерно 20 с, производите заблаговременно. Кнопка КОНТРОЛЬ УСТ ВЫСОТЫ (ТЕСТ) на УВ проверяемого радиовысотомера - нажать и удерживать нажатой во время проверки Стрелка указателя проверяемого радиовысотомера должна индицировать контрольное значение высоты 15 ± 1,5 м или устанавливается в пределах контрольного сектора шкалы, при этом световая сигнализация не выдается только в том случае, если индекс заданной высоты находится ниже контрольного значения 15 ± 1,5 м. ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ПРИ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ В АВТОМАТИЧЕСКОМ РЕЖИМЕ ПРИ НАЖАТИИ ЛАМПЫ-КНОПКИ "ЗАХОД" НА ПН-6 ТЕСТ-КОНТРОЛЬ РАДИОВЫСОТОМЕРОВ ОТКЛЮЧАЕТСЯ. 2. ПРИ ВКЛЮЧЕННОЙ КНОПКЕ-ЛАМПЕ "КУРС" ВКЛЮЧЕНИЕ ТЕСТ-КОНТРОЛЯ РАДИОВЫСОТОМЕРА № 1 МОЖЕТ ВЫЗВАТЬ КРАТКОВРЕМЕННОЕ СРАБАТЫВАНИЕ СИГНАЛИЗАЦИИ СИСТЕМЫ ССОС.
(4) Использование в полете	На эшелоне перед началом снижения необходимо: Индекс заданной высоты на УВ № 1 - установить на значение ВПР или на 60 м при значении ВПР 60 м и более Индекс заданной высоты на УВ № 2 - установить на значение высоты круга или на 750 м при высоте круга более 750 м Если в процессе снижения по барометрическому высотомеру до высоты круга сработала сигнализация на УВ № 2 – сличить показания барометрического высотомера и УВ № 2 (с учетом рельефа местности).

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	При соответствии показаний продолжить снижение с занятием высоты круга. Если они отличаются более чем на 100 м, прекратить снижение и уточнить у диспетчера давление на аэродроме и местонахождение самолета. После занятия высоты круга сверить показания барометрического высотомера с показаниями УВ № 2 (с учетом рельефа местности) и после сличения показаний: Индекс заданной высоты на УВ № 2 - установить на значение ВПР или на 60 м при значении ВПР 60 м и более Сверить установку индексов заданной высоты на УВ № 1 и УВ № 2. Если до установления надежного визуального контакта с огнями светооборудования аэродрома или другими ориентирами по курсу посадки сработала сигнализация радиовысотомеров, необходимо немедленно начать маневр по уходу на второй круг.

(прод.)

8.I7.2.3. Неисправности

Проявление неисправности	Необходимые действия
(I) При включении питания не убирается бленкер отказа на указателе УВ и стрелка указателя не уходит за темный сектор	Перегорел предохранитель по переменному току или не включен АЗС РВ-5 на левой (№ I) или на правой (№ 2) панели АЗС. Заменить предохранитель или включить АЗС. Повторное перегорание предохранителя или выключение АЗС указывает на неисправность радиовысотомера. Неисправный радиовысотомер выключить.
(2) При нажатии кнопки КОНТРОЛЬ УСТ ВЫСОТЫ (ТЕСТ) на УВ стрелка не отрабатывает контрольного значения высоты I5 ± I,5 м или отрабатывает несоответствующее ему значение	Радиовысотомер неисправен, показания его не использовать, питание выключить.

(прод)

8.I7.2.4. Краткое описание

Радиовысотомер предназначен для определения истинной высоты полета в диапазоне 0 – 750 м и сигнализации о достижении самолетом заданной высоты ВПР, значение которой заранее устанавливается на указателе высоты УВ. Значение истинной высоты индицируется на указателе УВ, имеющем неравномерную шкалу:

в пределах от 0 до 20 м цена деления 2 м;
от 20 до 50 м цена деления 5 м;
от 50 до I00 м цена деления I0 м;
от I00 до 750 м цена деления 50 м.

Точность измерения:

на высотах от 0 до I0 м не более ±0,6 м,
от I0 до 750 м не более ± 6% от высоты.

На самолете установлено два комплекта радиовысотомеров № I и № 2, причем каждый управляется со своего указателя УВ № I или № 2, установленных соответственно на приборных досках КВС и 2/П.

В качестве указателей высоты (УВ) на самолете могут быть применены УВ-5 (УВ-5М) или А-034-4, отличающиеся друг от друга лицевой панелью и ручками-кнопками.
В указателе УВ-5 (УВ-5М) указателем выбранной высоты сигнализации является индекс желтого цвета, перемещаемый по шкале прибора ручкой КОНТРОЛЬ УСТ ВЫСОТЫ со встроенной в нее кнопкой, с помощью которой осуществляется контроль РВ системой встроенного контроля.
В указателе А-034-4 указателем выбранной высоты является индекс желтого цвета, перемещаемый по шкале прибора ручкой (A), со встроенной в нее лампой желтого цвета, а контроль РВ системой встроенного контроля осуществляется кнопкой ТЕСТ.

Сигнализация о снижении до заранее выбранной высоты обеспечивается свечением желтого светосигнализатора ОПАСНАЯ ВЫСОТА на УВ, желтых светосигнальных табло (Н) на приборных досках КВС и 2/П, звуковым тональным сигналом в телефонах КВС и на динамиках СПС кабины экипажа, а для самолетов с № 85673 по № 85722 и в телефонах 2/П.

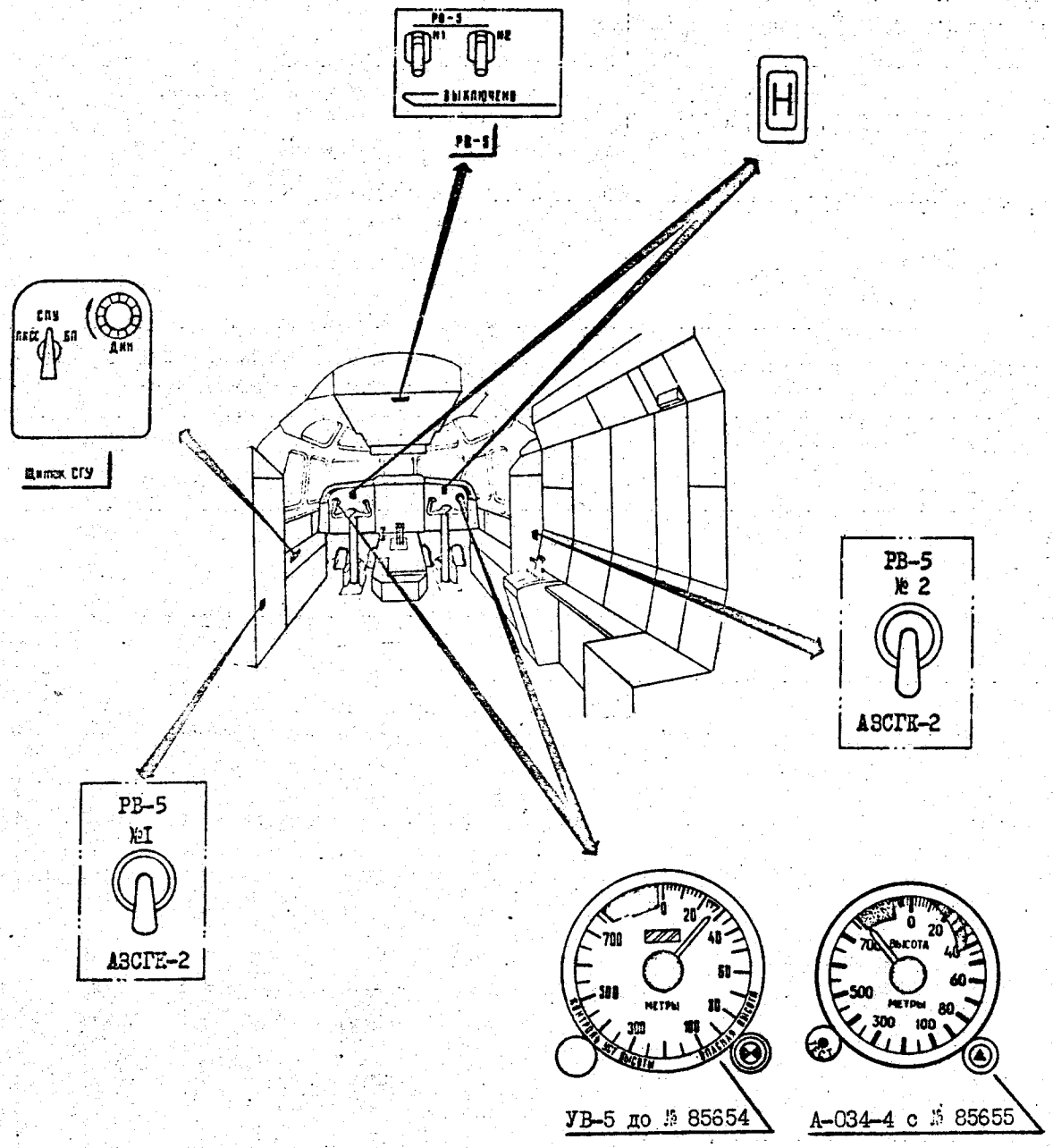
При полетах на высотах, превышающих диапазон измерений радиовысотомера, на УВ открывается бленкер отказа, а стрелка указателя устанавливается за темный сектор шкалы.

Питание радиовысотомера осуществляется от сетей переменного и постоянного тока через предохранитель и АЗС на левой (РВ-5 № I) и правой (РВ-5 № 2) панелях АЗС.

РВ-5 № I является датчиком сигналов высоты в систему ССОС, а его выключатель питания одновременно является и выключателем питания системы ССОС.

Радиовысотомер РВ-5 при наборе самолетом высоты полета 3850 м автоматически выключается, а при снижении до этой высоты автоматически включается.
Радиовысотомер РВ-5М включен на всех высотах полета.
При снижении на высотах 250 м и ниже на самолете, доработанном под поздний выпуск шасси, радиовысотомеры РВ-5М с приемопередатчиками ПП-5М-I обеспечивают выдачу в систему сигнализации "ШАССИ НЕ ВЫПУЩ." разового сигнала 2РС напряжением 27 В.

(прод.)


РВ-5
№1
№2
ВЫКЛЮЧЕНО
РВ-5
Н
СПУ
ПАРК
БП
ДИП
Щиток СГУ
РВ-5
№ 2
АЗСГК-2
РВ-5
№1
АЗСГЕ-2
0
20
40
60
80
100
120
140
160
180
200
220
240
260
280
300
320
340
360
380
400
420
440
460
480
500
520
540
560
580
600
620
640
660
680
700
720
740
760
780

8.I7.3. Автомат углов атаки и перегрузок АУАСП-I2ВРИ (АУАСП-I2ВРИ-2*)

8.I7.3.I. Эксплуатационные ограничения

Время готовности автомата к работе I–2 мин в нормальных условиях и 3–5 мин в условиях обледенения.

8.I7.3.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(I) Перед запуском двигателей	АЗС АУАСП (правая панель АЗС) – убедиться во включении Выключатель АУАСП на верхнем электрощитке пилотов – включить Переключатель КОНТРОЛЬ–СБРОС в положение КОНТРОЛЬ – нажать Проконтролировать установку стрелки текущего угла атаки и сектора критического угла атаки на угол, равный 10°, а стрелки вертикальной перегрузки и стрелки максимальной положительной перегрузки на начало сектора допустимых вертикальных перегрузок. При этом загорается красный светосигнализатор указателя (приборная доска КВС) и красные светосигнальные табло $\alpha_{кр}$ и $n_{у\ доп}$ (приборная доска 2/П) и включается громкоговоритель на непрерывное звучание. Переключатель КОНТРОЛЬ–СБРОС – отпустить Стрелка вертикальной перегрузки и сектор критического угла атаки вернутся в первоначальное положение, а стрелка текущего угла атаки остается в положении 10°, стрелка максимальной положительной перегрузки – в положении допустимой перегрузки. Для возвращения стрелки текущего угла атаки в первоначальное положение нажать переключатель КОНТРОЛЬ – СБРОС в положение СБРОС, после чего отпустить переключатель. Для сброса показаний максимальной положительной перегрузки вращением по часовой стрелке кремальеры, расположенной в центре указателя, подвести стрелку максимальной перегрузки к стрелке текущего значения перегрузки.
(2) На всех этапах полета	К о м а н д и р в о з д у ш н о г о с у д н а Следить, чтобы стрелка текущего угла атаки не заходила на сектор критического угла атаки, а стрелка вертикальной перегрузки на сектор максимально допустимой вертикальной перегрузки. За $0{,}5^{\circ}$ до подхода стрелки текущего угла атаки к сектору

* Серийно – с № 85629, на остальных после выполнения доработки

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	критического угла атаки и за 0,2g до подхода стрелки вертикальной перегрузки к сектору допустимой вертикальной перегрузки включается световая и звуковая сигнализация, предупреждающая пилотов о приближении самолета к критическому режиму. В этом случае уменьшить угол атаки или перегрузку, плавно отдав колонку штурвала от себя. В т о р о й п и л о т Контролировать работу автомата по срабатыванию светосигнальных табло $\alpha_{кр}$, $n_{удоп}$ и звуковой сигнализации

(прод)

8.I7.3.3. Неисправности

Отказы не рассматриваются.

8.I7.3.4. Краткое описание

(I) Автомат углов атаки и перегрузок АУАСП предназначен для:
- измерения в полете текущих углов атаки, критических углов атаки и вертикальных перегрузок;
- выдачи сигналов, пропорциональных текущим углам атаки, критическим углам атаки и вертикальным перегрузкам;
- визуального указания текущих углов атаки, критических углов атаки, вертикальных перегрузок;
- включения предупреждающей сигнализации при подходе к критическим углам атаки и предельным перегрузкам и выдачи сигналов в МСРП.

(2) Автомат АУАСП имеет аппаратуру встроенного контроля, которая управляется переключателем КОНТРОЛЬ – СБРОС.
Исправность красных светосигнальных табло α кр и n_y доп производится нажатием кнопки ПРОВЕРКА ЛАМП ТАБЛО (боковой пульт 2/П).

(3) Переключатель КОНТРОЛЬ-СБРОС и выключатель АУАСП размещены на верхнем электрощитке пилотов, рис. 8.I7.3.I.

(4) Обогрев датчика углов атаки включается одновременно с обогревом ПВД I пилота одним выключателем ОБОГРЕВ ПВД ЛЕВ – ВЫКЛ – КОНТРОЛЬ ИСПРАВНОСТИ ОБОГРЕВА.

(5) Автомат защитывается:
- постоянным током напряжением +27 В ± I0% через автомат АЗС АУАСП (правая панель АЗС);
- переменным током II5 В частотой 400 Гц ± 5% через предохранитель ПМ-5 (РК II5/200 В правая).

(6) Комплект автомата АУАСП-I2 состоит из датчика критических углов ДКУ – датчика углов атаки ДУА-9, указателя углов атаки и перегрузок УАП-I2, блока коммутации БК-2 и датчика вертикальных перегрузок ДП-I-3. В качестве источника звука используется громкоговоритель звуковой сигнализации, размещенный на перегородке гардероба экипажа.

(прод.)

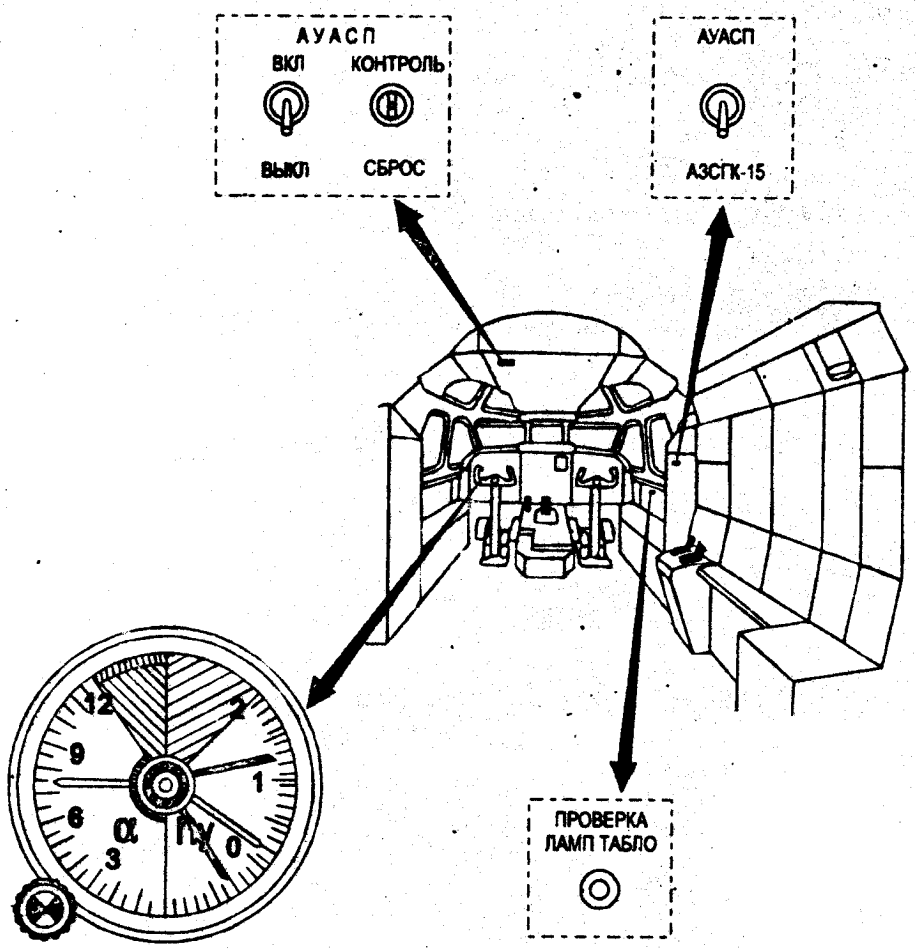
(7) Основные характеристики автомата:

(а) Погрешности показаний по шкале указателя при нормальных условиях не превышают:

- по каналу $\alpha_{тек}$ $\pm 0,5^{\circ}$,
- по каналу $\alpha_{кр}$ $\pm 0,5^{\circ}$,
- по каналу n_y $\pm 0,2g$.

(б) Погрешности включения сигнализации не превышают:

- по каналу α $\pm 0,7^{\circ}$,
- по каналу n_y $\pm 0,2g$.



УАП

Органы управления и контроля АУАСП
Рис. 8.17.3.1

(прод.)

8.I7.4. Автоматический радиокомпас АРК-I5М

8.I7.4.I. Эксплуатационные ограничения

Работоспособность обеспечивается через I...2 мин после включения питания. АРК включать после подключения источников аэродромного электропитания или после запуска двигателей, а выключать до останова.
При обесточивании основной электросети АРК № I автоматически переключается на питание от аккумуляторов и аварийного преобразователя 36 В. В этом случае обеспечивается индикация КУР от АРК № I на стрелку I прибора РМИ-2 КВС и 2/П.

8.I7.4.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
Включение, настройка и использование в полете	АЗС АРК № I и АРК № 2	– включить
	Переключатель режимов на ПУ АРК	– в положение АНТ
	Переключатель ТЛФ–ТЛГ на ПУ АРК	– в положение ТЛФ при приеме модулированных сигналов или ТЛГ при отсутствии модуляции
	Переключатель КАНАЛ I-2 на ПУ АРК	– в положение I или 2
	Ручки установки частоты на ПУ АРК	– в зависимости от выбранного канала I (2) установить значение частоты выбранной радиостанции
	Переключатели на приборах РМИ-2	– в положение АРК I и АРК 2
	Переключатель СПУ–РАДИО на абонентском аппарате СПУ	– в положение РАДИО
	Переключатель радиосредств на абонентском аппарате СПУ	– в положение АРК I (АРК 2)
	Переключатели I, II УЩБ и СПУ на верхнем электрощитке пилотов	– в положение АРК
	Ручками ГРОМК на абонентском аппарате СПУ и ПУ АРК	– установить необходимую громкость и прослушать позывные

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
	Переключатель режимов на ПУ АРК	– в положение РАМ
	Кнопка РАМКА на ПУ АРК	– нажать и проверить вращение стрелки КУР РМИ и устойчивость показаний КУР
	Переключатель режимов на ПУ АРК	– в положение КОМ и отсчитать КУР

8.I7.4.3. Неисправности

Проявление неисправности	Необходимые действия
(I) Нет индикации КУР, не прослушиваются позывные сигналы	Проверить включение АЗС АРК № I и № 2 на левой и правой панелях АЗС. Проверить правильность установки органов управления на ПУ АРК. Если выключен АЗС и после включения он вновь выключился, это свидетельствует о неисправности АРК. Неисправный АРК выключить.
(2) Показания КУР не соответствуют расчетным	Проверить правильность установки частоты приводной радиостанции и прослушать позывные.

(прод)

8.I7.4.4. Краткое описание

АРК предназначен для самолетовождения по приводным и широковещательным радиостанциям, а также для построения предпосадочных маневров при заходе на посадку.

На самолете установлено два комплекта АРК.

Диапазон частот АРК от I50 до I799,5 КГц.

Двумя наборными устройствами на ПУ АРК может быть настроен на две любые частоты в рабочем диапазоне с минимальным интервалом 500 Гц и возможностью выбора в поле любой из них с помощью переключателя КАНАЛ I–2.

Включается АРК при установке переключателя режимов на ПУ АРК на любой режим работы КОМ, АНТ, РАМ, при этом включается подсвет шкал.

Режим КОМ – основной режим работы, обеспечивающий автоматическое однозначное пеленгование радиостанций.

Режим АНТ – в этом режиме АРК используется в качестве средневолнового радиоприемника.

Режим РАМ – режим, обеспечивающий прослушивание сигналов радиостанций в условиях электростатических помех, причем настройка на максимальный уровень сигнала осуществляется нажатием кнопки РАМКА на ПУ АРК.

Значения КУР индицируются приборами РМИ–2 № I и № 2 на приборных досках пилотов и указателем УШДБ–2 на средней приборной доске, рис. 8.I7.4.I.

Отсчет КУР производится по неподвижной шкале:
стрелкой I от АРК № I и стрелкой 2 от АРК № 2, для чего переключатели на приборах РМИ–2 и переключатели УШДБ и СПУ на верхнем электрощитке пилотов устанавливаются в положение АРК.

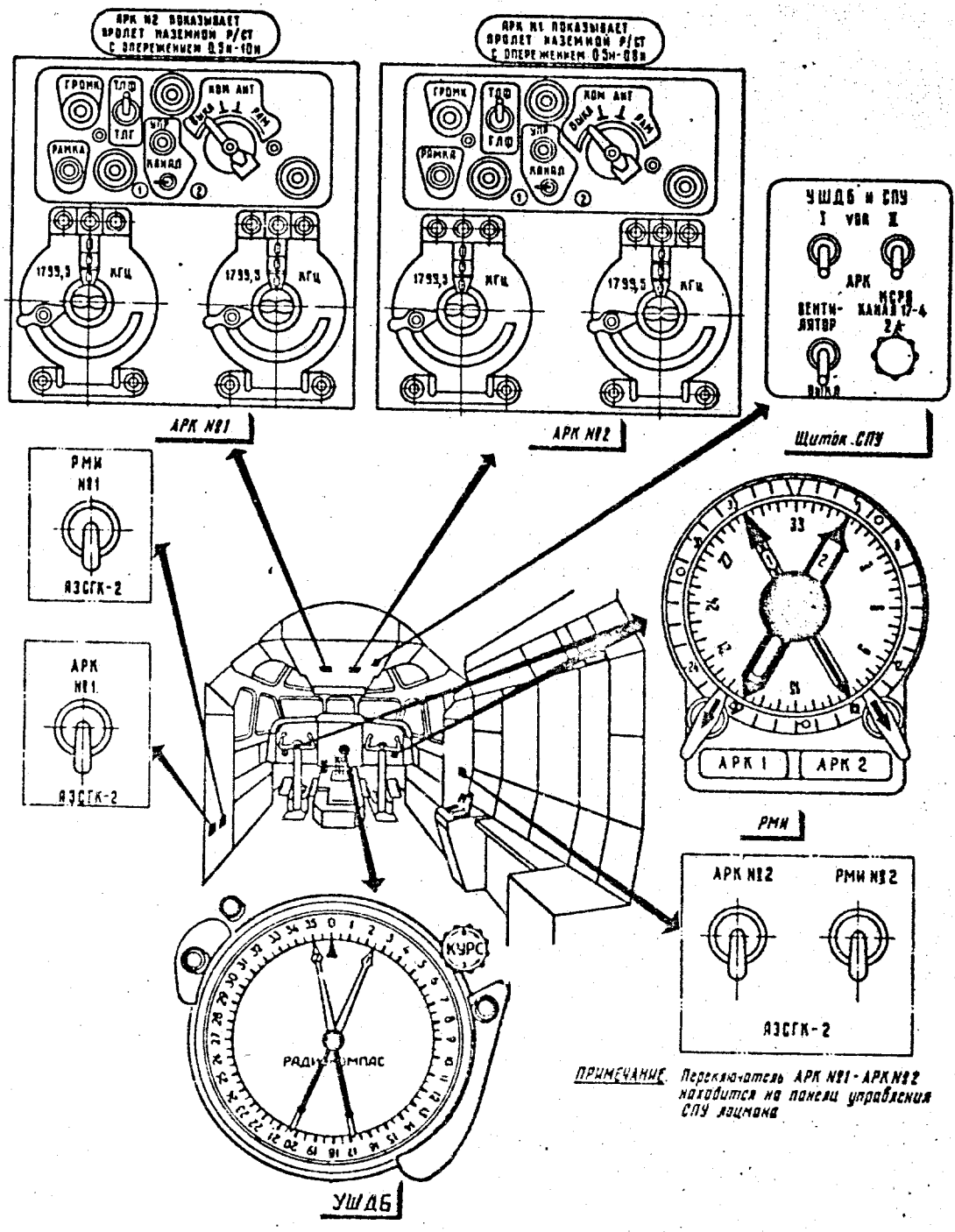
Прослушивание сигналов радиостанций обеспечивается обоим пилотам и нештатному члену экипажа при установке переключателя радиосредств на абонентском аппарате СПУ в положение АРК I или АРК 2, а также переключателей на приборах РМИ–2 для пилотов и переключателей УШДБ и СПУ для нештатного члена экипажа (лоцмана) в положение АРК I и АРК 2.

Громкость сигнала в телефонах авиагарнитуры регулируется ручками ГРОМК на ПУ АРК и ОБЩАЯ на абонентском аппарате СПУ.

Сигнал должен прослушиваться также через громкоговорители кабины экипажа при выполнении указанных операций КВС.

Питается АРК от сетей постоянного тока через АЗС левой (АРК № I) и правой (АРК № 2) панели АЗС и переменного тока через предохранители ПМ с левой (АРК № I) и правой (АРК № 2) РК~36 В.

(прод.)



Органы управления и контроля АРК

Рис. 8.17.4.1

(прод)

8.17.5. Аппаратура навигации и посадки

8.17.5.1. Эксплуатационные ограничения

Одновременную работу курсовых приемников "Курс МП" с радиостанциями "Баклан" № 1 и № 2 в режиме передачи с разносом частот соответственно менее 2,5 МГц необходимо регламентировать по времени.

При обесточивании основной электросети обеспечивается автоматическое переключение приборов РМИ КВС и 2/П на питание от аварийного преобразователя переменного тока 36 В.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ИСПОЛЬЗОВАТЬ В РЕЖИМЕ VOR И ILS (см. подпункт (8) пункта 2.7) АППАРАТУРУ "Курс МП-70" НЕСООТВЕТСТВУЮЩУЮ ТРЕБОВАНИЯМ ИКАО (НЕ ДОРАБОТАННУЮ ПО ЗАЩИТЕ ОТ ПОМЕХ, СОЗДАВАЕМЫХ УКВ ЧМ РАДИОСТАНЦИЯМИ).*

*До выполнения доработок "Курс МП-70" по бюллетеню № 1-97БД

8.17.5.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(I) Включение	АЗС КУРС-МП № I и СИГНАЛИЗ. на левой панели АЗС и КУРС-МП-2 на правой панели АЗС – включить
	Выключатели КУРС-МП № I и № 2. на верхнем электрощитке пилотов – включить
(2) Проверка полукомплекта № I	Проверка производится с помощью встроенного контроля на ПУР СД-75 № I
(а) в режиме навигации по VOR	Переключатели I, II УШДБ и СПУ на верхнем электрощитке пилотов – в положение VOR
	Переключатель на приборах РМИ-2 – в положение VOR1 (VOR2)
	Переключатель АВТОМ-РУЧН на ПУР СД-75 № I – в положение РУЧН
	Переключатель ДМЕ- VOR- ЗАХВАТ на ПУР СД-75 № I – в положение ДМЕ - VOR
	Ручками МГц и КГц на ПУР СД-75 № I – установить частоту радиомаяка ДМЕ- VOR
	Селектор курса № I – установить азимут равный 0
	Кнопка КОНТРОЛЬ с символом ⊕ на ПУР СД-75 № I – нажать
	Значение азимута на приборах РМИ-2 и указателе УШДБ-2 должно установиться в пределах 357...003°, а курсовая планка ПНП – в нулевое положение и горит зеленая лампа НА на среднем пульте пилотов.
	Селектор курса № I – установить азимут равный I80°
	Кнопка КОНТРОЛЬ с символом ⊕ на ПУР СД-75 № I – нажать
	Значение азимута на приборах РМИ-2 и указателе УШДБ-2 должно установиться в пределах I77...I83°, а курсовая планка ПНП – в нулевое положение и горит зеленая лампа ОТ на среднем пульте пилотов.

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(б) в режиме посадки по СП-50 (ILS)	Переключатель ILS – КАТЕТ – СП-50 на селекторе режимов – в положение СП-50 (ILS)
	Переключатель МАРШРУТ – ПОСАДКА на селекторе режимов – в положение ПОСАДКА
	Ручками МГц и кГц на ПУР СД-75 № I – установить частоту канала посадки СП-50 (ILS)
	Переключатель радиосредств на абонентском аппарате СПУ – в положение VOR1 (VOR2)
	Кнопку КОНТРОЛЬ с символом ⊕ – нажать
	Курсовая и глиссадная планка на ПНП должны установиться в положение, близкое к нулю. Должны загореться светосигнальные табло среднего маркера МАРКЕР II, звенеть звонок.
	Горят светосигнализаторы KI и GI на селекторе режимов.
	Кнопку КОНТРОЛЬ с символом ⊙ на ПУР СД-75 № I – нажать
	Курсовая и глиссадная планки на ПНП должны отклониться влево и вверх и установиться между крайней и средней точкой, должны загореться табло дальнего маркера МАРКЕР I, звенеть звонок.
	Кнопку КОНТРОЛЬ с символом ⊕ на ПУР СД-75 № I – нажать
	Курсовая и глиссадная планки на ПНП должны отклониться вправо и вниз и установиться между крайней и средней точкой, должны загореться табло ближнего маркера МАРКЕР III, звенеть звонок.
(3) Проверка полукомплекта № 2	Проверить работу второго полукомплекта в той же последовательности, что и первого, используя для этого ПУР СД-75 № 2 и селектор курса № 2.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(4) Использование в полете в режиме навигации по VOR	Переключатели I, II УШИБ и СПУ на верхнем электрощитке пилотов – в положение VOR
	Переключатели на приборах РМИ-2 – в положение VOR I, (VOR2)
	Переключатель МАРШРУТ-ПОСАДКА – в положение МАРШРУТ
	Переключатели селекторов курса № I и № 2 – установить значение заданного курса
	Выбор рабочих каналов осуществлять с ПУР СД-75 № I и № 2
	Переключатель АВТОМ-РУЧН – в положение РУЧН
	Переключатель ДМЕ-VOR – ЗАХВАТ – в положение ДМЕ-VOR
	Ручками МГц и КГц – установить рабочую частоту радиомаяка VOR-ДМЕ
	На приборах РМИ-2 отсчет азимута маяка VOR производится против стрелки по подвижной шкале магнитного курса, а $КУР_{VOR}$ по неподвижной шкале. При этом, если полет выполняется на радиомаяк, будет гореть светосигнализатор НА, если от маяка, то светосигнализатор ОТ.
	При отсчете $КУР_{VOR}$ по УШИБ-2 на лицевой панели его кремальерой КУРС установить 0 шкалы против индекса $\bigtriangledown$, а для отсчета азимута – значение МК + 180°.
	Кнопку АЗ-I (АЗ-II) на ПН-5 – нажать
	При этом на приборе ПНП левом (правом) убирается блинкер К и загорается светосигнальное табло VOR .
	Для выхода на ЛЗП довернуть самолет в сторону курсовой планки на ПНП и следовать с полученным курсом до прихода курсовой планки к центру шкалы.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(5) Использование в полете в режиме навигации (посадки) по радиомаякам VOR(ILS), не совмещенным с радиомаяками ДМЕ	Для настройки СД-75 на частоту радиомаяка ДМЕ, не совмещенного с радиомаяками VOR (ILS), и обеспечения последующей независимой перестройки каналов по системам VOR (ILS) необходимо: Переключатель ДМЕ-VOR-ЗАХВАТ - в положение ДМЕ-VOR Ручками МГц и кГц нужную частоту канала для работы с радиомаяком ДМЕ - установить Переключатель ДМЕ-VOR-ЗАХВАТ - в положение ЗАХВАТ Ручками МГц и кГц нужную частоту канала для работы с радиомаяком VOR (ILS) - установить В СД-75 при этом будет сохранена настройка на ранее установленный (в положении ДМЕ-VOR) канал
(6) Заход на посадку по СП-50 (ILS)	Переключатель ILS-КАТЕТ-СП-50 - в положение СП-50 (ILS) Переключатель МАРШРУТ-ПОСАДКА - в положение ПОСАДКА Ручками МГц и кГц на ПУР СД-75 № I и № 2 - установить рабочую частоту посадочного радиомаяка Переключатель на приборах РМИ - в положение АРК I и АРК 2 (при заходе по СП-50) или VOR1 и VOR2 (при заходе по ILS) Убедиться в правильности выбора рабочей частоты прослушиванием позывных сигналов маяков через СПУ (только при использовании системы ILS). Переключатель ИНДИКАЦИЯ ПНП-ПРАВ на ПН-6 - в положение ПОС При захвате зоны посадочного курсового радиомаяка первым или вторым полукомплектом "Курс-МП" на селекторе режимов загораются соответственно зеленые светосигнализаторы К1 или К2, а на ПНП убирается бленкер К. Кнопку ЗАХОД на приставке ПН-5 - нажать перед выполнением разворота, при этом она загорается

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	При захвате зоны посадочного глиссадного радиомаяка первым (вторым) полукомплектом КУРС-МП на селекторе режимов загорается зеленый светосигнализатор ГГ (Г2), а на ПНП убирается бленкер Г. Перед входом в глиссаду режим ГЛИССАДА включается автоматически или вручную, для чего: Кнопку-лампу ГЛИСС на ШН-5 - нажать, при этом она загорается После входа самолета в зону курсового и глиссадного радиомаяков движение самолета по равносигнальным линиям контролировать по нахождению глиссадной планки ПНП в центре шкалы.

(прод)

8.I7.5.3. Неисправности

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(I) Открылись бленкеры К (Г) ПНП, нет индикации по планкам курса и глиссады	АЗС КУРС-МП № I и № 2 и СИГНАЛИЗ на левой и правой панелях АЗС – проверить включение Повторное автоматическое выключение АЗС после их включения свидетельствует о неисправности аппаратуры, неисправную аппаратуру (полукомплект) выключить. Выключатели КУРС-МП № I и № 2 на верхнем электрощитке пилотов – проверить включение
(2) В режиме навигации по VOR открылись бленкеры К и нет отклонений планки курса на ПНП, не горят светосигнализаторы КI (К2) на селекторе режимов	На ПУР СД-75 исправного полукомплекта установить ту же частоту, а на селекторе курса тот же курс. Произвести переход на другой полукомплект вручную нажатием кнопок АЗI (АЗП) на приставке ПЦ-5, предварительно вызвав индикацию на правый ПНП переключателем ИНДИКАЦИЯ ПНП–ПРАВ.
(3) В режиме посадки по СП-50 (ILS) (на ПНП) открылись бленкеры К и Г и нет индикации по планкам курса и глиссады; на селекторе режимов не горят светосигнализаторы КI (К2) ГI (Г2)	Второй полукомплект на частоту радиомаяка системы посадки – настроить
(4) На селекторе режимов не горят светосигнализаторы ГI (Г2) и КI(К2) на средней приборной доске не горят светосигнальное табло РЕЗЕРВА НЕТ Г и РЕЗЕРВА НЕТ К	По приборам ПНП, учитывая, что один из полукомплектов КУРС-МП отказал – продолжать пилотирование

(прод.)

8.I7.5.4. Краткое описание

Аппаратура КУРС-МП предназначена для:
- самолетовождения по радиомаякам VOR, определения курсового угла и выдачи данных $КУР_{VOR}$ на приборах РМИ-2 и указателе УШДБ-2;
- определения угловых отклонений от равносигнальных зон наземных курсоглиссадных маяков посадочных систем СП-50 и ILS и выдачу указанной информации в АБСУ и приборы ПНП;
- определения углового отклонения от заданного азимута при полете НА и ОТ радиомаяка VOR и выдачу данных об отклонении от заданного селектором курса на приборы ПНП и в АБСУ.

Бортовая аппаратура КУРС-МП состоит из двух полукомплектов, установленных на единой раме.
При посадке предусмотрено автоматическое резервирование первого полукомплекта вторым. В режиме навигации резервирование обеспечивается только вручную.

Выбор рабочих каналов и управление режимами работы полукомплектов аппаратуры КУРС-МП и дальномеров СД-75 № I и № 2 осуществляется с объединенных пультов управления режимами (ПУР СД-75 № I и № 2 соответственно).
Выбор режимов работы и установка заданного азимута производится с селектора режимов и селекторов курса № I и № 2.
Индикаторами аппаратуры являются приборы РМИ-2 и ПНП КВС и 2/П.
Подключение стрелок прибора РМИ-2 к выходу соответствующего полукомплекта осуществляется установкой переключателей на лицевой панели прибора в положения VOR1 и VOR2.

Подключение стрелок указателя УШДБ-2 к выходу аппаратуры КУРС-МП осуществляется переключателем I, II УШДБ и СПУ. В положении VOR переключателем I подключается стрелка I указателя к полукомплекту КУРС-МП № I или АРК № I, а переключателем II – стрелка 2 указателя к полукомплекту КУРС-МП № 2 или АРК№ 2.
Подключение планок положения и бленкеров прибора ПНП 2/П к аппаратуре КУРС-МП в режиме посадки и навигации осуществляется с приставки ПН-6 переключателем ИНДИКАЦИЯ ПНП-ПРАВ.
Подключение планок положения и бленкеров прибора ПНП КВС к аппаратуре КУРС-МП осуществляется с приставки ПН-5 в режимах посадки кнопкой-лампой ЗАХОД, а в режиме навигации кнопками-лампами АЗ-I (к I полукомплекту) и АЗ-II (ко 2 полукомплекту).
При включении этих кнопок соответствующие сигналы КУРС-МП также выдаются и в АБСУ.
Пролет маркерных радиомаяков сигнализируется звонком с интервалом соответствующим позывным сигналам маяка: тире – дальний маркер, точки тире – средний и точки – ближний в системе ILS; тире – дальний, точки – ближний в системе СП-50, а также прерывистым, в такт со звонком, загоранием светосигнальных табло: синего МАРКЕР I (дальний), желтого МАРКЕР II (средний), белого МАРКЕР III (ближний) в системе ILS, два раза белого МАРКЕР III (дальний и ближний маркеры в системе СП-50.

(прод.)

Прослушивание позывных сигналов навигационных радиомаяков обеспечивается обоим пилотам и лоцману при установке переключателей радиосредств на абонентском аппарате СПУ и дополнительных переключателей в положение VOR1 (VOR2).

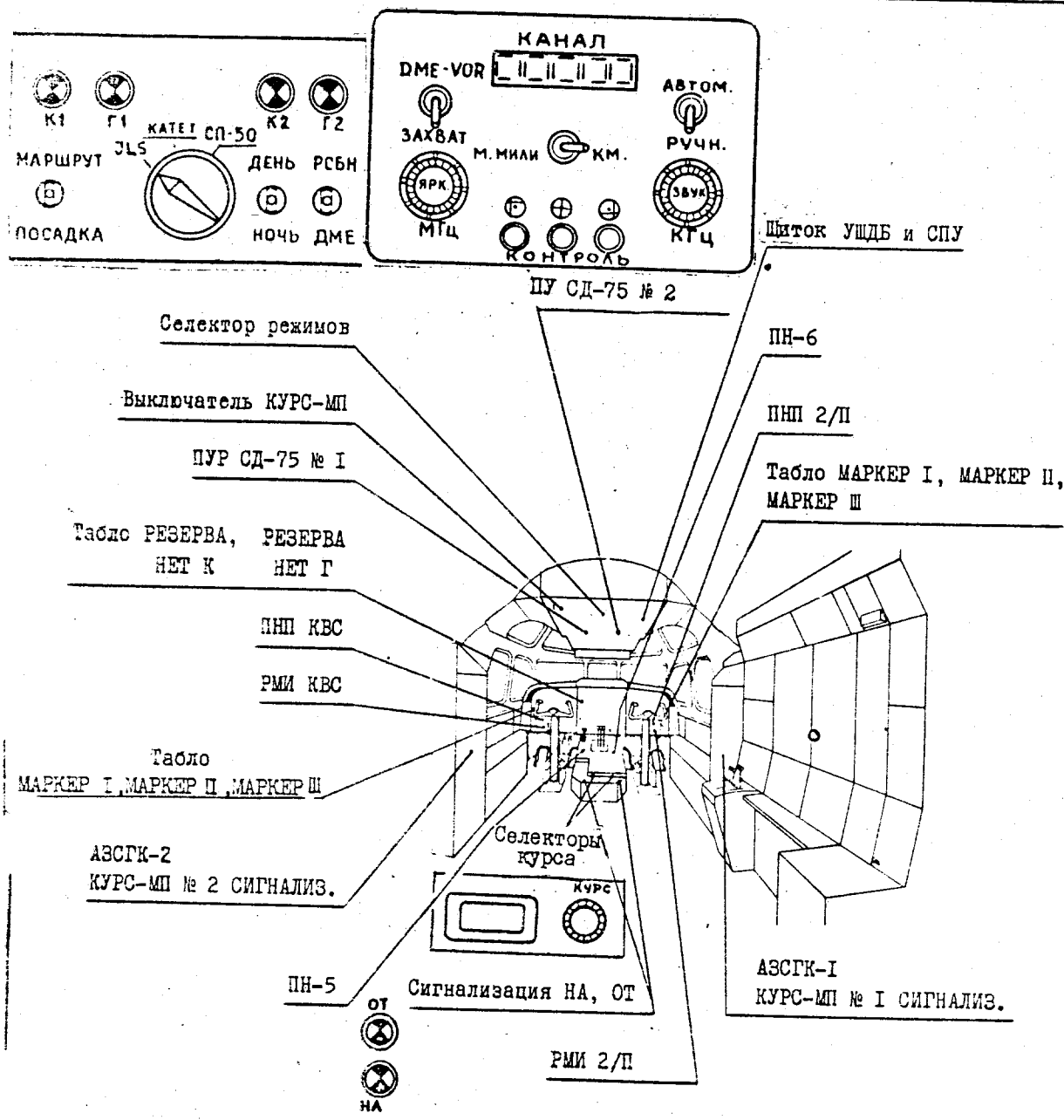
Питание аппаратуры осуществляется от бортовых сетей постоянного (+27В) и переменного (~115В и 36В 400Гц) тока, причем включение питания первого и второго полукомплекта производится раздельно.

Полукомплект № 1 питается от левых сетей +27В и 36В, а полукомплект № 2 – от правых сетей +27В и ~ 36В.

Питание ~115В выполнено от шин НПК.

Защита цепей питания постоянного тока выполнена автоматами АЗСГК, а цепей 36В и 115В плавкими предохранителями, размещенными соответственно в левых и правых РК 36В и 115В.

(прод.)



Органы контроля и управления системы КУРС-МП
Рис. 8.I7.5.I

(прод.)

8.I7.6. Дальномер СД-75

8.I7.6.I. Эксплуатационные ограничения – не установлены

8.I7.6.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(I) Включение	АЗС СД-75 № I и № 2 на левой и правой панелях АЗС – включить
	Выключатели СД-75 № I и № 2 на верхнем электрощитке пилотов – включить
	Через I-3 мин на ПУР СД-75 в индикаторных сегментах высвечиваются "черточки"
(2) Проверка с помощью встроенного контроля	Переключатель радиосредств на абонентском аппарате СПУ – в положение ДМЕI(ДМЕ2)
	Переключатели на приборах РМИ-2 – в положение VOR1 и VOR2
	Кнопку КОНТРОЛЬ ⊕ на ПУР СД-75 № I (№ 2) – нажать и отпустить
	При этом на индикаторах ИСД-I проверяемого дальномера поочередно индицируются: в течение I-2 с мигают нули, затем в течение I-2 с "черточки", высвечивается значение 402-402,9 км, а затем в течение 5-I5 с контрольное значение дальности 2,3±0,4 км (I,2±0,2 мили).
	После окончания режима контроль на индикаторе ИСД-I вместо контрольного значения дальности появляются "черточки". Звуковой сигнал опознавания прослушивается только при нажатой кнопке КОНТРОЛЬ ⊕
(3) Использование	Переключатель АВТОМ-РУЧН на ПУР СД-75 – в положение РУЧН
	Переключатель ДМЕ-VOR – ЗАХВАТ на ПУР СД-75 – в положение ДМЕ-VOR
	Ручками МГц и КГц на ПУР СД-75 – установить частоту радиомаяка
	Переключатель РСБН-ДМЕ на селекторе режимов – в положение ДМЕ
	Переключатель М.МИЛИ-КМ на ПУР СД-75 – в соответствующее положение
	Левой внутренней ручкой ЯРК на ПУР СД-75 – отрегулировать яркость свечения цифр индикатора КАНАЛ

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Переключатель радиосредств на абонентском аппарате СПУ - в положение ДМЕ1(ДМЕ2)
	Переключатели на приборах РМИ-2 - в положение VOR1 и VOR2
	Прослушать позывные радиомаяка и по индикатору ИСД-I отсчитать дальности до радиомаяка.
(4) Использование режима ЗАХВАТ для полетов по несовмещенным радиомаякам VOR и ДМЕ	Для настройки СД-75 на частоту радиомаяка ДМЕ, несовмещенного с радиомаяком VOR (ILS) и последующего обеспечения независимой перестройки рабочих частот радиомаяков системы VOR (ILS) необходимо:
	Ручками МГц и КГц нужную частоту канала для работы с радиомаяком ДМЕ - установить
	Переключатель ДМЕ-VOR-ЗАХВАТ - в положение ЗАХВАТ
	Ручками МГц и КГц нужную частоту канала для работы с радиомаяком VOR (ILS) - установить
	В СД-75 при этом будет сохранена настройка на ранее установленный (в положении ДМЕ-VOR) канал ДМЕ независимо от последующего выбора частот ручками МГц и КГц, а на индикаторных сегментах вновечивается набираемая этими ручками частота.
(5) Отключение режима ЗАХВАТ	Переключатель ДМЕ-VOR-ЗАХВАТ - в положение ДМЕ-VOR
	СД-75 при этом перестроиться на радиомаяк в соответствии с той частотой, которая набрана и высвечивается на индикаторных сегментах ПУР СД-75.

(прод.)

8.I7.6.3. Неисправности

Проявление неисправности	Необходимые действия
(I) Отсутствуют показания дальности	АЗС и АЗФ СД-75 № I и № 2 на правой и левой панелях АЗС и генераторов – проверить включение
(2) На индикаторе ИСД-I № I (№ 2) мигают "черточки"	Перейти на другой частотный канал
(3) На индикаторе ИСД-I № I (№ 2) мигают нули	Перейти на работу с другим комплектом
(4) При нажатии на кнопки КОНТРОЛЬ с символом ⊕ не отрабатывается контрольное значение дальности 2,3 ±0,4 км	Показаниями неисправного дальномера не пользоваться

(прод.)

8.I7.6.4. Краткое описание

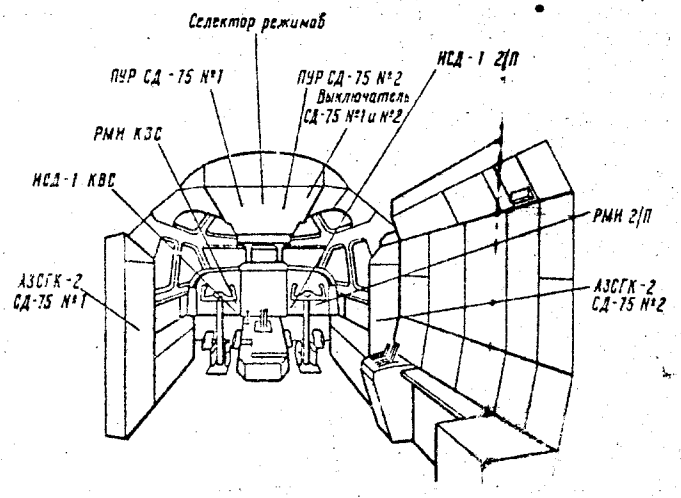
Дальномер СД-75 предназначен для измерения наклонной дальности от радиомаяков системы ДМЕ до самолета.
При полетах по совмещенным радиомаякам VOR -ДМЕ навигационно-посадочная система КУРС-МП и дальномер СД-75 используются совместно для определения местоположения самолета в полярных координатах (азимут и дальность). Поэтому выбор рабочих частот производится одновременно для СД-75 и КУРС-МП с объединенного пульта управления режимами (ПУР СД-75) № I и № 2, рис. 8.I7.6.I.

Значение дальности от радиомаяка ДМЕ индицируется на индикаторах ИСД-I № I (СД-75 № I) и ИСД-I № 2 (СД-75 № 2), размещенных соответственно на приборных досках КВС и 2/П.

Значение дальности может индицироваться в километрах или морских милях в зависимости от положения переключателя М.МИЛИ – КМ на индикаторе ИСД-I.

Прослушивание сигнала опознавания радиомаяков ДМЕ обеспечивается через телефоны авиагарнитуры каждого пилота и лоцмана при установке переключателя радиосредств на абонентском аппарате СПУ в положение ДМЕ I (ДМЕ 2). Сигналы опознавания совмещенных радиомаяков VOR -ДМЕ являются "связанными" и прослушиваются от соответствующего полукомплекта КУРС-МП и СД-75 слитно, как двухбуквенная посылка.

Питание дальномеров осуществляется постоянным током от левой сети – СД-75 № I, от правой СД-75 № 2, а от сети ~ II5 В СД-75 № I с РК генераторов левой, а СД-75 № 2 с РК генераторов правой. Защита цепей питания выполнена по постоянному току автоматами тока АЗСГК, а переменного тока АЗФ.



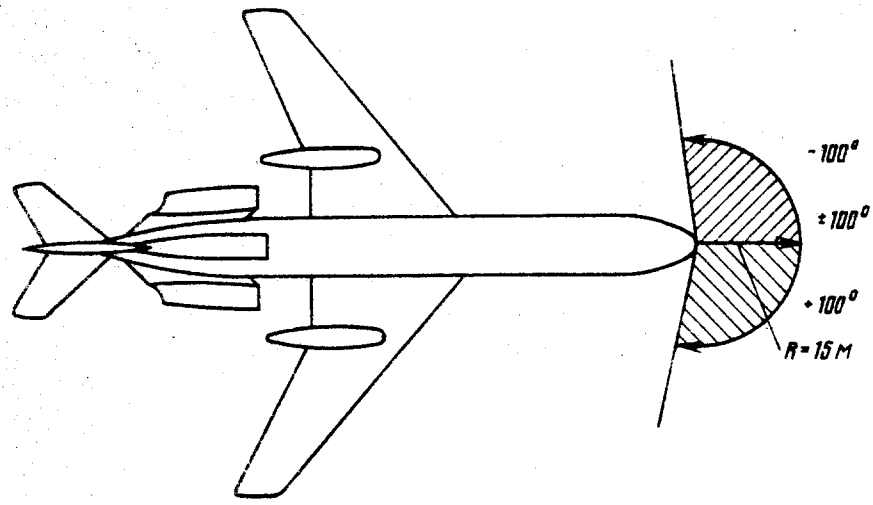
Органы контроля и управления дальномеров СД-75
Рис. 8.I7.6.I
(прод.)

8.I7.7. Радиолокационная станция "Гроза-I54М"

8.I7.7.I. Эксплуатационные ограничения

Время готовности к работе: минимальное - 3 мин, нормальное - 4 мин, максимальное - 5 мин.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВО ВРЕМЯ ПРЕДПОЛЕТНОЙ ПРОВЕРКИ РЛС ПЕРЕВОДИТЬ ЕЕ ИЗ РЕЖИМА "ГОТОВ" В ЛЮБОЙ ДРУГОЙ РЕЖИМ, ЕСЛИ В ОПАСНОЙ ЗОНЕ (СМ. РИС. 8.I7.7.I) НАХОДЯТСЯ ЛЮДИ, ЗАПРЕЩАЕТСЯ.



Опасная зона при работе РЛС в режиме излучения на земле
Рис. 8.I7.7.I

(прод)

8.I7.7.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(I) При осмотре внутри самолета	Исходное положение органов управления:	
	АЗС ГРОЗА (левая панель АЗС) на ШУ	– убедиться во включении
	Переключатель режимов	– ГОТОВ
	Выключатель СТАБ–ОТКЛ	– СТАБ
	Переключатель ПРД I–II	– I
	Регулятор НАКЛОН	– 0
	Регулятор МАСШТАБ КМ	– IO (левое)
	На индикаторе:	
	Регулятор ЯРКОСТЬ	– среднее положение
	Регулятор КОНТРАСТ	– среднее положение
	Регулятор МЕТКИ	– среднее положение
(2) Перед запуском двигателей (после включения наземного электропитания)	Проверить функционирование РЛС	
	Клавиша РЛС	– нажать, проконтролировать загорание светосигнализаторов РЛС на индикаторах
	Переключатель режимов	– ЗЕМЛЯ, через 3–5 мин после включения проконтролировать появление секторной развертки на индикаторах

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
	Регулятор МАСШТАБ КМ	– плавно вращать от 10 до 375, проконтролировать появление и плавное перемещение меток дальности
	Регулятор МЕТКИ	– плавно вращать ВПРАВО, а затем ВЛЕВО, проконтролировать плавность изменения яркости меток дальности
	Регулятор МАСШТАБ КМ	– вернуть в левое положение
	Рукоятки ЯРКОСТЬ, КОНТРАСТ, НАКЛОН	– подобрать оптимальное изображение на индикаторе
	Переключатель режимов	– ГОТОВ
	Переключатель ПРД I–II	– положение II
	Выполнить проверку второго полукомплекта аналогично первому полукомплекту.	
	Выключение РЛС:	
	Клавиша ОТКЛ	– нажать и отпустить, проконтролировать погасание светосигнализаторов РЛС на индикаторах
(3) Использование в режиме МЕТЕО	Переключатель режимов	– МЕТЕО
	Регулятор МАСШТАБ КМ	– 200 (на экране 4 метки по 25 км и одна 100 км)
	Регулятор ЯРКОСТЬ	– установить едва видимую линию развертки
	Регулятор НАКЛОН	– нулевое положение
	Регулятор МЕТКИ	– из крайнего левого положения повернуть вправо до появления достаточно различимых меток дальности

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	После обнаружения гидрометеообъекта: Регулятор МАСШТАБ КМ – поворотом влево по мере приближения к метеообъекту плавно увеличивать масштаб до 100...75 км Переключатель режимов – КОНТУР, по темным пятнам, обрамленным яркой окантовкой, определить наиболее опасные очаги гроз ПРИМЕЧАНИЕ. Режим КОНТУР работает с расстояния до метеообразования 100 км. Регулятор МЕТКИ – поворотом вправо включить подрежим УКАЗАНИЯ АЗИМУТАЛЬНОГО НАПРАВЛЕНИЯ НА ОПАСНЫЕ ОЧАГИ ГРОЗ. Очаги гроз, в направлении которых яркие азимутальные выбросы по дальности выходят за пределы специально нанесенного кольца на светофильтре индикатора, являются наиболее опасными ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ВКЛЮЧЕНИИ ПОДРЕЖИМА "УКАЗАНИЯ АЗИМУТАЛЬНЫХ НАПРАВЛЕНИЙ" НА ЭКРАНЕ НАРЯДУ С АЗИМУТАЛЬНЫМИ ВЫБРОСАМИ ОТ ОЧАГОВ ГРОЗ МОГУТ ПОЯВЛЯТЬСЯ ПОМЕХИ В ВИДЕ ЯРКОСТНЫХ ЗАСВЕТОК (ВСПЛЕСКОВ) ПО АЗИМУТУ. Подрежим УКАЗАНИЯ АЗИМУТАЛЬНЫХ НАПРАВЛЕНИЙ используется в качестве вспомогательного и может быть выключен поворотом регулятора МЕТКИ влево до пропадания помех и азимутальных выбросов. ОБХОД ГРОЗ Маневр обхода грозового очага рекомендуется выполнять в сторону против ветра и начинать его, когда самолет находится от грозового очага на расстоянии 50 км (при включенном режиме КОНТУР).

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	После выполнения створота и прохода траверза грозового очага начать маневр выхода на ЛЗП. При необходимости прохода между двумя очагами фронтальных гроз расстояние между очагами должно быть не менее 50 км. При подходе к выбранному коридору пролета фронтальных гроз необходимо учитывать, что ширина его не остается постоянной, особенно при интенсивной грозовой деятельности
(4) Использование в режиме ЗЕМЛЯ	Переключатель режимов – ЗЕМЛЯ Регулятор МАСШТАБ КМ – 200...250 км Регулятор НАКЛОН – положение ВНИЗ $1...2^{0}$ до появления изображения земной поверхности Наклон антенны следует прекратить сразу же после получения на индикаторе непрерывного изображения незастроенных участков суши без провалов с достаточно четкой засветкой до максимальных дальностей (фон земли). Рукоятками ЯРКОСТЬ и КОНТРАСТ – установить четкое и оптимальное для наблюдения изображение Рукояткой МЕТКИ – установить яркость масштабных меток дальности с достаточной видимостью их на фоне изображения земной поверхности При необходимости выделения объекта (города или водоема) на фоне изображения земной поверхности производить его рукоятками НАКЛОН, МАСШТАБ КМ и КОНТРАСТ, устанавливая их в оптимальные положения. При сомнениях в нормальной работе РЛС (при полетах над водной поверхностью или над сушей с малоотражающей поверхностью) использовать режим встроенного контроля, для чего: Переключатель режимов – КОНТР (а) Для проверки приемопередающего канала: Регулятор МЕТКИ – крайнее левое положение

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Регулятор МАСШТАБ КМ – крайнее правое положение При этом, если в начале развертки просматривается зондирующий импульс передатчика, приемопередающий тракт исправен. (б) Для проверки исправности канала стабилизации луча антенны по крену и тангажу: Рукоятку МЕТКИ – повернуть вправо до получения трех яркостных секторов, подтверждающих исправность канала стабилизации

(прод)

8.I7.7.3. Неисправности

Проявление неисправности	Необходимые действия
(I) Отсутствует изображение при наличии разверток на обоих индикаторах	Это свидетельствует об отказе приемопередатчика. Переключатель ПРД I–II – в положение II (или наоборот). Обеспечивается работа с резервным ПРД.
(2) При эволюциях самолета изображение "смазывается" в сторону крена или тангажа	Это свидетельствует об отказе канала стабилизации луча антенны. Переключатель СТАБ–ОТКЛ – в положение ОТКЛ. Обеспечивается работа без стабилизации луча антенны.

8.I7.7.4. Краткое описание

(I) Радиолокационная станция предназначена для обнаружения активных грозовых фронтов с целью обхода наиболее опасных зон маневром по курсу, а также для ведения ориентировки по радиолокационному изображению земной поверхности при выполнении полетов ночью, за облаками и в сложных метеорологических условиях. РЛС состоит из двух приемопередатчиков, антенны, пульта управления и двух индикаторов. Наличие двух индикаторов обеспечивает возможность использования РЛС одновременно КВС и 2/П.
Антенна сканирует в азимутальном секторе ± I00°, а также имеется возможность наклона зеркала антенны в вертикальной зоне + I0 + – I5° с помощью ручного дистанционного управления.

(2) Оперативные органы управления РЛС размещены на пульте управления и лицевых панелях индикаторов.

Управление РЛС осуществляет 2/П.

На лицевой панели пульта управления размещены:

(а) Две клавиши РЛС и ОТКЛ.

(б) Переключатель режимов работы, имеющий положения:

- ГОТОВ – РЛС находится в готовности к включению в немедленную работу (все блоки под током, но излучение отсутствует). Для полного включения достаточно установить переключатель режимов в одно из следующих положений: ЗЕМЛЯ, МЕТЕО, КОНТУР или КОНТР (в положении КОНТР производится контроль работоспособности РЛС с излучением. Этот режим не является рабочим);
- ЗЕМЛЯ – РЛС работает в режиме просмотра земной поверхности веерным лучом на масштабе до 200 км.

  На масштабах от 200 до 300 км просмотр осуществляется попеременным автоматическим переключением веерного и узкого лучей антенны.

  На масштабе более 300 км антенна работает только в режиме узкого луча.

  Зона обзора – передний сектор $\pm$ 100°.

  Дальность обзора меняется плавным изменением масштаба развертки индикатора поворотом регулятора МАСШТАБ КМ от 10 до 375 км;
- МЕТЕО – РЛС работает в режиме просмотра воздушного пространства узким лучом. Зона обзора по азимуту $\pm$ 100°. Масштабы дальности развертки те же, что и в режиме ЗЕМЛЯ. В этом режиме, при установке антенны по наклону на нуль, метеообразования (кучевая облачность, грозовые очаги и фронтальные грозы) на экране изображаются в виде яркостных отметок различной величины. В этом же режиме может работать подрежим УКАЗАНИЯ АЗИМУТАЛЬНОГО НАПРАВЛЕНИЯ на опасные очаги гроз. Подрежим включается в работу поворотом рукоятки МЕТКИ (на индикаторе) вправо до появления на экране азимутальных выбросов;
- КОНТУР – РЛС работает подобно режиму МЕТЕО.

  Наиболее опасные зоны в облачности на экране изображаются в виде черных пятен с яркой окантовкой;
- КОНТР – в этом режиме осуществляется проверка работоспособности РЛС встроенным контролем с индикацией на экранах индикаторов специального теста.

(в) МАСШТАБ КМ – регулятор плавного изменения масштаба развертки на экране индикаторов. При помощи этого регулятора (потенциометра) имеется возможность плавно регулировать масштаб просматриваемых зон местности в режиме ЗЕМЛЯ или воздушного пространства в режиме МЕТЕО и КОНТУР. Масштаб изменяется плавно от 10 до 375 км.

(прод)

Установка масштаба (выбор просматриваемой дальности) выполняется по количеству яркостных меток дальности, находящихся на развертке индикатора. Причем, до 100 км первые 4 метки 25-километровые, после 100 км – 100-километровые.

(г) НАКЛОН – регулятор ручного наклона луча антенны. Этим регулятором антенна вручную отклоняется в пределах +10 ... –15°.

Подбором оптимального наклона луча обеспечивается равноконтрастное радиолокационное изображение в режиме ЗЕМЛЯ в зависимости от просматриваемой дальности и высоты полета.

(д) Переключателем ПРД I–II – производится выбор рабочего приемопередатчика I или II, при этом неработающий приемопередатчик находится в горячем резерве.

(е) Выключатель СТАБ–ОТКЛ. Установкой выключателя в положение ОТКЛ выключается схема косвенной стабилизации луча антенны при отказе самолетной гировертикали или схемы стабилизации РЛС. Рабочее положение выключателя – верхнее (СТАБ).

(ж) Предохранители 27 В I А и 115 В 0,25 А – защищают цепи питания и формирования развертки РЛС.

ПУ оборудован встроенным освещением, которое включается и регулируется по яркости потенциометром СРЕДНИЙ ПУЛЬТ, размещенным на боковом пульте 2/П (рис. 8.17.7.2).

(3) Индикаторы. Включение различных режимов РЛС и установка необходимого масштаба развертки на индикаторах выполняется с ПУ.

Подбор оптимального радиолокационного изображения осуществляется раздельно на каждом индикаторе по желанию пилотов рукоятками ЯРКОСТЬ, КОНТРАСТ и МЕТКИ.

Индикаторы снабжены легкосъемными тубусами, которые могут быть сняты и закреплены на боковых пультах КВС и 2/П.

На передней панели индикатора размещены:

(а) Экран электронно-лучевой трубки с нанесенной на светофильтре сеткой курсовых углов.

(б) Три регулятора (переменных резистора):

- ЯРКОСТЬ – для регулировки яркости свечения экрана индикатора;
- КОНТРАСТ – для подбора оптимальной контрастности изображения в режиме ЗЕМЛЯ;
- МЕТКИ – для подбора оптимальной яркости меток дальности.

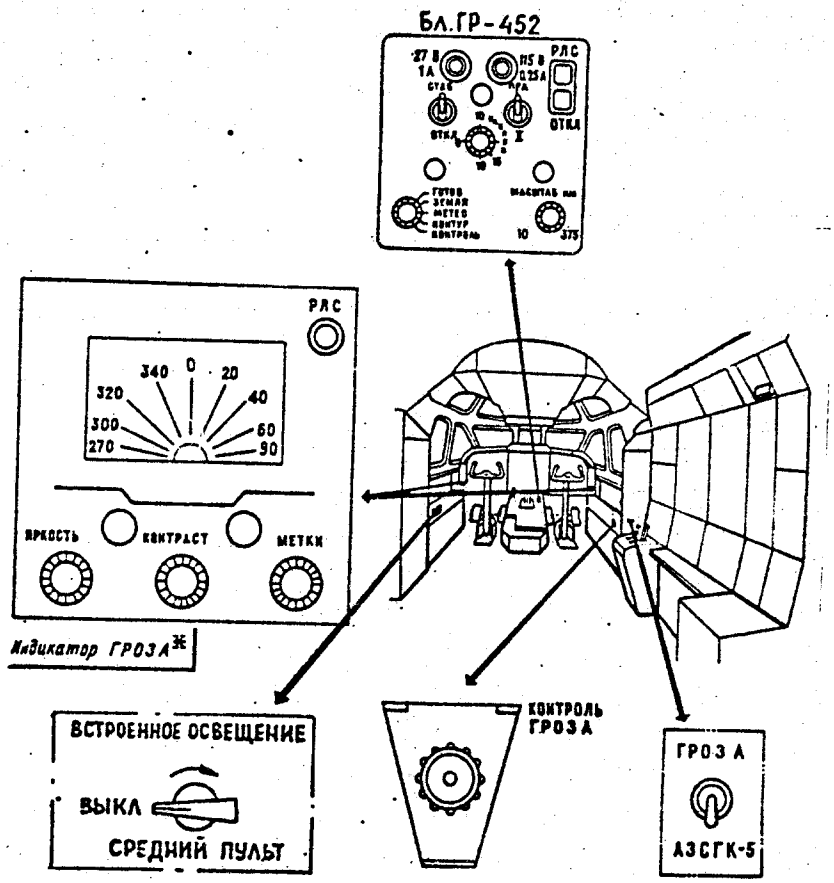
(в) Зеленый светосигнализатор РЛС – сигнализирующий наличие питания РЛС.

(4) Питание РЛС осуществляется от сетей переменного тока 200/115 В и 36 В правой сети и левой сети постоянного тока 27 В.

На боковом пульте 2/П размещен ШР КОНТРОЛЬ ГРОЗА для подключения наземного тестера (блока ГР II).

Размещение органов управления РЛС показано на рис. 8.17.7.2.

(прод)



* На самолетах ЦУ МВС, 235 ОАО и с № 85677 с установленной радиотехнической системой дальней навигации А-723 индикатор "Гроза" 2/П переносится на среднюю приборную доску пилотов.

Органы управления радиолокационной станцией "Гроза"
Рис. 8.I7.7.2

(прод)

8.I7.8. Система сигнализации опасной скорости сближения с землей (ССОС)

8.I7.8.I. Эксплуатационные ограничения

(I) Максимальное время готовности после включения питания – 3 мин.

(2) Система работает в диапазоне истинных высот 750+50 м

8.I7.8.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(I) Перед запуском двигателей	АЗС ССОС	– включить
	Выключатель РВ-5	– включить
	Загорание зеленого светосигнализатора ИСПР. ССОС	– проконтролировать
	Кнопки встроенного контроля $\triangle K$, H_I, $\dot{H}_I$, H_2 $V_{бк}$	– поочередно нажать
	Кнопку после срабатывания сигнализации ССОС	– отпустить
	При нажатии каждой кнопки в течение не более 20 с с начала нажатия должны периодически загораться табло ОПАСНО ЗЕМЛЯ и прерывисто звучать сирена.	
	ВНИМАНИЕ. Одновременное включение кнопок встроенного контроля не допускается.	
(2) Эксплуатация в полете	ВНИМАНИЕ. На высотах ниже 600 м скорость снижения самолета не должна превышать 5 м/с.	
(а) при взлете и в наборе на высотах до 250 м	При срабатывании сигнализации ОПАСНО ЗЕМЛЯ немедленно прекратить снижение самолета и перевести его в набор.	
(б) в полете (горизонтальном или снижении) над холмистой или горной местностью	При срабатывании сигнализации ОПАСНО ЗЕМЛЯ энергично перевести самолет в режим набора высоты с одновременной установкой РУД на взлетный режим и выдерживать его в течение 30 с	
	ВНИМАНИЕ. Если экипажу неизвестен характер местности, над которой производится полет, необходимо действовать в соответствии с рекомендациями для полета над холмистой или горной местностью.	

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(в) При снижении над равнинной местностью	При срабатывании сигнализации ОПАСНО ЗЕМЛЯ немедленно уменьшить вертикальную скорость снижения
(г) При выполнении предпосадочного маневра после выпуска шасси	При срабатывании сигнализации ОПАСНО ЗЕМЛЯ немедленно уменьшить вертикальную скорость снижения и проконтролировать правильность выдерживания заданного профиля снижения
(д) При заходе на посадку с убранным шасси после четвертого разворота	При срабатывании сигнализации ОПАСНО ЗЕМЛЯ уйти на второй круг. ПРИМЕЧАНИЕ. При полете на малых высотах в болтанку, а также при подходе к аэродрому со сложным рельефом поверхности на посадочной прямой, в том числе при полете по глиссаде с углом наклона не более 3° (полет над препятствием) возможно кратковременное, не более двух секунд, срабатывание сигнализации ОПАСНО ЗЕМЛЯ

8.I7.8.3. Неисправности

При погасании зеленого светосигнализатора ИСПРАВН ССОС продолжить полет до базового аэропорта. При заходе на посадку проявлять повышенное внимание.

8.I7.8.4. Краткое описание

Система ССОС предназначена для предупреждения экипажа об опасной скорости сближения с землей.

Система включает в себя два блока – вычислитель вертикальной скорости и вычислитель логический, размещенные на общей раме в техническом отсеке самолета.

Датчиками ССОС являются:

- радиовысотомер РВ-5;
- датчик линейных ускорений;
- концевой выключатель стойки шасси.

Сигналы опасной скорости сближения самолета с землей воспроизводятся прерывистым звучанием сирены и миганием красных светосигнальных табло ОПАСНО ЗЕМЛЯ, расположенных на приборных досках КВС и 2/П.

Система ССОС имеет аппаратуру встроенного контроля. Проверка работоспособности системы осуществляется путем нажатия поочередно трех кнопок ΔК, H_I, H_I, H_2, $V_{бк}$.

(прод)

которые размещены на щитке контроля ССОС (пульт бортинженера), при этом, если клапаны исправны, мигают красные светосигнальные табло ОПАСНО ЗЕМЛЯ и прерывисто звучит сирена.

Питание системы ССОС осуществляется от электросети постоянного тока напряжением 27 В и от сети переменного тока напряжением 115 и 36 В частотой 400 Гц.

Включение электропитания ССОС производится выключателем РВ-5 № I (верхний электрощиток пилотов).

Срабатывание системы ССОС происходит при следующих ситуациях:

- при снижении самолета с убранным шасси на высотах ниже 250 м;
- при снижении самолета в диапазоне истинных высот от 600 до 50 м, если вертикальная скорость снижения превышает опасные значения, соответствующие зависимости I (рис. 8.I7.8.I);

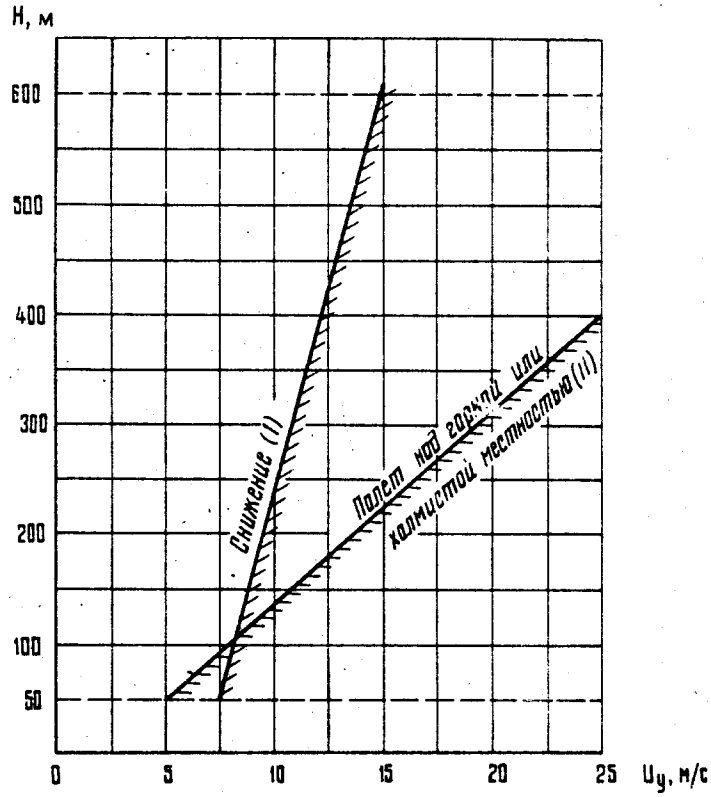


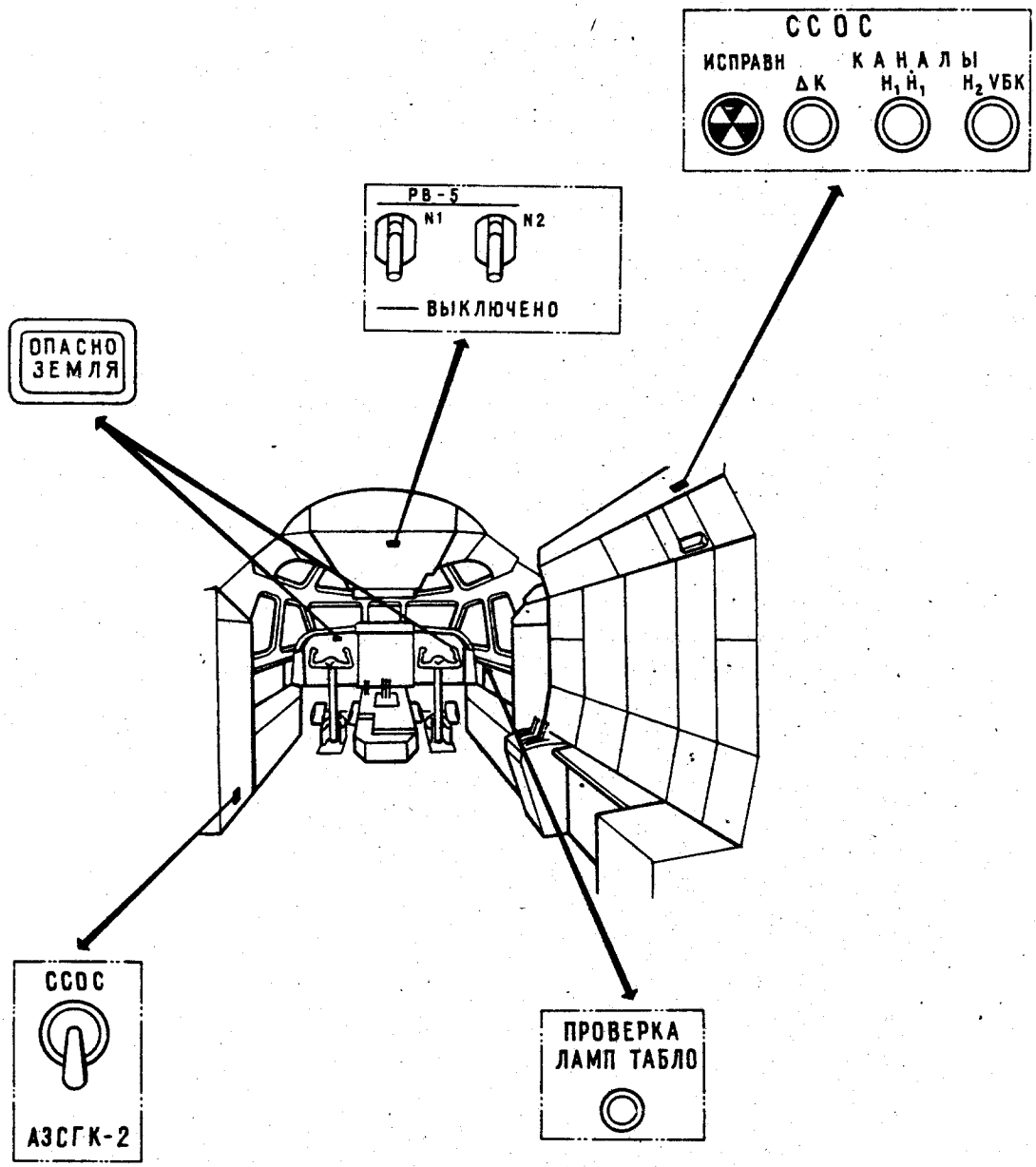
График зависимости опасных значений вертикальной скорости от истинной высоты полета

Рис. 8.I7.8.I

(прод)

- в полете над холмистой или горной местностью в диапазоне истинных высот от 50 до 400 м, если вертикальная скорость сближения с поверхностью превышает опасные значения, соответствующие зависимости II (рис. 8.I7.8.I);
- при взлете после уборки шасси на высотах от 50 до 250 м, если самолет начинает снижаться с вертикальной скоростью более I,6 м/с.

Органы управления и контроля ССОС показаны на рис. 8.I7.8.2.



Органы управления и контроля ССОС

Рис. 8.I7.8.2

(прод)

8.I7.9. Система индикации и контроля пространственного положения (СИКПП)

8.I7.9.I. Эксплуатационные ограничения

(I) Время готовности к работе ПКП и АГР – 3 мин после включения питания.

(2) Кнопками АРРЕТИР. на ПУ-46 в нормальном полете пользоваться ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

(3) Кнопкой ТЕСТ на лицевой панели ПКП в нормальном полете пользоваться ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

(4) Переключателем ТЕСТ-КОНТРОЛЬ I и II БКК в нормальном полете пользоваться ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

(5) При отказе одного из авиагоризонтов ПКП при включенном БКК:
– ПКП не выключать, его показаниями не пользоваться;
– развороты выполнять с креном не более 20°.

(6) При горении светосигнальных табло КРЕН ЛЕВ. ВЕЛИК, КРЕН ПРАВ. ВЕЛИК вывод самолета из крена только по сигналу КРЕН ЛЕВ ВЕЛИК, КРЕН ПРАВ. ВЕЛИК ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

(7) При горении светосигнальных табло НЕТ КОНТР АГ или при выключенном БКК-I8 развороты выполнять с креном не более 20°.

8.I7.9.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(I) Перед запуском двигателей (после запуска ВСУ)	АЗС (правая и левая панели) включены – убедиться
	Электропитание сетей 200 В, 36 В, 27 В включено – убедиться
	Выключатели ПКП ЛЕВ., ПКП ПРАВ., МГВ КОНТР., БКК ПИТАН. ЗУП – включить
	Через 3 мин после включения ПКП, МГВ, БКК кнопки АРРЕТИР – нажать
	Держать их нажатыми до прекращения движения картушек обоих ПКП по крену и тангажу (но не более 6...8 с)
	После восстановления гировертикалей кнопки АРРЕТИР. – отпустить
	При нажатии кнопок АРРЕТИР появляются бленкеры АГ обоих ПКП, на лицевой панели горит желтое светосигнальное табло ОТКАЗ МГВ КОНТР, при отпускании – бленкеры АГ убираются, ОТКАЗ МГВ КОНТР гаснет.

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Показания АГР, ПКП КВС и 2/П - сравнить и убедиться, что они одинаковые
	Риску кремальеры тангажа с риской на корпусе прибора - совместить
	Если по окончании арретирования появляются бленкеры АГ ПКП обоих пилотов и горит светосигнальное табло ОТКАЗ МГВ КОНТР, переключатель БКК ТЕСТ - КОНТРОЛЬ нажать в положения I и II и отпустить.
	При отпускании переключателя бленкеры убираются, светосигнальное табло гаснет (при исправных ПКП и БКК).
	Если показания АГР отличаются от показаний ПКП более чем на 5^{0}, кнопку АРРЕТИР АГР нажать до упора и удерживать ее до устранения расхождений в показаниях (но не более 3 мин).
	Проверить исправность БКК, для чего:
	Переключатель БКК ТЕСТ-КОНТРОЛЬ - нажать поочередно в положения I и II (на 3...4 с)
	При нажатии переключателя в положения I и II (при исправном БКК) загораются светосигнальные табло КРЕН ЛЕВ ВЕЛИК, КРЕН ПРАВ ВЕЛИК, ОТКАЗ МГВ КОНТР, зеленый светосигнализатор БКК ИСПРАВН и выпадет бленкер АГ на обоих ПКП.
	При отпускании переключателя светосигнальные табло КРЕН ЛЕВ ВЕЛИК, КРЕН ПРАВ ВЕЛИК, ОТКАЗ МГВ КОНТР и светосигнализатор БКК ИСПРАВН гаснут, а бленкеры АГ на обоих ПКП убираются с лицевой панели.
	Переключатель БКК ТЕСТ-КОНТРОЛЬ колпачком - закрыть
	Проверить исправность СПН-I, для чего:
	Выключатель БКК ПИТАН - выключить и вновь включить
	При исправном СПН желтое светосигнальное табло НЕТ КОНТР АГ загорается и вновь гаснет.
	Выключатели ПКП ЛЕВ, ПКП ПРАВ, МГВ КОНТР последовательно - выключить и вновь включить

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	При исправном СНП на соответствующем ПКП выпадает бленкер АГ и загорается табло ОТКАЗ МГВ контр., а затем бленкер убирается и гаснет табло
	Выключатели ПКП лев., ПКП прав., МГВ контр., БКК питан. – закрыть колпачком
	Примечания: 1. Если бленкер АГ не убрался с лицевой панели ПКП или горит табло ОТКАЗ МГВ КОНТР., выполнить повторно тест-контроль БКК.
	2. Для исключения отказов ТКС-П2 перед проведением проверки сигнализаторов нарушения питания авиагоризонтов СНП-1 установить выключатель СТАБИЛИЗАЦИЯ ГА ПО КРЕНУ (верхний электрощиток пилотов) в положение АРРЕТИР ГА. После окончания проверки выключатель вернуть в исходное положение.
	Проверить сигнализацию при арретировании гировертикалей, для чего:
	Кнопки АРРЕТИР поочередно – нажать и отпустить
	Бленкер АГ убран, табло ОТКАЗ МГВ контр. не горит
	Обе кнопки АРРЕТИР одновременно – нажать и отпустить
	Выпадает и убирается бленкер АГ, загорается и гаснет табло ОТКАЗ МГВ КОНТР.
(2) После запуска двигателей	Риска кремальеры тангажа совмещена с риской на корпусе АГ – убедиться
	Проверку исправности основных авиагоризонтов в соответствии с рекомендациями раздела 8.6.2 (2) – выполнить
(3) На рулении	На разворотах все АГ не изменяют показаний крена и тангажа, а стрелка ЭУП отклоняется в сторону разворота – убедиться
(4) На предварительном старте	На указателях АГ риски кремальер тангажа совмещены с рисками на корпусе АГ и нет расхождений в показаниях авиагоризонтов – убедиться
(5) На исполнительном старте	Светосигнальные табло ОТКАЗ МГВ КОНТР. и НЕТ КОНТРОЛЯ АГ не горят, бленкеры АГ на ПКП и АГР убраны – убедиться
	ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Взлет запрещается: – до истечения 3 мин с момента включения АГ; – при наличии бленкеров АГ на лицевой панели ПКП или АГР;

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	– ПРИ ГОРЯЩЕМ СВЕТОСИГНАЛЬНОМ ТАБЛО "ОТКАЗ МГВ КОНТР" И "НЕТ КОНТР АГ"; – ПРИ НАЛИЧИИ РАСХОЖДЕНИЙ В ПОКАЗАНИЯХ АГ; – С ВЫКЛЮЧЕННЫМ БИК
(6) На всех этапах полета	При выполнении первого разворота в работоспособности АГ и ЭУП сравнением их показаний – убедиться На всех прямолинейных участках полета балансировать самолет по крену, тангажу и курсу, снимая усилия на штурвале, колонке и педалях триммированием. При пилотировании самолета по приборам и, особенно, при выполнении маневров: К о м а н д и р в о з д у ш н о г о с у д н а В т о р о й п и л о т С целью контроля исправности своих авиагоризонтов периодически производить сравнение показаний ПКП, АГР и ЭУП. Совпадение их показаний свидетельствует об исправности АГ. При наличии рассогласования отказавшим считать авиагоризонт, показания которого отличаются от двух других. В случае появления рассогласования между авиагоризонтами по тангажу сравнить показания АГ с показаниями вариометров и считать отказавшим АГ, у которого скорость или направление изменения показаний по тангажу не соответствует изменению верти льной скорости. ПРИМЕЧАНИЯ: I. При скорости снижения более 30 м/с стрелка вариометра ВАР-30 переходит со шкалы СПУСК на шкалу ПОДЪЕМ. Рост скорости и числа М при неизменном режиме работы двигателей свидетельствует о том, что самолет находится в режиме снижения. В этом случае использовать ВАР-75. 2. Стрелка ЭУП отклоняется пропорционально угловой скорости разворота самолета в горизонтальной плоскости, поэтому: – сравнение показаний авиагоризонтов ПКП и АГР с ЭУП по крену допустимо только при отсутствии скольжения, т.е. при нахождении "шарика" в центре; – сравнивать показания авиагоризонтов ПКП и АГР с ЭУП можно только качественно (по направлению крена), поскольку отклонение стрелки ЭУП при одном и том же угле крена уменьшается с увеличением скорости полета.

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	3. При выводе самолета из крена по ЭУП необходимо отклонение штурвала уменьшать по мере приближения стрелки ЭУП к нулевому положению. При загорании желтого светосигнального табло КРЕН ЛЕВ ВЕЛИК или КРЕН ПРАВ ВЕЛИК в исправности ПКП - убедиться Крен по исправному авиагоризонту до погасания табло - уменьшить

8.I7.9.3. Неисправности

А. Виды проявления отказов:

- отказ отдельных указателей, гировертикалей, выключателей коррекции, дистанционных передач;
- отказ электропитания авиагоризонтов.

Проявление отказа АГ и ЭУП может быть выражено в виде:

- застывания индикатора в произвольном положении;
- индикации показаний с погрешностью, в том числе с заниженными значениями крена;
- медленного заваливания индикатора (2...3 градуса в минуту);
- быстрого заваливания индикатора (более I0 градусов в секунду);
- заваливания индикатора со средней скоростью I...3 градуса в секунду);
- колебание показаний индикатора.

При выполнении полета может отказывать один прибор или последовательно несколько.

Б. Первый отказ

Проявление неисправности	Необходимые действия
(I) На ПКП или АГР появился бленкер АГ	Отказал тот авиагоризонт, на котором выпал бленкер. В этом случае: - показаниями неисправного авиагоризонта не пользоваться; - в случае появления бленкера на ПКП кратковременно изменить текущий крен на $I0^{0}$ по исправным авиагоризонтам, не допус-

(прод)

Проявление неисправности	Необходимые действия	
	кая предельных кренов (для ввода информации о первом отказе в БКК);	
	– при отказе ПКП КВС, в случае необходимости, передать управление 2/П, имеющему исправный ПКП, контролируемый блоком БКК	
(2) Загорелось светосигнальное табло ОТКАЗ МГВ КОНТР.	Полет	– продолжать
	Показания авиагоризонтов и срабатывание светосигнализаторов	– контролировать
(3) Появилось рассогласование показаний кренов на АГР (без выпадания бленкера АГ) с показаниями ПКП более 10^{0} или появилось рассогласование показаний ЭУП с показаниями ПКП-I и АГР	Несигнализируемый отказ АГР или ЭУП В этом случае:	
	Отказавший прибор	– определить
	Прибор, показания которого отличаются от показаний двух других	– считать отказавшим
	Показания неисправного прибора	– не использовать
	Если отказал ЭУП, его выключатель установить в положение	– ВЫКЛЮЧЕНО
(4) Одновременно выпал бленкер АГ на обоих ПКП и загорелось светосигнальное табло ОТКАЗ МГВ КОНТР., или постоянно горят светосигнальные табло НЕТ КОНТР. АГ	Отказ БКК, в этом случае:	
	Автоматический режим полета и автомат тяги или пилотирование в директорном режиме	– отключить (прекратить)
	Прямолинейный полет без скольжения по АГР и ЭУП ("шарик" ЭУП в центре)	– установить
	В правильности показаний авиагоризонтов, ЭУП и остальных пилотажно-навигационных приборов по совпадению их показаний	– убедиться
	БКК-I8	– выключить
	В погасании табло ОТКАЗ МГВ КОНТР.	– убедиться
	Бленкеры АГ и ПКП	– убрались
	Табло НЕТ КОНТР. АГ	– горят
	В показаниях ПКП, АГР и ЭУП	– расхождений нет
	Выполнение полета	– продолжить

(прод)

Проявление неисправности	Необходимые действия
(5) Появилось рассогласование показаний по тангажу ПКП КВС или ПКП 2/П, или АГР с другими приборами	Отказал канал тангажа одного из ПКП или АГР. В этом случае: Показания ПКП и АГР с показаниями вариометра – сравнить Отказавшим считать авиагоризонт, у которого скорость или направление изменения показаний по тангажу не соответствует изменению вертикальной скорости
(6) Постоянно горят табло НЕТ КОНТР АГ	Отказ питания БКК-I8 В правильности показаний авиагоризонтов, ЭУП и остальных пилотажно-навигационных приборов по совпадению их показаний – убедиться БКК-I8 – выключить Выполнение полета – продолжить Показания авиагоризонтов и срабатывание светосигнализаторов – контролировать постоянно

В. Второй отказ

Проявление неисправности	Необходимые действия
(I) После появления бленкера АГ на ПКП КВС или 2/П (I отказ) появился бленкер АГ на АГР или наоборот	Автоматический режим полета и автомат тяги или пилотирование в директорном режиме – отключить (прекратить) Показания отказавших авиагоризонтов – не использовать По ЭУП самолет в прямолинейный полет без скольжения – вывести При снижении по глиссаде в условиях отсутствия визуальной ориентировки – уйти на 2-й круг В исправности оставшегося авиагоризонта – убедиться Пилотирование самолета по исправному авиагоризонту и ЭУП с постоянным контролем их показаний – продолжить при необходимости КВС передает управление 2/П.

(прод)

Проявление неисправности	Необходимые действия	
(2) После появления бленкера АГ на ПКП КВС или 2/П (первый отказ) одновременно или в любой последовательности выпадает бленкер АГ на другом ПКП и загорается светосигнальное табло ОТКАЗ МГВ КОНТР	Автоматический режим полета и автомат тяги или пилотирование в директорном режиме	– отключить (прекратить)
	Показания отказавших авиагоризонтов	– не использовать
	По ЭУП самолет в прямолинейный полет без скольжения	– вывести
	При снижении по глиссаде в условиях отсутствия визуальеой ориентировки	– уйти на 2-й круг
	В исправности оставшегося авиагоризонта	– убедиться
	Пилотирование самолета по исправному авиагоризонту и ЭУП с постоянным контролем их показаний	– продолжить
(3) После загорания светосигнального табло ОТКАЗ МГВ КОНТР выпал бленкер АГ на АГР или наоборот	В исправности основных авиагоризонтов и ЭУП	– убедиться
	По исправным авиагоризонтам самолет в крен до 10^0	– звести и вывести
	Пилотирование самолета по ПКП и ЭУП с повышенным вниманием	– продолжить
(4) После появления бленкера АГ на АГР или его рассогласования с показаниями ПКП более чем на 10^0 по крену (один отказ) одновременно выпали бленкеры АГ на ПКП и загорелось табло ОТКАЗ МГВ КОНТР или появились другие признаки отказа БКК (отказ АГР и блока БКК)	Автоматический режим полета и автомат тяги или пилотирование в директорном режиме	– отключить (прекратить)
	По ЭУП самолет в прямолинейный полет без скольжения	– вывести
	При снижении по глиссаде в условиях отсутствия визуальной ориентировки	– уйти на 2-й круг
	В исправности основных авиагоризонтов путем сравнения показаний двух ПКП и ЭУП	– убедиться
	БКК	– выключить
	Табло ОТКАЗ МГВ КОНТР, бленкеры АГ с приборов ПКП убрались, табло НЕТ КОНТР АГ горят	– убедиться
	Продолжить пилотирование самолета по ПКП и ЭУП с постоянным контролем их показаний. По возможности использовать автоматический или директорный режим.	

(прод)

Проявление неисправности	Необходимые действия
(5) Появилось рассогласование АГР и ПКП при отказавшем ранее ЭУП	Показаниями АГР не пользоваться. Неисправный ЭУП выключить
(6). Появилось рассогласование ЭУП и ПКП при отказавшем ранее АГР	Показаниями ЭУП не пользоваться. Неисправный ЭУП выключить ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. КВС И 2/П В ТЕЧЕНИЕ ВСЕГО ПОЛЕТА ДОЛЖНЫ СРАВНИВАТЬ ПОКАЗАНИЯ ПКП С АГР И ЭУП. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ЗАПАЗДЫВАНИЮ РАСПОЗНАВАНИЯ ОТКАЗА АВИАГОРИЗОНТОВ И К ПОТЕРЕ ПРОСТРАНСТВЕННОГО ПОЛОЖЕНИЯ. При потере пространственного положения: К о м а н д и р в о з д у ш н о г о с у д н а При наличии запаса высоты: – освободить штурвал и педали (установить их в сбалансированное по усилиям положение) во избежание непреднамеренного отклонения элеронов и руля направления в сторону крена. Освобождение штурвала по тангажу должно быть кратковременным; – определить истинное положение крена по стрелке ЭУП ("шарик" в центре); – при нарастании приборной скорости уменьшить режим работы двигателей; – после определения истинного направления крена вывод из крена производить отклонение штурвала в противоположную сторону отклонения стрелки ЭУП, удерживая рулем направления "шарик" в центре; – при достижении крена менее 30° одновременным отклонением колонки штурвала "на себя" перевести самолет в горизонтальный полет. При отсутствии запаса высоты: – освободить штурвал от усилий только по крену, а нарастание вертикальной скорости снижения предотвратить взятием колонки штурвала "на себя" и в случае уменьшения скорости полета увеличить режим работы двигателей; – определить истинное направление крена по стрелке ЭУП ("шарик" в центре); – после определения истинного направления крена вывести самолет из крена отклонением штурвала в противоположную

(прод)

Проявление неисправности	Необходимые действия
	сторону отклонения стрелки ЭУП ("шарик" в центре) и перевести самолет в горизонтальный полет; - при выводе самолета из крена и снижения не допускать вертикальной перегрузки больше величины, соответствующей срабатыванию АУАСП; - исправным считать авиагоризонт, у которого показания крена при выводе самолета из крена по ЭУП совпадают с показаниями стрелки ЭУП при приведении ее в центральное положение

8.17.9.4. Краткое описание

Система СИКПП состоит из:

- основных авиагоризонтов ПКП-1 (ПКП);
- резервного авиагоризонта АГР-72 (АГР);
- электрического указателя поворота ЭУП-53 (ЭУП);
- блока контроля кренов БКК-18 (БКК);
- сигнализаторов нарушения питания СНП-1 (СНП);
- выключателей коррекции ВК-90 (ВК).

(1) В качестве основных авиагоризонтов используются приборы ПКП, работающие совместно с малогабаритными гировертикалями МГВ-1. Три малогабаритные гировертикали МГВ являются датчиками угла тангажа и крена для системы АБСУ, две из них, № 2 и № 3, одновременно являются гиродатчиками ПКП 2/П и КВС соответственно. МГВ № 1 для СИКПП является контрольной. ПКП включаются выключателями ПКП ЛЕВ, ПКП ПРАВ, а МГВ выключателем МГВ КОНТР, расположенными на верхнем электрощитке пилотов, рис. 8.17.9.1.

Арретирование ПКП (ускоренное приведение МГВ к вертикали) осуществляется кнопками, размещенными на пульте управления АБСУ.

(2) ПКП и контрольная МГВ охвачены общей системой контроля по крену и электропитанию, в которую входят БКК и четыре сигнализатора СНП, см. рис. 8.17.9.1а.
БКК обеспечивает непрерывное сравнение углов крена ПКП КВС, ПКП 2/П и МГВ контрольной.

В случае если показания по крену одного из сравниваемых ПКП или контрольной МГВ отличается от двух других на угол более 7° ± 2°, то этот прибор (или контрольная гировертикаль) определяется блоком БКК как отказавший (ая). При этом, в случае отказа ПКП, на его лицевую панель выпадает красный бленкер АГ, а в случае отказа контрольной МГВ на средней приборной доске пилотов загорается светосигнальное табло ОТКАЗ МГВ КОНТР.

После отказа одного из ПКП (или контрольной МГВ) блок БКК продолжает сравнивать показания исправных ПКП (или одного ПКП и контрольной МГВ) и при рассогласовании между ними на угол более 7° ± 2° выдает сигнал об отказе обоих ПКП и контрольной гировертикали МГВ несмотря на то, что один (одна) из них исправен (на). При этом на обоих приборах ПКП выпадают бленкеры АГ и загорается светосигнальное табло ОТКАЗ МГВ КОНТР.

Блоком БКК обеспечивается также сигнализация достижения кренов 15° и 33° (горением желтых светосигнальных табло КРЕН ЛЕВ ВЕЛИК или КРЕН ПРАВ ВЕЛИК, расположенными на приборных досках КВС и 2/П). Переключение порогов срабатывания светосигнальных табло с 15° на 33° и наоборот производится двумя автономными каналами – по высоте и скорости.

По высоте – системой АБСУ при включенном выключателе ПОДГОТ ПОСАДКА при достижении высоты 250 м и по радиовысотомеру при взлете и заходе на посадку.

По скорости – с помощью реле давления при разгоне самолета на взлете до скорости 340 км/ч и уменьшении до 280 км/ч при заходе на посадку при выключенном выключателе ПОДГОТ ПОСАДКА.

Блок БКК двухканальный, имеет систему встроенного контроля.

В чается БКК выключателем БКК ПИТАН (под колпачком) на верхнем электрощитке пилотов.

Четыре сигнализатора нарушения питания СНП контролируют исправность электропитания ПКП КВС, ПКП 2/П, МГВ и блока БКК по переменному и постоянному току. При отказе электропитания по переменному или постоянному току срабатывает соответствующий сигнализатор СНП и выдает сигнал на включение сигнализации отказа. При отказе электропитания ПКП на их лицевую панель выпадает бленкер АГ, а при отказе контрольной МГВ загорается светосигнальное табло ОТКАЗ МГВ КОНТР.

При отказе электропитания блока БКК загораются табло НЕТ КОНТР АГ, сигнализирующие о том, что ПКП по крену не контролируются и сигнализация достижения предельных кренов 15° и 33° не работает.

Все СНП включаются двумя АЗС СНП, размещенными на левой и правой панелях АЗС.

Примечание. При горящем табло НЕТ КОНТР АГ обеспечивается контроль ПКП и контрольной МГВ только по электропитанию.

(3) В качестве резервного авиагоризонта используется АГР, установленный на приборной доске КВС.

АГР имеет систему контроля, которая при отказе его выдает сигнал на выпадение бленкера АГ.

Включается АГР выключателем АГР, расположенным на верхнем электрощитке пилотов. Выключатель фиксируется фиксатором во включенном положении.

Приведение гироскопа АГР к вертикали осуществляется кнопкой АРРЕТИР, размещенной на лицевой панели прибора.

(4) В качестве дополнительного средства определения крена и положения самолета в пространстве используется электрический указатель поворота ЭУП, установленный на средней приборной доске пилотов.

Указатель поворота предназначен для координированного выполнения разворотов самолета при положении "шарика" в центре. Градуировка шкалы (15^0, 30^0, 45^0) соответствует величине крена при выполнении разворота на скорости 500 км/ч. При выполнении разворотов на других скоростях полета произвести корректировку величины крена по табл. 8.17.9.1.

Таблица 8.17.9.1

Истинная скорость, км/ч	Угол крена, градусы	Показания угла крена по ЭУП-53, градусы
250	15 30	28 45
300	15 30	24 44
350	15 30	21 40
400	15 30	19 36
600	15 30	13 26
900	15 30	8 19

(5) Включается ЭУП выключателем ЭУП, расположенным на верхнем электрощитке пилотов. С целью уменьшения послеполетных ошибок авиагоризонтов по крену производится автоматическое отключение поперечной коррекции МГВ и АГР при разворотах самолета выключателями поперечной коррекции ВК:

- ВК-90 № 1 отключает коррекцию контрольной МГВ;
- ВК-90 № 2 отключает коррекцию МГВ № 2, т.е. работает на ПКП 2/П;

(прод)

- ВК-90 № 3 отключает коррекцию МГВ № 3, т.е. работает на ПКП КВС;
- ВК-90 № 4 отключает коррекцию АГР.

(6) Электропитание ПКП, МГВ, ВК, СНП переменным током 36 В и постоянным током 27 В обеспечивается от независимых сетей - левых и правых.
Левая сеть 36 В питает МГВ № 3, ПКП КВС, ВК № 3 и СНП № 3.
Правая сеть 36 В питает МГВ № 2, ПКП 2/П, ВК № 2 и СНП № 2.
Сеть ПТС-250 № I питает АГР, контрольную МГВ, БКК, ВК № I, ВК № 4, СНП № I и СНП-$I_{БКК}$.

Левая и правая сети 36 В получают питание через понижающие трансформаторы от одноименных сетей 200/II5 В, которые в свою очередь питаются соответственно от трех генераторов со взаимным резервированием.

Преобразователь ПТС-250 № I питается от левой сети постоянного тока от шин, подключенных к аккумуляторам.

В случае выключения или отказа ПТС-250 № I шины сети ПТС-250 № I автоматически переключаются на питание от левой сети 36 В.

ЭУП питается постоянным током от левой сети от шины, подключенной к аккумуляторам.

Выключение основных авиагоризонтов после посадки производится выключателями ПКП ЛЕВ, ПКП ПРАВ, а резервного - выключателем АГР. Авиагоризонты выключать после заруливания на стоянку.

(прод)

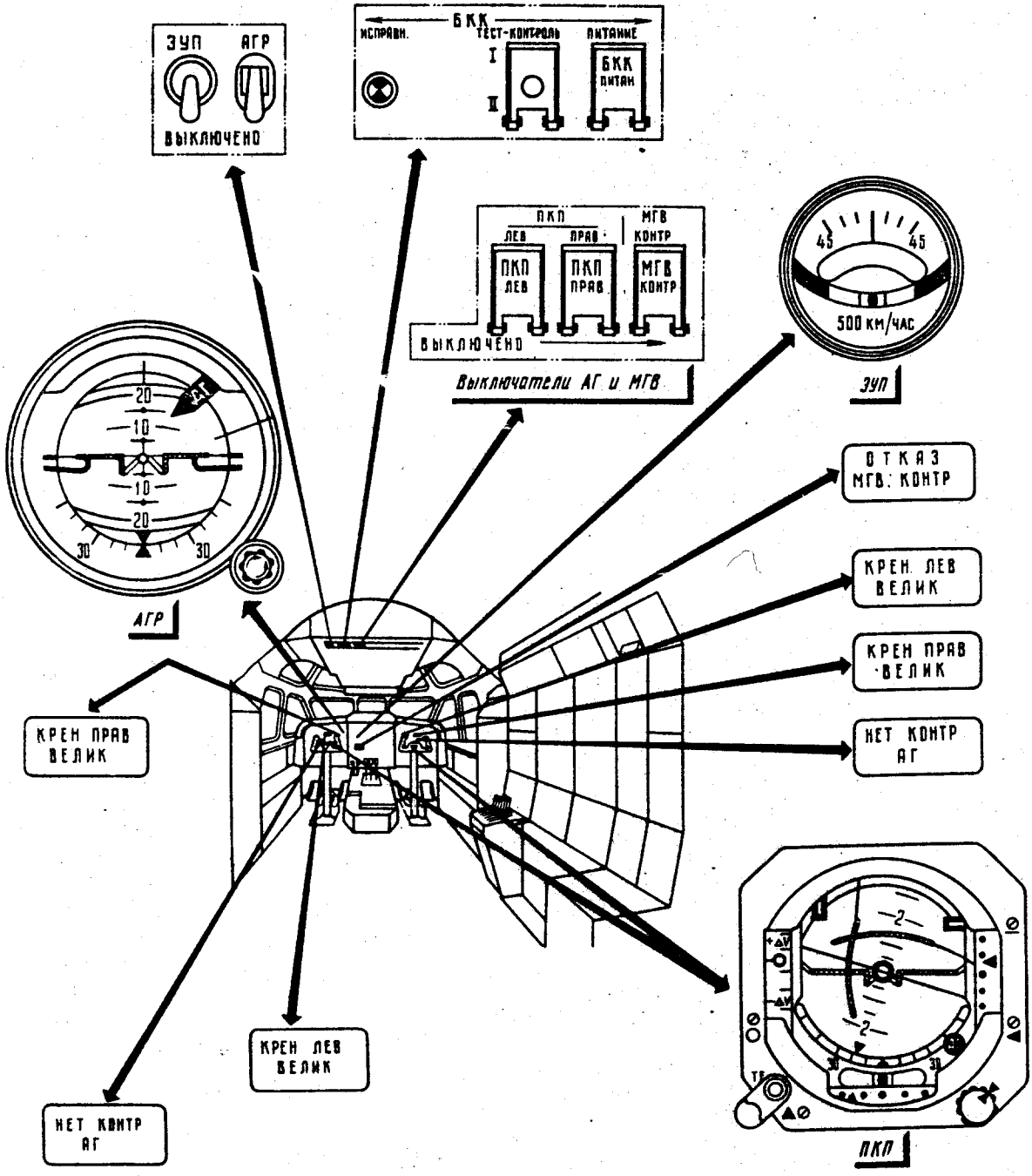
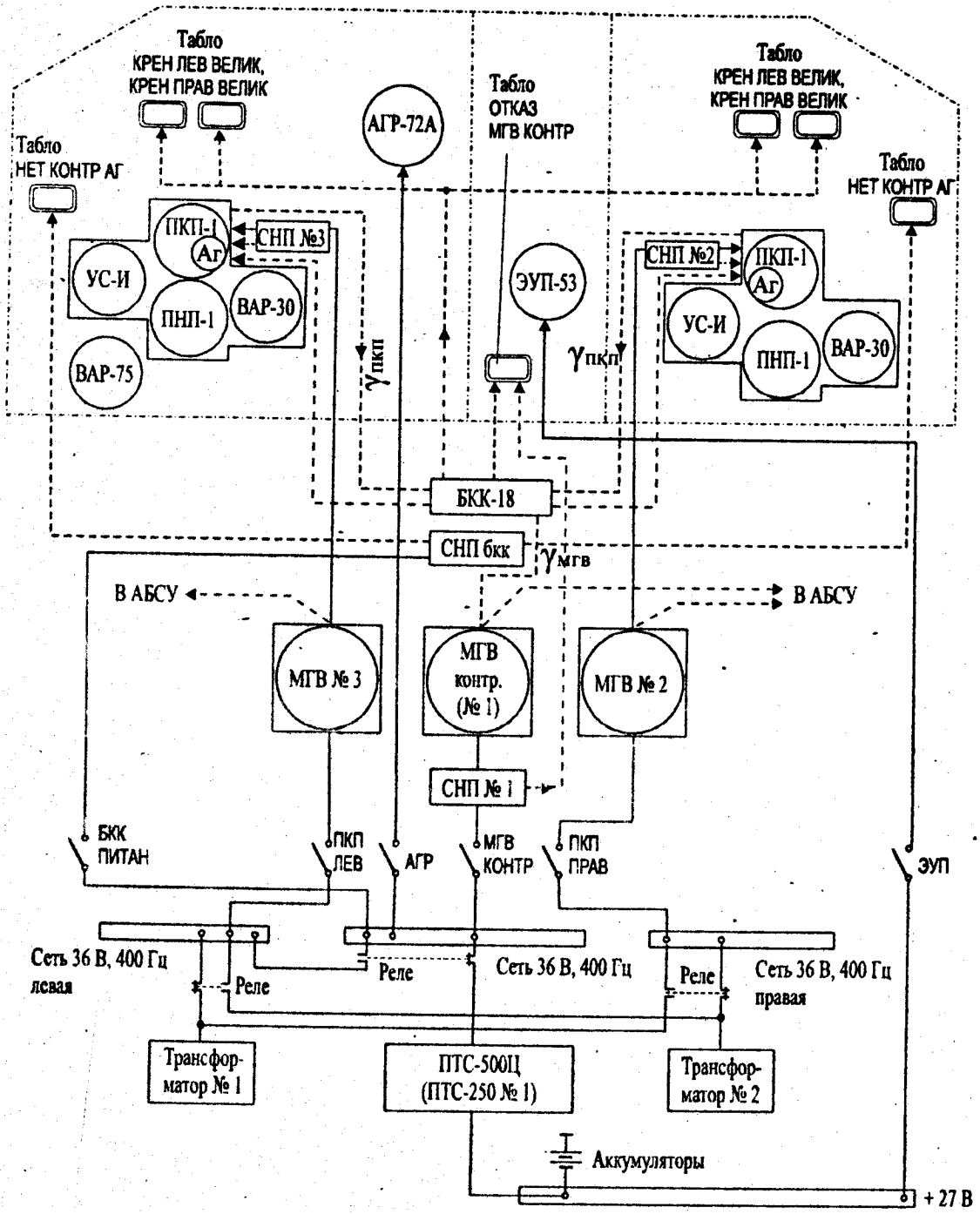


Схема размещения индикаторов, органов управления и контроля СИКШ
Рис. 8.I7.9.I

(прод)



Функциональная схема СИКПП с БКК-18 и раздельным электропитанием
Рис. 8.17.9.1а

(прод.)

8.I7.I0. Радиотехническая система ближней навигации РСБН-2СА

8.I7.I0.I. Эксплуатационные ограничения

Включение РСБН производить при подключенном аэродромном источнике электропитания или после запуска всех двигателей, а выключать до останова.

8.I7.I0.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(I) Включение и проверка	АЗС РСБН на левой панели АЗС – включить
	Выключатель РСБН ПИТАН. на верхнем электрощитке пилотов – включить
	На щитке штурмана на верхнем электрощитке пилотов – установить рабочий канал используемого маяка
	Если самолет находится в зоне действия маяка, то в течение 2–5 мин РСБН будет находится в режиме поиска, при этом должны гореть желтые светосигнальные табло АЗИМУТ АВТОНОМ и ДАЛЬН. АВТОНОМ на средней приборной доске пилотов, а на приборе ПШДА будет происходить движение стрелок азимута и счетчика дальности. После "захвата" сигналов радиомаяка табло погаснут, а на приборе ПШДА отработаются значения азимута и дальности.
	Переключатель радиосредств на абонентском аппарате СПУ – в положение РСБН
	Правильность выбора маяка прослушиванием его позывных – проконтролировать
(2) Использование	После установки на щитке штурмана рабочего канала используемого маяка до окончания режима поиска необходимо произвести калибровку шкал азимута и дальности.
	Кнопка КОНТРОЛЬ НУЛЯ А на щитке штурмана – нажать и удерживать в нажатом положении
	При этом стрелка точного отсчета азимута прибора ПШДА

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	должна установиться в оранжевой цифре 1^{0} точной шкалы. В случае необходимости плавным вращением нажатой кнопки подвести стрелку к этой цифре.
	Кнопку КОНТРОЛЬ СТРОБА – нажать и удерживать в нажатом положении
	При этом стрелка грубого отсчета установится в пределах $1\text{-}10^{0}$, а стрелка точного отсчета в пределах $4\text{–}5^{0}$. В случае необходимости плавным вращением нажатой кнопки установить стрелки в указанное положение.
	Кнопка КОНТРОЛЬ НУЛЯ Д – нажать и удерживать в нажатом положении
	При этом в двух правых окнах счетчика дальности прибора ПНДА установятся цифры отсчета 2.0 км.
	После окончания проверки и калибровки шкал снять показания азимута и дальности с прибора ПНДА и использовать их для самолетовождения.
(3) Использование РСБН для коррекции координат места самолета	После погасания желтых светосигнальных табло АЗИМУТ АВТОНОМ и ДАЛЬН. АВТОНОМ необходимо:
	На ПУ НВУ – установить подготовленные данные Z , S и УК относительно выбранного маяка
	Выключатель КОРРЕКЦИЯ на ПУ НВУ – включить
	Включение режима коррекции сигнализируется загоранием зеленого светосигнального табло КОРРЕКЦ. ВКЛЮЧ. на средней приборной доске пилотов и зеленого светосигнализатора КОРРЕКЦИЯ на ПУ НВУ.
(4) Включение опознавания	Выключатель РСБН ОПОЗНАВ на верхнем электрощитке пилотов – включить
	Кнопка РАДИО на штурвале КВС – нажать

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Переключатель радиосредств на абонентоком аппарате – в положение РСБН и прослушать сигнал опознавания наземного маяка
(5 Заход на посадку в режиме КАТЕТ	Включить аппаратуру КУРС-МП
	ВНИМАНИЕ. Для нормальной работы приборов ПНП-I в режиме КАТЕТ аппаратура КУРС-МП не должна быть настроена на рабочую частоту СП или ИЛС аэродрома посадки.
	Переключатель выбора режимов посадки на селекторе режимов из комплекта КУРС-МП – установить в положение КАТЕТ
	Выключатель РСБН ПИТАН. – в положение ВКЛЮЧЕНО
	На щитке штурмана посадочный канал маяков ПРМГ аэродрома посадки – установить
	ВНИМАНИЕ. Заход на посадку по маякам ПРМГ осуществляется при метеоминимуме I00xI200 м.
а) В штурвальном (ПСП) режиме	Переключатель ИНДИКАЦИЯ ПНП ПРАВ. на ПН-6 – установить в положение ПОС
	П р и м е ч а н и е. Индикация СП на ПНП-I 2/П в режиме посадки КАТЕТ не предусмотрена – табло СП не горит.
	На левом и правом приборах ПНП-I кремальерой ЗПУ заданный куро посадки и кремальерой ЗК индекс заданного курса на требуемое значение – установить
	Кнопку-лампу ЗАХОД на ПН-5 – нажать, при этом она загорится
	На левом приборе ПНП-I табло СП – загорится
	При захвате сигналов курса и глиссады маяка типа ПРМГ системы "Катет" с лицевой панели приборов ПНП-I уберутся бленкеры К и Г, планки положения будут указывать положение самолета относительно равносигнальных зон курса и глиссады наземного маяка, а на селекторе режимов загорятся светосигнализаторы КI и ГI.
	Заход и посадка по маякам ПРМГ осуществляется аналогично заходу и посадке по планкам положения по системе типа СП.
	Точный выход к ВПП достигается удерживанием планок положения курса и глиссады в центральной части прибора ПНП-I.
	Контроль дальности до ВПП осуществляется по прибору ПИДА.
	Начало разворота при выполнении предпосадочного маневра и выдерживание курса определяется по стрелке $КУР_{АРК}$ прибора РМИ-2Б.
	Уход на второй круг осуществлять, если на ВПР визуально установлено, что фактическое боковое отклонение или положение самолета не обеспечивает нормального завершения посадки.
б) В режимах АЗП и ДЗП	Выполнять с использованием АБСУ в соответствии с разделом 8.8.2.

(прод)

8.I7.I0.3. Неисправности

Проявление неисправности	Необходимые действия
(I) Индикатор ШПДА выдает показания с ошибкой	Откалибровать шкалы азимута и дальности кнопками на щитке штурмана.
(2) Горят желтые светосигнальные табло АЗИМУТ АВТОНОМ и ДАЛЬН. АВТОНОМ на максимальном удалении от радиомаяка	Перейти на рабочий канал другого маяка
(3) Индикатор ШПДА не индицирует азимут и дальность, но горят желтые светосигнальные табло АЗИМУТ АВТОНОМ. и ДАЛЬН. АВТОНОМ на максимальном удалении от радиомаяка	Проверить включение АЗС РСБН.

(прод.)

8.I7.I0.4. Краткое описание.

РСБН является бортовой аппаратурой, работающей совместно с наземными радиомаяками РСБН, и предназначена для:

- непрерывной индикации полярных координат самолета (азимут и дальность) относительно наземного радиомаяка на приборе ПНДА;
- коррекции текущих координат самолета, счисленных в навигационно-вычислительном устройстве НВУ;
- индикации отметки самолета на наземном индикаторном устройстве с указанием местонахождения;
- определения отклонения самолета от равносигнальных зон курса и глиссады наземных посадочных радиомаяков и измерения дальности до посадочного ретранслятора дальномера, при выполнении захода и посадки по маякам ПРМГ (в режиме КАТЕТ).

Включение и управление РСБН осуществляется КВС или 2/П со щитка штурмана на верхнем электрощитке пилотов.

Питание РСБН осуществляется от бортовых сетей постоянного (27 В) и переменного тока (II5 В 400 Гц).

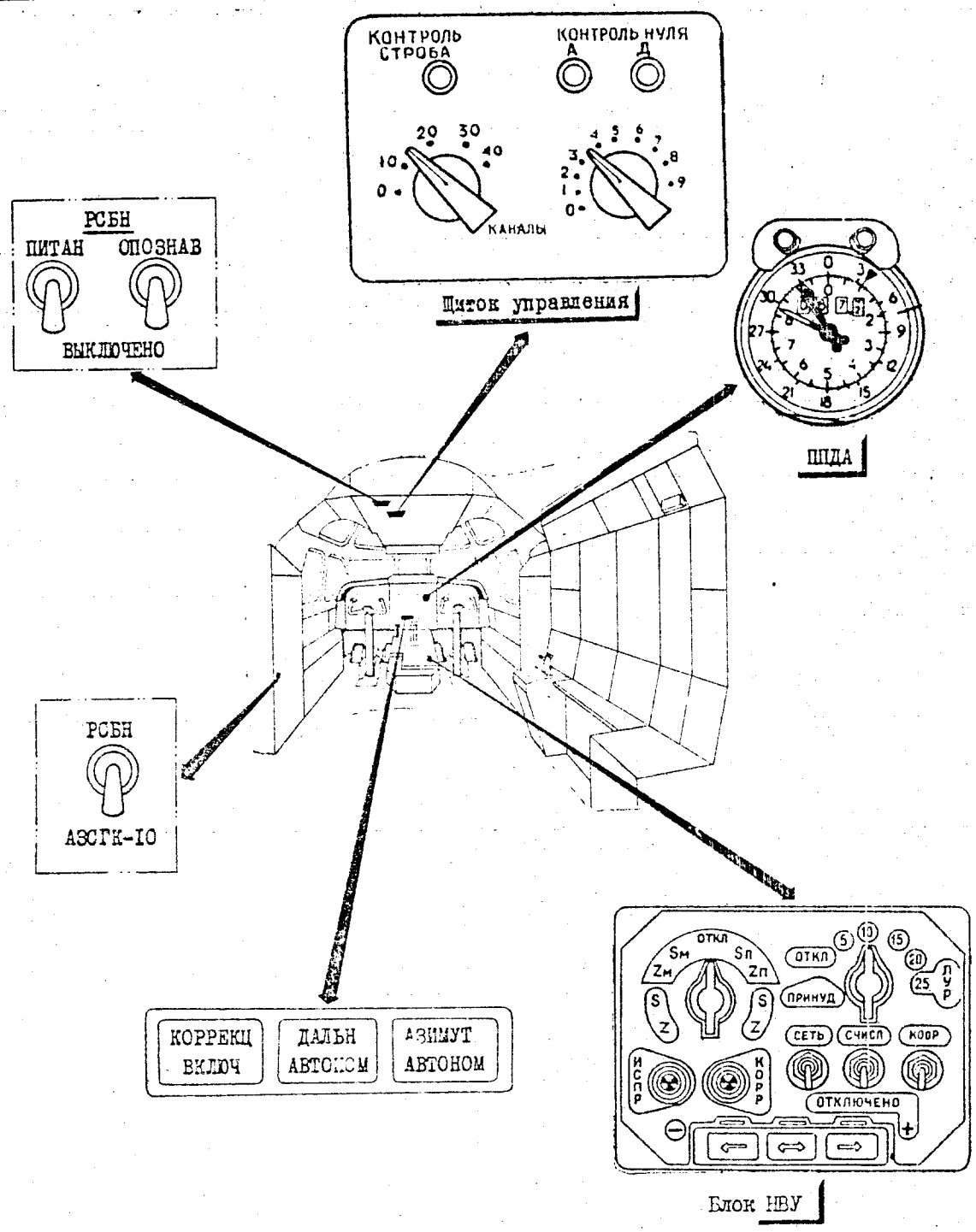
Индикатором РСБН является прямопоказывающий прибор азимута и дальности ПНДА, обеспечивающий по шкалам грубого (цена деления $I0^{\circ}$) и точного (цена деления $0,I^{\circ}$) отсчета определение азимута, а по цифровому счетчику наклонной дальности относительно радиомаяка.

Нахождение каналов азимута и дальности в режиме поиска сигналов сигнализируется загоранием желтых светосигнальных табло АЗИМУТ АВТОНОМ и ДАЛЬН. АВТОНОМ, рис. 8.I7.9.I.

Если при этом включен режим коррекции (горит зеленое светосигнальное табло КОРРЕКЦ ВКЛЮЧ), то значения азимута и дальности на приборе ПНДА являются пересчитанными координатами, счисленными в НВУ.

Прослушивание позывного сигнала наземного радиомаяка обеспечивается через телефоны авиагарнитуры КВС и 2/П при установке переключателя радиосредств на абонентском аппарате СПУ в положение РСБН.

(прод)



Органы управления и контроля РСБН

Рис. 8.I7.I0.I

(прод.)

8.17.10а. Радиотехническая система ближней навигации А-324*

8.17.10а.1. Эксплуатационные ограничения

Время готовности к работе – не более 3 мин.

8.17.10а.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Включение и проверка	АЗС РСБН на левой панели АЗС	- включить
	Выключатель РСБН ПИТАН. на верхнем электрощитке пилотов	- включить
	По истечении трех минут на ПУН клавишу КОНТР	- нажать
	На ПУН подсвечивание табло ГОТ , РУЧН , и высвечивание кода "1111"	- проконтролировать
	На ИСАД кнопкой ЯРКОСТЬ нужную яркость свечения табло	- установить
	На ИСАД высвечивание контрольных значений дальности - (250,3 ± 0,2) км и азимута - 180,0° ± 0,5°	- проконтролировать
	Переключатель выбора режимов посадки на селекторе режимов аппаратуры "Курс-МП"	- установить в положение КАТЕТ
	Свечение табло ПОСАДКА на ПУН	- проконтролировать
	Уборку бленкеров К и Г с лицевой панели и установку планок курса и глиссады вправо и вверх соответственно между первой и второй точками шкал прибора ПНП	- проконтролировать

* На самолетах с установленной РСБН А-324.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(2) Использование в режиме "Навигация"	На ПУН клавишу КОНТР - нажать На ИСАД высвечивание контрольного значения дальности - (250,3 ± 0,2) км - проконтролировать Переключатель выбора режимов посадки на селекторе режимов аппаратуры "Курс-МП" - установить в положение СП (ILS) На ПУН ручкой установки каналов навигации ЧКК используемого радиомаяка и тип его - установить Примечание. Для всенаправленных маяков РСБН-2Н (4Н) в крайнем левом разряде - устанавливать цифру 0, для направленных маяков "Поле-Н" - цифру 1. Свечение желтых светосигнальных табло АЗИМУТ АВТОНОМ и ДАЛЬН АВТОНОМ - проконтролировать При нахождении самолета в зоне действия радиомаяка погасание светосигнальных табло АЗИМУТ АВТОНОМ и ДАЛЬН-АВТОНОМ - проконтролировать На ИСАД показания дальности и азимута для самолетовождения - использовать
(3) Использование РСБН для коррекции места самолета	После погасания светосигнальных табло АЗИМУТ АВТОНОМ и ДАЛЬН АВТОНОМ необходимо: На ПУ НВУ подготовленные данные Z, S и УК относительно выбранного радиомаяка - установить Выключатель КОРР на ПУ НВУ - включить

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Включение режима коррекции сигнализируется свечением зеленого светосигнального табло КОРРЕКЦ ВКЛЮЧ на средней приборной доске пилотов и зеленого светосигнализатора КОРР на ПУ НВУ.
(4) Включение опознавания	Выключатель РСБН ОПОЗНАВ на верхнем электрощитке пилотов по запросу с земли включить и кнопку РАДИО на штурвале КВС - нажать Получить подтверждение с земли о прохождении опознавания самолета. Кнопку РАДИО на штурвале КВС - отпустить Выключатель РСБН ОПОЗНАВ - выключить
(5) Заход на посадку в режиме КАТЕТ	Включить аппаратуру "Курс-МП" ВНИМАНИЕ. Для нормальной работы приборов ПНП-1 в режиме КАТЕТ аппаратура "Курс-МП" не должна быть настроена на частоту СП или ILS. Переключатель выбора режимов посадки на селекторе режимов аппаратуры "Курс-МП" - установить в положение КАТЕТ На ПУН посадочный ЧКК радиомаяка ПРМГ аэродрома посадки - установить Свечение табло ПОСАДКА на ПУН - проконтролировать
а) В штурвальном ПСП режиме	ВНИМАНИЕ. Заход на посадку по маякам ПРМГ в штурвальном режиме осуществляется при метеоминимуме 100 х 1200 м. Переключатель ИНДИКАЦИЯ ПНП ПРАВ на ПН-6 - установить в положение ПОС

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Примечание. Индикация СП на ПНП-1 второго пилота в режиме посадки КАТЕТ не предусмотрена - табло СП не горит. На левом и правом приборах ПНП-1 кремальерой ЗПУ заданный курс посадки и кремальерой ЗК индекс заданного курса на требуемые значения - установить Кнопку-лампу ЗАХОД на ПН-5 - нажать, при этом она загорится На левом приборе ПНП-1 табло СП - загорится При захвате сигналов курса и глиссады радиомаяка типа ПРМГ системы "Катет" с лицевой панели приборов ПНП-1 уберутся бленкеры К и Г, планки положения будут указывать положение самолета относительно равносигнальных зон курса и глиссады наземного маяка, а на селекторе режимов аппаратуры "Курс-МП" загорятся светосигнализаторы К1 и Г1. Заход и посадка по маякам ПРМГ осуществляется аналогично заходу и посадке по планкам положения по системе типа СП. Точный выход к ВПП достигается удерживанием планок положения курса и глиссады в центральной части прибора ПНП-1. Контроль дальности до ВПП осуществляется по ИСАД. Начало разворота при выполнении предпосадочного маневра и выдерживание курса определяется по стрелке $КУР_{АРК}$ прибора РМИ-2Б. Уход на второй круг осуществлять, если на ВПР визуально установлено, что фактическое боковое отклонение или положение самолета не обеспечивает нормального завершения посадки.
6) В режимах АЗП и ДЗП	Выполнять с использованием АБСУ в соответствии с подразделом 8.8.2.

(прод.)

8.17.10а.3. Неисправности

Проявление неисправности	Необходимые действия
При включении режима КОНТРОЛЬ на табло ПУН высвечиваются коды блоков: Код — Блок 0100 — А-312-001 0020 — А-312-002 0003 — А-324-110	Подождать 3 минуты с момента включения РСБН, в течение которых определяется готовность блоков к работе до высвечивания на табло блока А-312-038 кода "1111". Высвечивание кода блоков по истечение 3-х минут после включения РСБН означает неисправность соответствующих блоков. Выключить РСБН.

(прод.)

8.17.10a.4. Краткое описание

(1) РСБН является бортовой аппаратурой, работающей совместно с наземными радиомаяками РСБН-2, РСБН-4, "Поле-Н", ПРМГ-2, -4, -76 (КАТЕТ) и предназначена для:

– непрерывной индикации полярных координат самолета (азимут и дальность) относительно наземного радиомаяка на приборе ИСАД;

– коррекции текущих координат самолета, счисленных в навигационно-вычислительном устройстве НВУ;

– определения отклонения самолета от равносигнальных зон курса и глиссады наземных посадочных радиомаяков и измерения дальности до посадочного ретранслятора дальномера при выполнении захода и посадки по маякам ПРМГ в режиме КАТЕТ.

(2) Выбор рабочих каналов и управление режимами работы осуществляется с пульта управления ПУН, размещенного на верхнем электрощитке пилотов.

(3) Питание РСБН осуществляется от бортовых сетей постоянного (+27 В) и переменного (~36 В 400 Гц, ~115 В 400 Гц) тока.

(4) Значения текущих азимута и дальности индицируются на индикаторе ИСАД, обеспечивающем индикацию азимута в диапазоне 0 - 360° с дискретностью 0,1° и дальности в диапазоне 0 - 500 км с дискретностью 0,1 км.

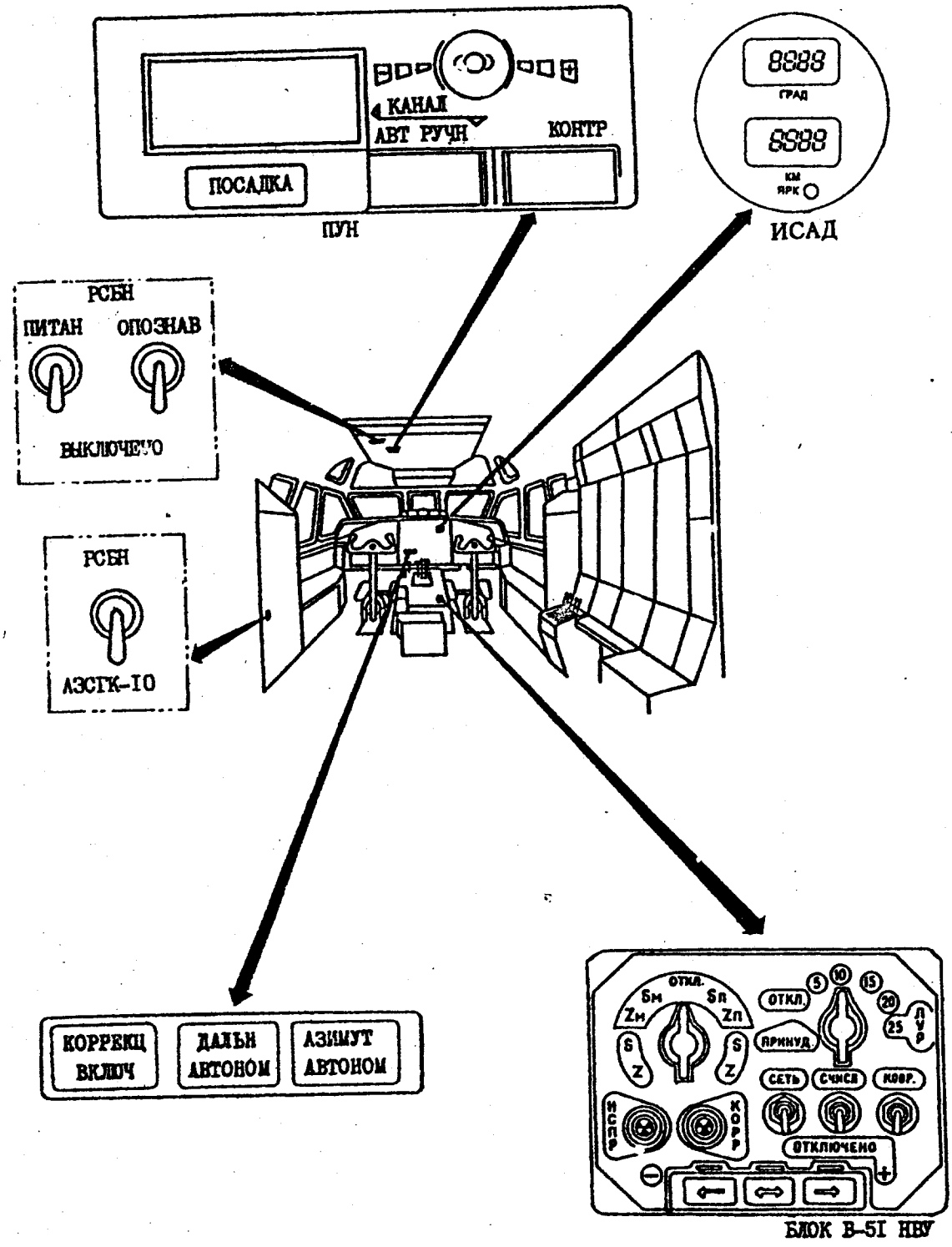
(5) Нахождение каналов азимута и дальности в режиме поиска сигналов РМ индицируется загоранием желтых светосигнальных табло АЗИМУТ АВТОНОМ и ДАЛЬН АВТОНОМ , см. рис. 8.17.10a.1.

Если при этом включен режим коррекции (горит зеленое светосигнальное табло КОРРЕКЦ ВКЛЮЧ), то значения азимута и дальности на приборе ИСАД являются пересчитанными координатами, счисленными в НВУ.

(6) Прослушивание позывного сигнала наземного радиомаяка обеспечивается через телефоны авиагарнитуры КВС и 2/П при установке переключателя радиосредств на абонентском аппарате СПУ в положение РСБН.

(7) Переключатель СПУ - РАДИО на абонентских аппаратах должен быть установлен в положение РАДИО.

(прод.)



Органы управления и контроля РСБН
Рис. 8.17.10а.1

-oOo-

8.17.11 Система воздушных сигналов СВС-ПН-15-4Б

8.17.11. Эксплуатационные ограничения

Наименование параметра	Единица измерения	Миним.	Норм.	Макс.
Число М	По шкале прибора М	0,3	-	1,0
Истинная скорость	км/ч	100	-	1200
Приборная скорость	км/ч	100	-	730
Высота барометрическая относительная	м	0	-	15000
Допустимое расхождение барометрического давления на счетчике с давлением аэродрома	мм рт. ст.	-	± 1,5 при t° от плюс 15 до +35 °С	± 2,5 при других температурах
Высота барометрическая абсолютная	м	-500	-	15000
Время готовности после включения питания	мин			
- при tНВ выше минус 30 °С		-	15	-
- при tНВ ниже минус 30 °С		-	30	-

(прод.)

8.I7.II.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(I) При осмотре внутри самолета	Б о р т и н ж е н е р АЗС СВС ПИТАН и СВС ОБОГРЕВ – убедиться во включении Перед включением СВС на УВО-I5 давление аэродрома – установить
(2) Перед запуском двигателей	В т о р о й п и л о т Переключатели СВС-ПН ПИТАНИЕ и СВС-ПН – включить
(3) Перед выруливанием	К о м а н д и р в о з д у ш н о г о с у д н а Кремальерой P_s на УВО-I5 счетчик барометрического давления на значение 760 мм рт. ст. – установить Кнопку СВС-ПН КОНТРОЛЬ – нажать Проконтролировать отработку значений, которые должны быть: при температуре окружающей среды от плюс 60°С до 0°С – V ист = 900 ± I0 км/ч ; – H = I2000 ± 40 м ; – M = 0,8 ± 0,0I . При температуре ниже минус 30°С до минус 60°С включительно погрешности утраиваются. П р и м е ч а н и е. Контроль производить после прогрева СВС. На УВО-I5 стрелку на 0 высоты – установить Показания давления на барометрическом счетчике с давлением аэродрома – сличить Разница не должна превышать ±I,5 мм рт.ст. (±2гПа) при температурах от плюс I5 до +35 °С и ±2,5 мм рт.ст. (±3гПа) при других температурах.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(4) На всех этапах полета	При достижении высоты перехода кремальерой $P_з$ на УВО-15 – установить давление 760 мм рт. ст. Контроль исправности указателей системы СВС осуществлять периодической сверкой их показаний с показаниями механических приборов, индицирующих аналогичную информацию.
(5) Перед снижением	При достижении эшелона перехода на УВО-15 давление аэродрома посадки – установить

(прод.)

8.I7.II.3. Неисправности

При неправильной индикации высоты и числа М на приборах УВО-I5 УМ-I и УСВП пилотировать самолет по приборам ВЭМ-72, ВМ-I5, МС-I, КУС. Контроль за выдерживанием числа М производить по указателю МС-I.

8.I7.II.4. Краткое описание

Система воздушных сигналов СВС-ПН (далее по тексту СВС) предназначена для выдачи потребителям и для индикации значения истинной воздушной скорости, барометрической высоты и числа М, а также для обеспечения сигнализации ограничения скорости полета по числу М красным светосигнальным табло ПРЕДЕЛ СКОРОСТИ.

Высота полета индицируется на приборе УВО-I5 КВС, истинная воздушная скорость на приборе УСВП (средняя приборная доска), значение числа М – на приборе УМ-I КВС.

Для индикации истинной скорости на УСВП его переключатель П-В устанавливать в положение В.

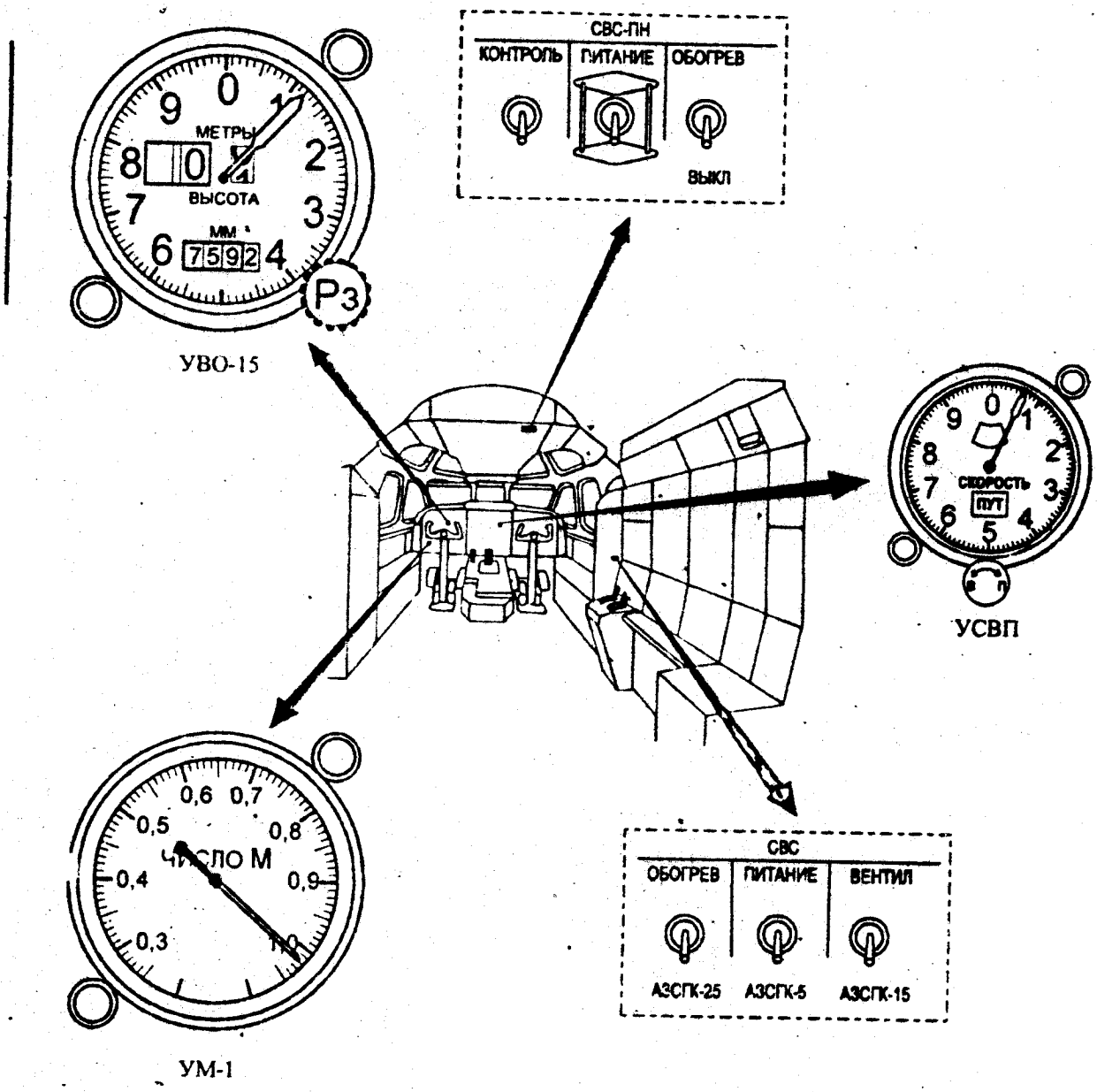
СВС выдает сигналы истинной воздушной скорости в НВУ для счисления координат самолета и сигналы приборной скорости и числа М в систему АБСУ для их автоматической стабилизации.

Система СВС-ПН имеет аппаратуру встроенного контроля, которая управляется кнопкой СВС-ПН КОНТРОЛЬ и используется только на земле перед полетом.

Выключатель СВС-ПН ПИТАНИЕ, СВС-ПН ОБОГРЕВ и кнопка СВС-ПН-КОНТРОЛЬ размещены на верхнем электрощитке пилотов, рис. 8.I6.3.I.

Электропитание системы выполнено от левой сети постоянного тока 27 В и от сетей переменного тока II5 В 400 Гц и 36 В 400 Гц (левой).

(прод.)



Органы управления и контроля СВС-ПН
Рис. 8.17.11.1

-oOo-

Ту-154М

Подраздел 8.18

АППАРАТУРА УВД

8.18. АППАРАТУРА УВД

8.18.1. Радиолокационный ответчик СО-72М (далее по тексту СО-72)

8.18.1.1. Эксплуатационные ограничения

Минимальное время готовности к работе (прогрев) I мин, максимальное - 2 мин.

8.18.1.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(I) При осмотре внутри самолета	Исходное положение органов управления
	АЗСГК-5 СО-72 - убедиться во включении
	Переключатель режимов - ОТКЛ
	Переключатель СО-72М I-II - положение I
	Выключатель АВАРИЯ - закрыт колпачком
(2) Перед запуском двигателей	Проверить работоспособность
	Переключатель режимов - УВД
	Кнопка КОНТРОЛЬ (после прогрева) - нажать (на 5-10 с), после загорания желтого светосигнализатора отпустить
	Переключатель режимов - АС
	Кнопка КОНТРОЛЬ - нажать, после загорания желтого светосигнализатора отпустить
	ВНИМАНИЕ. Запрещается: I. Нажимать кнопку КОНТРОЛЬ ранее, чем через I мин после переключения режимов работы. 2. Нажимать одновременно кнопки КОНТРОЛЬ и ЗНАК.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	Примечания: 1. Светосигнализатор может периодически загораться желтым цветом при отпущенной кнопке КОНТРОЛЬ если в районе аэродрома работают радиолокаторы (ВРД) 2. Загорание светосигнализатора красного цвета при нажатой кнопке КОНТРОЛЬ свидетельствует о неисправности включенного полукомплекта
	Переключатель режимов – готов Переключатель СО-72М I-II – положение II Проверить работоспособность II полукомплекта по п. (2) Переключатель СО-72М I-II – положение I
(3) На предварительном старте (только на зарубежных авиалиниях)	Кнопки НАБОР НОМЕРА – набрать номер, установленный регламентом Примечание. Четырехзначный номер кода набирается на ПУ поочередным нажатием кнопок слева направо.
(4) На исполнительном старте	Переключатель режимов – УВД (на внутрисоюзных авиалиниях) АС (на международных авиалиниях)
(5) В крейсерском полете	Работу СО-72М контролировать по периодическому загоранию светосигнализатора. При исправной работе ответчика он должен периодически загораться желтым цветом. Использование режимов А (на зарубежных авиалиниях) и РСП (на внутренних авиалиниях), а также нажатие кнопки ЗНАК производить по требованию диспетчера УВД. При возникновении на борту самолета аварийной обстановки на внутрисоюзных авиалиниях открыть колпачок и включать

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	выключатель АВАРИЯ. На зарубежных авиалиниях набрать номер кода 7700, а при потере радиосвязи – номер кода 7600.
(6) При посадке (в конце пробега)	Переключатель режимов – положение ОТКЛ.

8.I8.I.3. Неисправности

Проявление неисправности	Необходимые действия
При нажатой кнопке КОНТРОЛЬ светосигнализатор горит красным цветом	Это свидетельствует об отказе в работе включенного полукомплекта Переключатель СО-72 I-П – в положение П Кнопку КОНТРОЛЬ – нажать. Если светосигнализатор горит желтым цветом, П полукомплект исправен Если светосигнализатор продолжает гореть красным цветом: Переключатель режимов – ОТКЛ., доложить диспетчеру УВД о неисправности ответчика

(прод.)

8.I8.I.4. Краткое описание

Самолетный радиолокационный ответчик является бортовой аппаратурой, входящей в состав системы УВД и предназначен для работы с наземными аэродромными и трассовыми вторичными радиолокаторами (ВРЛ).

Ответчик обеспечивает автоматическую передачу наземным отечественным и зарубежным ВРЛ информацию о номере самолета и высоте полета.

Ответчик состоит из двух полукомплектов (I и II), которые включаются в работу попеременно переключателем СО-72М I-II, при этом резервный полукомплект не излучает, но находится в резерве.

Ответчик имеет 6 режимов работы, из них три (УВД, УВД-М и РСП) для работы с отечественными ВРЛ и два (АС и А) с зарубежными ВРЛ. В 6 режиме ГОТОВ ответчик не излучает, а находится в горячем резерве. Режим АС также используется и с отечественными ВРЛ типа КОРЕНЬ, работающими в соответствии с нормами ИКАО.

Датчиками высоты для ответчика СО-72 являются система СВС и высотомер ВЭМ-72.

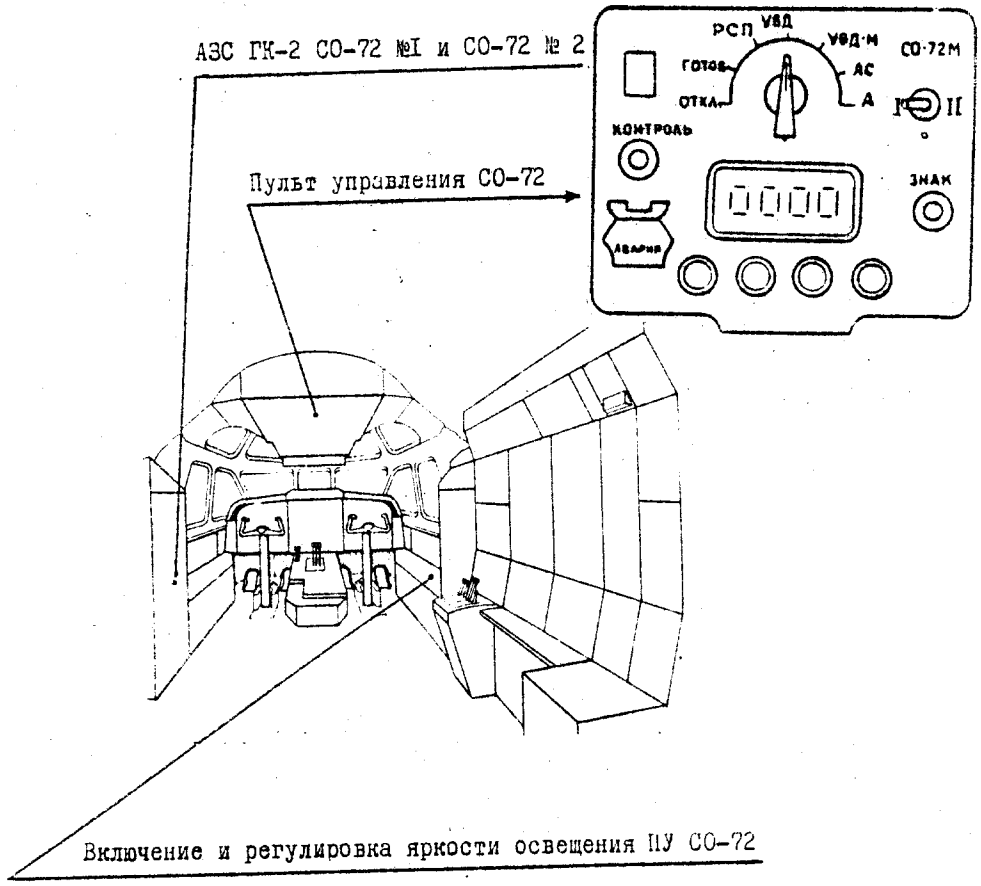
При работе первого полукомплекта ответчика в режиме УВД (РСП) и АС в качестве датчика высоты используется указатель УВО-I5 СВС, а при работе второго полукомплекта - указатель УВО-I5 СВС в режиме УВД (РСП) и высотомер ВЭМ-72 в режиме АС. Коммутация датчиков высоты выполняется автоматически при переключении режимов работы.

Все блоки СО-72 охвачены системой встроенного контроля, которая включается нажатием кнопки КОНТРОЛЬ. При этом исправность ответчика сигнализируется загоранием светосигнализатора жёлтым цветом, а неисправность (отказ) - красным цветом. Для уменьшения яркости свечения светосигнализатора устанавливается механический матовый светофильтр.

Управление ответчиком осуществляется с ПУ, который размещен на верхнем электрощитке пилотов, см. рис. 8.I8.I.I.

Питание СО-72 выполнено от сети переменного тока II5 В 400 Гц и постоянного тока 27 В с защитой АЗСГК-5 СО-72, см. рис. 8.I8.I.I.
Включение питания СО-72 осуществляется переводом переключателя режимов из положения ОТКЛ в положение одного из 6 режимов.
Для включения и регулировки яркости встроенного подсвета пульта управления СО-72 используется переключатель трансформатора ВСТРОЕННОЕ ОСВЕЩЕНИЕ ВЕРХНИЙ ЭЛЕКТРОЩИТОК, размещённый на боковом пульте 2/П.

(прод.)



Включение и регулировка яркости освещения ПУ СО-72

Органы управления самолетным ответчиком

Рис.8.I8.I.I

(прод.)

8.I8.2. Радиолокационный ответчик резервный*

8.I8.2.I. Эксплуатационные ограничения – не установлены

8.I8.2.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(I) Перед выруливанием	Командир воздушного судна
	АЗС СРО – убедитесь во включении
	Выключатель ПИТАНИЕ-ВЫКЛ. – ПИТАНИЕ
	Переключатель ЗАПАСНОЙ-РАБОЧИЙ – РАБОЧИЙ
	Переключатель I-2 – I
	При этом загорается светосигнализатор КОД ВКЛ, а через I-2 мин светосигнализатор КОНТР ПИТ.
	Переключатель режимов работы – в одно из I2 положений согласно действующему регламенту
(2) На всех этапах полета	Контролировать работу аппаратуры по светосигнализатору ИНДИК ОТВ – загорается при облучении самолета наземной РЛС и сигнализирует о работе (на излучение) аппаратуры СРО
	При возникновении на борту самолета аварийной обстановки
	Выключатель БЕДСТВИЕ-ВЫКЛ – открыть колпачок и включить
(3) Перед оставлением самолета на стоянке	Выключатель ПИТАНИЕ-ВЫКЛ – ВЫКЛ, гаснут светосигнализаторы КОД ВКЛ и КОНТР ПИТ

*Примечание. С самолета № 85672 устанавливается изделие 6202, на предыдущих – после выполнения доработки. Порядок использования ответчика 6202 оговорен в отдельной брошюре.

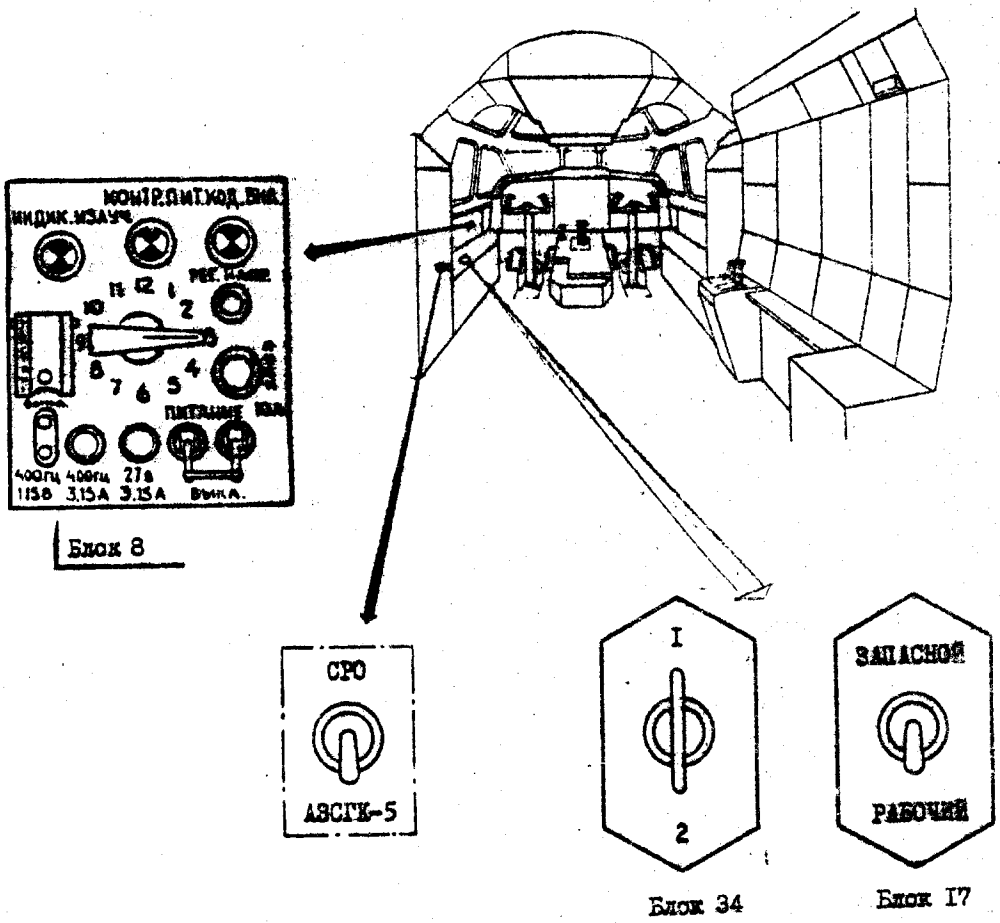
(прод.)

8.18.2.3. Неисправности – не рассматриваются.

8.18.2.4. Краткое описание

Оперативные органы управления СРО размещены на пульте (блоке 8), который установлен на боковом пульте КВС, см. рис. 8.18.2.1. Там же установлены переключатели режимов: ЗАПАСНОЙ-РАБОЧИЙ (блок 17) и 1-2 (блок 34).

(прод.)



Органы управления аппаратуры СРО

Рис. 8.I8.2.I

—oOo—

Ту-154М

Подраздел 8.19

СВЯЗНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

8.I9. СВЯЗНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

8.I9.I. Самолетное переговорное устройство СПУ-7

8.I9.I.I. Эксплуатационные ограничения – не установлены

8.I9.I.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(I) Включение	АЗС СПУ на левой панели АЗС	– включить
	Выключатель СПУ на верхнем электрощитке пилотов	– включить
(2) Выход на внутреннюю связь	Переключатель СЕТЬ I-2	– в любое положение
	Переключатель СПУ-РАДИО	– в положение СПУ
	Регулятор ОБЩАЯ	– установить оптимальный уровень слышимости
	Регулятор ПРОСЛУШ	– установить оптимальный уровень слышимости сигналов внутрисамолетной связи
	Кнопка СПУ КВС и 2/П, ножная тангента (кнопка СПУ) Б/И	– нажать при передаче, отпустить при приеме
(3) Выход на внешнюю связь	Переключатель СПУ-РАДИО	– в положение РАДИО
	Переключатель радиосредств на абонентском аппарате	– в требуемое положение в соответствии с табл. 8.I9.I.I
	Кнопки РАДИО КВС и 2/П, ножная тангента Б/И	– нажать при передаче, отпустить при приеме
(4) Циркулярный вызов всех членов экипажа на внутреннюю связь	Кнопка ЦВ на абонентском аппарате	– нажать при передаче, отпустить при приеме

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	При этом осуществляется принудительное оповещение всех членов экипажа по внутренней связи. В дальнейшем внутренняя связь проводится КВС и 2/П при нажатии кнопок СПУ, а Б/И – ножной тангентой

8.I9.I.3. Неисправности

Проявление неисправности	Необходимые действия
Отсутствует внутренняя связь	Использовать для этой цели радиостанцию УКВ, для чего: Переключатель радиосредств на абонентском аппарате – в положение УКВ I (УКВ 2) Переключатель СПУ–РАДИО – в положение РАДИО Кнопку РАДИО (ножную тангенту) – нажать при передаче, отпустить при приеме ПРИМЕЧАНИЕ. Помните, что при использовании радиостанции УКВ для внутренней связи все переговоры будут передаваться в эфир.

8.I9.I.4. Краткое описание

СПУ предназначено для внутрисамолетной двухсторонней телефонной связи членов экипажа между собой, с техническим персоналом при стоянке самолета, для выхода на внешнюю двустороннюю связь членов экипажа через бортовые радиостанции, а также для прослушивания радионавигационных средств.

Для каждого члена экипажа установлен абонентский аппарат, к которому подключается авиагарнитура.

Авиагарнитура КВС в отличие от авиагарнитуры 2/П подключается не к абонентскому аппарату, а к штеку пилота СПУ, который уже подключается к абонентскому аппарату.

Для выхода на внешнюю и внутреннюю связь на штурвалах КВС и 2/П установлены кнопки РАДИО и СПУ, у Б/И кнопка РАДИО (ножная тангента) и дополнительно для КВС кнопка СПУ на рукоятке управления передними колесами (рис. 8.I9.I.I).

Кнопка СПУ у КВС и 2/П служит для оперативного перехода с внешней связи на внутреннюю и обратно, поэтому рекомендуется переключатель СПУ–РАДИО держать в поло-

(прод)

жении РАДИО и оперировать кнопками СПУ - при внутренней связи, кнопками РАДИО - при внешней.

Для передачи сообщений одновременно всем членам экипажа служит кнопка ШВ на абонентском аппарате.

При ведении внешней связи каждому члену экипажа обеспечивается прослушивание сети внутренней связи, а при ведении внутренней связи прослушивание того радиосредства, ко" рое выбрано переключателем радиосредств на абонентском аппарате.

По ложениям переключателя радиосредств на абонентском аппарате соответствуют выходы на бортовые радиосредства согласно табл. 8.19.I.I.

При обесточивании основной электросети СПУ автоматически переключается на питание от аккумуляторов.

Примечание. При установке регуляторов ПРОСЛ на абонентских аппаратах СПУ в положение максимальной громкости возможно прослушивание телефонных выходов внешней связи и радионавигационных сигналов с любого абонентского аппарата СПУ независимо от того, заведены эти сигналы на абонентский аппарат или нет.
Для уменьшения величины прослушиваемого сигнала необходимо на абонентских аппаратах отрегулировать громкость прослушивания регулятором ПРОСЛ.

Таблица 8.I9.I.I

Положение переключателя на абонентском аппарате	КВС	2/П	Б/И	Нештатный член экипажа	Лоцман
УКВ I УКВ 2 КВ РСБН (АРК) *	"Баклан" № I "Баклан" № 2 "Микрон" РСБН	"Баклан" № I "Баклан" № 2 "Микрон" РСБН	"Баклан"№ I "Баклан"№ 2 "Микрон" -	"Баклан" № I "Баклан" № 2 "Микрон" РСБН	"Баклан" № I "Баклан" № 2 "Микрон" АРК № I или № 2 ***
VOR I АРК I VOR * DME	"Курс-МП"№ I и СД-75 № I или АРК № I **	"Курс-МП"№ I и СД-75 № I или АРК № I **	-	"Курс-МП"№ I и СД-75 № I или АРК № I****	"Курс-МП"№ I и СД-75 № I
VOR 2 АРК 2 VOR * DME	"Курс-МП"№ 2 и СД-75 № 2 или АРК № 2 **	"Курс-МП"№ 2 и СД-75 № 2 или АРК № 2 **	-	"Курс-МП"№ 2 и СД-75 № 2 или АРК № 2****	"Курс-МП"№ 2 и СД-75 № 2
Любое	РВ-5	-	-	-	-

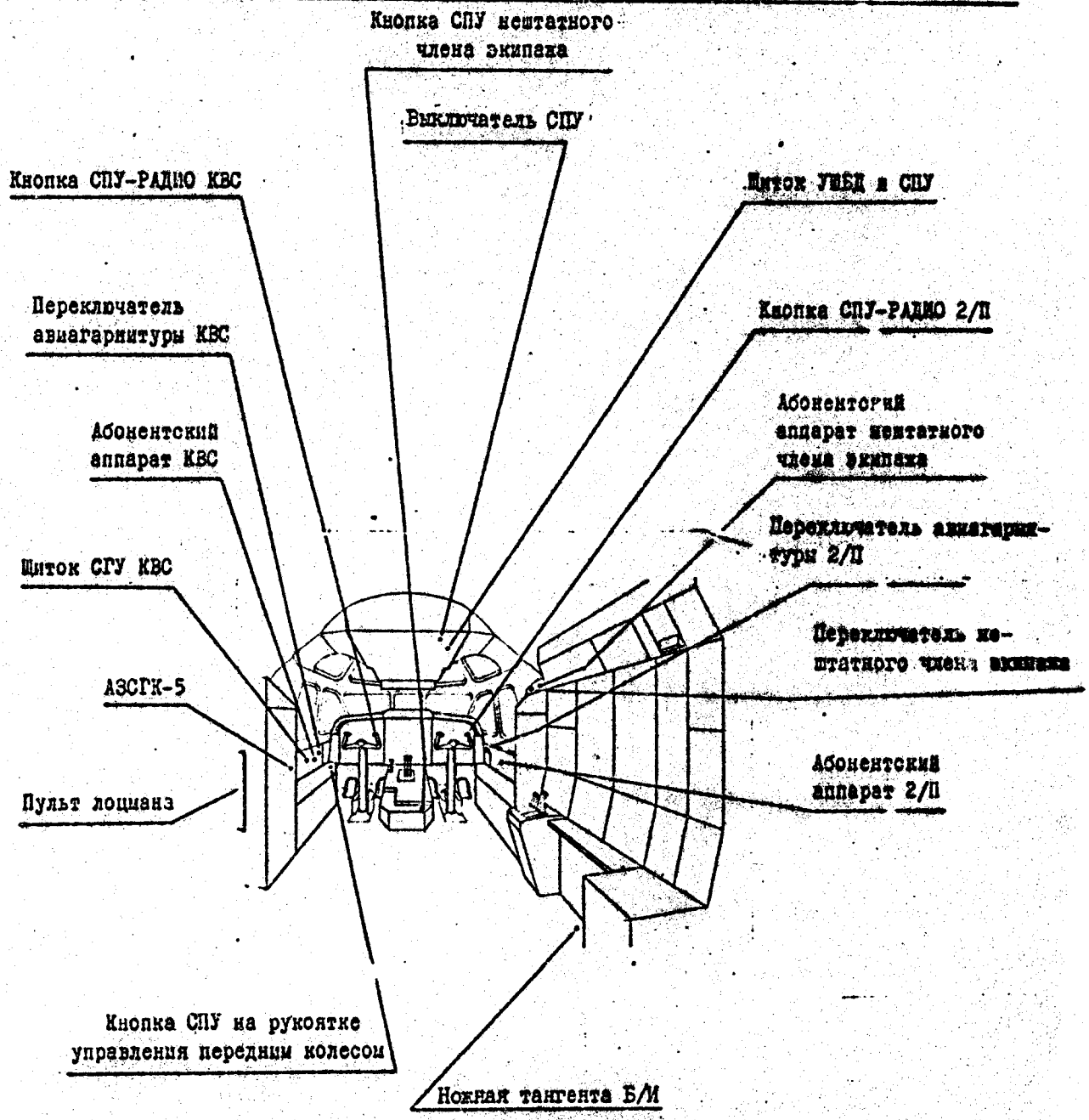
* - Надпись на абонентском аппарате лоцмана

** - В зависимости от положения переключателей АРК I - VOR 1 и АРК 2 - VOR 1 на индикаторах РМИ-2

*** - В зависимости от положения переключателя АРК I - АРК 2 на пульте лоцмана

**** - В зависимости от положения переключателей I и П АРК - VOR выходов на УШДБ и СПУ на верхнем электрощитке пилотов

(прод)



Примечание. 1. Абонентский аппарат СПУ и переключатель авиагарнитуры Б/П расположены на перегородке кабины экипажа.

2. На самолетах, поставляемых в ЦУ МВС, 235 ОАО и с № 85677, панель управления СПУ лоцмана находится на перегородке гардероба экипажа.

Органы управления СПУ
Рис. 8.19.1.1.

(прод)

8.I9.2. Самолетный радиоузел - самолетная громкоговорящая система (СГС)

8.I9.2.I. Эксплуатационные ограничения

Эксплуатационные ограничения не установлены

8.I9.2.2. Нормальна эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(I) Включение	АЗС СГС на левой панели АЗС - включить Выключатель СГС на верхнем электрощитке пилотов - включить
(2) Оповещение пассажиров КВС	Переключатель ПАСС - СПУ - БП на щитке СГУ - в положение ПАСС Кнопку микрофона СГУ - нажать Передаваемое сообщение должно быть слышно в громкоговорителях пассажирских салонов и с пониженной громкостью в кабине экипажа
(3) Оповещение пассажиров бортпроводником	Переключатель ПАСС - СПУ - БП на щитке СГУ КВС - в положение СПУ или БП Выключатели ВЕЩАНИЕ САЛОН I и ВЕЩАНИЕ САЛОН II на электрощитке бортпроводника переднего вестибюля - включить Микрофон СГУ на рабочем месте бортпроводника - нажать кнопку. В этом случае при передаче сообщения бортпроводником с переднего вестибюля микрофоны других бортпроводников отключаются.
(4) Ведение музыкальных передач с магнитофона "Арфа" ✱	Выключатель ПИТАНИЕ на магнитофоне - в положение ВКЛ При этом на магнитофоне подсвечиваются клавиша 0 и одна из клавиш I, 2, 3, 4. Клавиши звуковой дорожки I, 2, 3, 4 - нажать одну из клавиш

✱) Для самолетов, укомплектованных магнитофоном "Арфа".

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	При этом должен погаснуть подсвет клавиши О и загореться подсвет нажатой клавиши, а в салоны в зависимости от положения выключателей ВЕЩАНИЕ САЛОН I и ВЕЩАНИЕ САЛОН II будет транслироваться музыкальная программа. Регулятор ГРОМК на магнитофоне – установить в положение необходимой громкости Клавишу О на магнитофоне – нажать для выключения воспроизведения или перевода магнитофона в режим СТОП. При этом воспроизведение прекращается, загорается подсвет клавиши О и сохраняется подсвет клавиши работавшей дорожки.
(4а) Ведение музыкальных передач с магнитофона "Союз" ✱	Выключатель "I - ○" на пульте управления магнитофона – установить в положение I При этом должен засветиться светодиод СЕТЬ 27 В. Кнопку останова ▽ – нажать Переключатель МЛ1 - МЛ2 – установить в положение МЛ1 или МЛ2. При этом индикация включения первого или второго лентопротяжного механизма осуществляется соответствующим светодиодом. Выключатель НАПР ДВИЖЕН – установить в положение → или ← При этом индикация направления движения лентопротяжного механизма осуществляется соответствующим светодиодом. Кнопку ○ – нажать. При этом начнется движение ленты и воспроизведение музыкальной программы, индицируемое светодиодами. Регулятор громкости – установить в положение необходимой громкости. Кнопку ◁◁ ▷▷ – нажать. Свечение светодиода указывает на включение ускоренной

✱) Для самолетов, укомплектованных магнитофоном "Союз".

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	перемотки в направлении движения —▷ или ◁— лентопротяжного механизма МЛ1 или МЛ2, задаваемое переключателями НАПР ДВИЖЕН и МЛ1 - МЛ2
	Выключатель ⬭ - включить.
	При этом включается автоматический режим воспроизведения, при котором после окончания ленты в кассете воспроизводимая музыкальная программа должна автоматически смениться. программой, записанной в обратном направлении движения той же кассеты, о чем должно свидетельствовать начало свечения светодиодов режимов работы.
	Кнопку останова ⓥ - нажать.
	При этом прекращается движение лентопртяжного механизма и воспроизведение музыкальной программы.
(5) Оповещение пассажиров бортпроводником на фоне музыкальных передач	Микрофон СГУ на рабочем месте бортпроводника - нажать кнопку.
	После нажатия кнопки микрофона в громкоговорителях салонов будут прослушиваться сообщения с нормальной громкостью, а звук от магнитофона - с пониженной.
	После отпускания кнопки микрофона громкость музакальной передачи должна возрасти до установленного уровня.
(6) Оповещение пассажиров КВС на фоне музыкальных передач	Переключатель ПАСС - СПУ - БП на щитке СГУ КВС - установить в положение ПАСС
	Кнопку микрофона СГУ - нажать.
	После нажатия кнопки микрофона в громкоговорителях салонов будут прослушиваться сообщения с нормальной громкостью, а звук от магнитофона - с пониженной.
	После отпускания кнопки микрофона громкость музыкальной передачи должна возрасти до установленного уровня.
(7) Вызов КВС бортпроводника (бортпроводников)	Переключатель ПАСС - СПУ - БП на щитке СГУ КВС - установить в положение БП
	Кнопку БП (ЦВБП) на боковом пульте КВС - нажать.
	При нажатой кнопке БП звенит звонок и горит светосигнализатор вызова ЭКИПАЖ у бортпроводника переднего вестибюля.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	При нажатой кнопке ЦВБП звенят звонки на рабочих местах бортпроводников, а также горит светосигнализатор у бортпроводника переднего вестибюля.
	Кнопку микрофона СПУ – нажать при передаче сообщения, отпустить для прослушивания ответа
Ответ бортпроводника	Кнопку (тангенту) микротелефонной трубки – нажать для ответа, отпустить для прослушивания
(8) Вызов КВС бортпроводником	Кнопку ЭКИПАЖ (ПИЛОТ) на рабочем месте бортпроводника – нажать
	На средней приборной доске пилотов загорается желтое светосигнальное табло ВЫЗОВ Б/П.
	Переключатель ПАСС–БП–СПУ на щитке СПУ КВС – в положение БП, прослушать вызов
(9) Вызов бортпроводника бортпроводником	Кнопку БП I или БП II, или БП III на своем рабочем месте – нажать
	При этом на рабочем месте вызываемого бортпроводника звенит звонок.
	Вызов бортпроводника переднего вестибюля сигнализируется также загоранием светосигнализатора Б/ПРОВОД.
	Выключатель СВЯЗЬ С БП на щитке БП переднего вестибюля – включить для ведения разговора
(10) Выход КВС с микрофона СПУ во внутреннюю и внешнюю связь	Переключатель ПАСС–СПУ–БП – в положение СПУ
	Переключатель СПУ–РАДИО на абонентском аппарате – в положение СПУ для внутренней и РАДИО для внешней связи
	Кнопку микрофона СПУ – нажать при передаче, отпустить при приеме

(прод)

8.I9.2.3. Краткое описание

(I) Система СГС состоит из громкоговорящего устройства СГУ-I5, магнитофона "Арфа", усилителей УНЧ-25, громкоговорителей в салонах и кабине экипажа и предназначена:

(а) для громкоговорящей передачи пассажирам сообщений от КВС и бортпроводников, а также музыкальных программ с магнитофона "Арфа" в течение всего полета;

(б) для внутренней двусторонней телефонной связи между КВС и бортпроводниками, а также между бортпроводниками;

(в) для громкоговорящего воспроизведения членам экипажа всей информации, принимаемой и передаваемой КВС по сетям внутренней и внешней связи;

(г) для выхода КВС с микрофона СГУ на внутреннюю и внешнюю связь через СПУ.

(2) Управление системой СГС осуществляют КВС и бортпроводники.

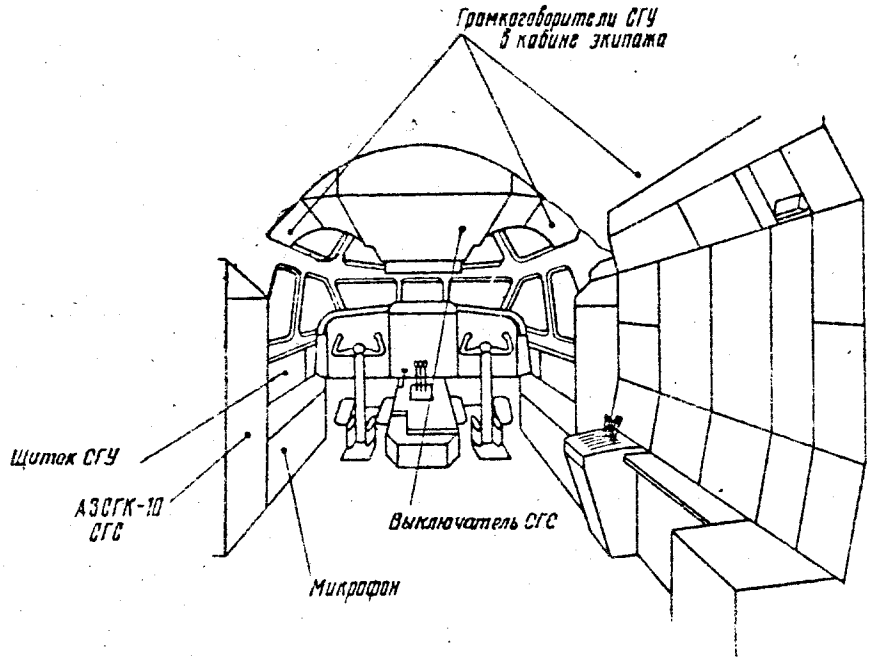
Передача музыкальных программ с магнитофона "Арфа" или сообщения с микрофона в оба салона одновременно или раздельно осуществляется бортпроводником переднего вестибюля, а передача сообщений пассажирам всеми бортпроводниками в зависимости от положения выключателей ВЕЩАНИЕ САЛОН I и ВЕЩАНИЕ САЛОН II.

КВС может передавать сообщения в оба салона одновременно независимо от положения выключателей ВЕЩАНИЕ САЛОН I и ВЕЩАНИЕ САЛОН II на электрощитке бортпроводника. В этом случае передача сообщения бортпроводника прерывается.

При установке переключателя на щитке СГУ КВС в положение ПАСС прослушиваются музыкальные программы (если они ведутся) через громкоговорители СГС кабины экипажа.

Громкость передачи воспроизводимой громкоговорителями кабины экипажа устанавливается регулятором ДИН на щитке СГУ КВС (рис. 8.I9.2.I).

(прод)



Органы управления СГС в кабине экипажа
Рис. 8.I9.2.I

(прод)

8.I9.3. Аппаратура сбора звуковой информации

8.I9.3.I. Эксплуатационные ограничения

Не рассматриваются.

8.I9.3.2. Нормальная эксплуатация

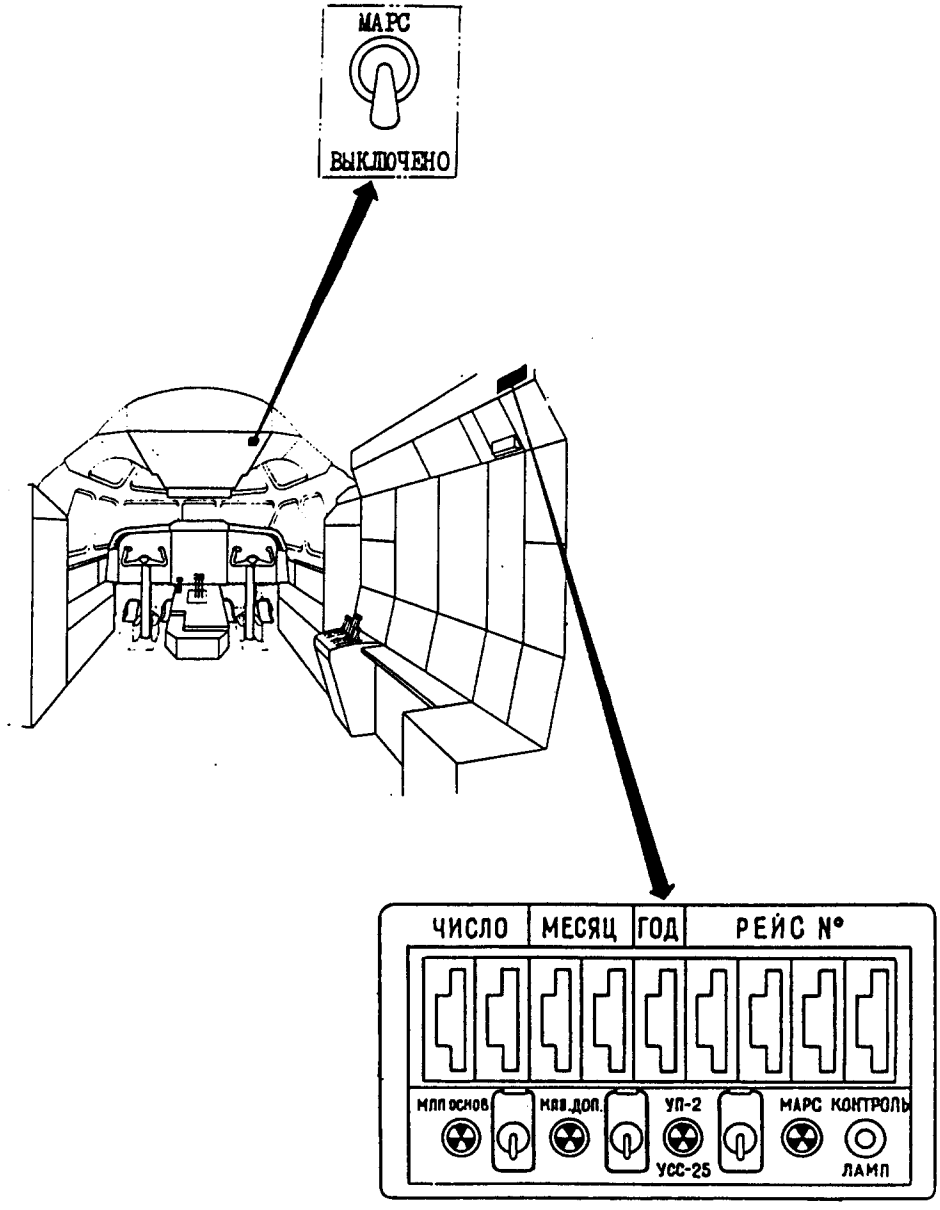
Условия (этап) работы	Необходимые действия
(I) Перед полетом	Переключатель МАРС-ВЫКЛЮЧЕНО на верхнем электрощитке пилотов в положение МАРС - установить
	Исправность аппаратуры сигнализируется постоянно горящим зеленым светосигнализатором МАРС на пульте ПУ-22.
	П р и м е ч а н и е. Предусмотрено автоматическое включение аппаратуры при взлете после отрыва опор шасси от земли независимо от положения выключателя МАРС-ВЫКЛЮЧЕНО.
(2) В полете	Работу аппаратуры по постоянно горящему светосигнализатору МАРС - контролировать
(3) После посадки	После освобождения ВПП аппаратуру "Марс" - выключить

8.I9.3.3. Неисправности

Отказы не рассматриваются.

8.I9.3.4. Краткое описание

Аппаратура предназначена для записи информации, принимаемой и передаваемой пилотами по сетям внутренней и внешней связи, записи через открытые микрофоны переговоров между членами экипажа, а также записи импульсной информации с данными параметров полета, зарегистрированными системой МСРП.
При обесточивании основной электросети аппаратура "Марс" автоматически переключается на питание от аккумуляторов.
Органы управления и контроля аппаратуры "Марс" приведены на рис. 8.I9.3.I.



Органы управления и контроля МАРС

Рис. 8.I9.3.I.
(прод.)

8.I9.3.A. Аппаратура сбора звуковой информации*

8.I9.3.A.I. Эксплуатационные ограничения

Эксплуатационные ограничения не установлены.

8.I9.3.A.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(I) Перед полетом	АЗСГК-2 МС-6IБ (П-503БСили П-503Б) на панели АЗС правой в верхнее положение - установить
	Выключатель ВКЛ - ВЫКЛ (ОТКЛ), переключатели СПУ (АВС) - ЛАР и АВТОСПУСК - НЕПРЕРЫВНАЯ РАБОТА на пульте управления в положения ВКЛ, СПУ (АВС) и НЕПРЕРЫВНАЯ РАБОТА - соответственно - установить
	Загорается светосигнализатор ЗАПИСЬ на пульте управления.
	Примечание. Автоматическое включение аппаратуры при взлете не предусмотрено.
(2) В полете	Работу аппаратуры по постоянно горящему зеленому светосигнализатору ЗАПИСЬ - контролировать
(3) После посадки	После освобождения ВПП аппаратуру МС-6IБ (П-503БС или П-503Б) - выключить

8.I9.3.A.3. Неисправности

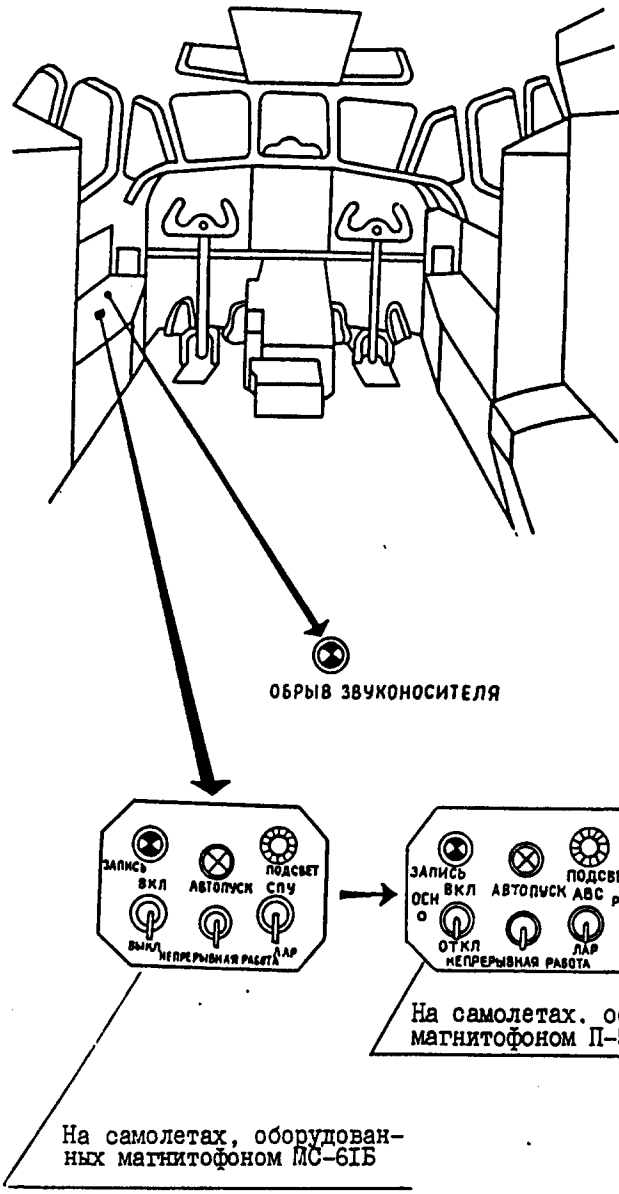
Проявление неисправности	Необходимые действия
Загорелся светосигнализатор ОБРЫВ ЗВУКОНОСИТЕЛЯ	Устранить обрыв путем связывания звуконосителя плотным прямым (морским) узлом.

8.I9.3.A.4. Краткое описание

Магнитофон МС-6IБ (П-503БС или П-503Б) предназначен для записи информации, принимаемой и передаваемой КВС по сетям внутренней и внешней связи без дополнительной регулировки громкости СПУ.
Режим ЛАР используется в случае необходимости скрытой записи информации, не предназначенной для передачи в эфир средствами радиосвязи.
Магнитофон МС-6IБ (П-503БС или П-503Б) установлен на левом борту в кабине экипажа, перед гардеробом на полу. Ножницы и кассетница размещены на перегородке гардероба. Органы управления и контроля аппаратуры МС-6IБ (П-503БС или П-503Б) приведены на рис. 8.I9.3.A.I.

*) На самолетах ЦУ МВС и с № 85677 по № 85722

(прод.)



Органы управления и контроля (на самолетах ЦУ МВС и с № 85677 по № 85722)
Рис. 8.I9.3.А.I

(прод.)

8.19.4. УКВ радиостанция "Баклан"

8.19.4.1. Эксплуатационные ограничения

Наименование параметра	Единица измерен.	Миним.	Норм.	Макс.
(1) Время готовности к работе	мин	-	-	1
(2) Продолжительность непрерывной работы	ч	-	-	15
(3) Цикличность работы:				
- передача	мин	-	1	-
- прием	мин	-	3	-

(4) Одновременную работу радиостанций "Баклан" № 1 и 2 в режиме передачи и курсовых приемников "Курс МП" с разносом частот менее 2,5 МГц регламентировать по времени.

(5) Одновременную работу радиостанций "Баклан" № 1 и 2 при разносе частот менее 0,1 МГц регламентировать по времени.

(6) Одновременную работу радиостанций "Баклан" и "Микрон" на передачу на частотах, разность которых совпадает с рабочей частотой "Курс МП" (в режиме VOR), регламентировать по времени.

(7) Возможно прослушивание сигналов передатчика радиостанции "Микрон" при работе радиостанций "Баклан" № 1 и 2 на частотах, кратных частотам радиостанции "Микрон". В этом случае работу указанных радиостанций регламентировать по времени.

8.19.4.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Включение	АЗС УКВ № 1 и УКВ № 2 на левой и правой панелях АЗС - включить
	Выключатели УКВ № 1 и УКВ № 2 на верхнем электрощитке пилотов - включить
	При этом включается подсвет шкалы ПУ.
	На самолетах с сеткой частот 25/8,33 кГц включается подсвет цифрового табло, яркость регулируется автоматически. При необходимости яркость табло можно установить регулятором "под шлиц" на передней панели ПУ
(2) Настройка и использование	Ручки установки частоты на ПУ - установить рабочую частоту
	Выключатель ПШ на ПУ - в положение ПШ
	На самолетах с сеткой частот 25/8,33 кГц выключатель АП - в нижнее положение
	Ручка регулятора громкости на ПУ - повернуть по часовой стрелке до желаемого уровня сигнала

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
	Переключатель СПУ-РАДИО на абонентском аппарате	- в положение РАДИО
	Переключатель радиосредств на абонентских аппаратах	- в положение УКВ1 (УКВ2), после чего будет осуществляться прием
	Кнопку (ножную тангенту) РАДИО	- нажать

8.19.4.3. Неисправности

Проявление неисправности	Необходимые действия
Отсутствует самопрослушивание радиостанций через телефоны авиагарнитур	Проверить включение АЗС на левой и правой панелях АЗС.

8.19.4.4. Краткое описание

Ультракоротковолновая приемо-передающая радиостанция предназначена для двусторонней радиотелефонной связи в диапазоне частот 118 - 135,975 или 118 - 136,975 МГц экипажа самолета с диспетчерскими пунктами и экипажами других самолетов.

Интервал частот между каналами 25 кГц.

На самолетах с совмещенной сеткой частот интервалы частот между каналами могут быть установлены равными 8,33 кГц и 25 кГц в зависимости от набранного канала связи на ПУ. Соответствие набранного канала связи на ПУ и частоты настройки радиостанции приведено в табл. 8.19.4.1.

На самолете установлены две радиостанции БАКЛАН № 1 (с антенной верхнего расположения) и № 2 (с антенной нижнего расположения). Для связи при стоянке самолета, рулении, взлете и заходе на посадку целесообразно использовать радиостанцию № 1.

Управление радиостанциями осуществляется с двух пультов УКВ № 1 и УКВ № 2, рис. 8.19.4.1.

Левой и правой ручками ПУ устанавливается значение рабочей частоты. Подавитель шума включается выключателем ПШ и освобождает членов экипажа от прослушивания шума при приеме.

На самолетах с сеткой частот 25/8,33 кГц переключателем АП (аварийный прием) на ПУ радиостанция переводится в режим приема на частоте 121,5 МГц, которая индицируется на табло ПУ. При этом работа переключателей частоты блокируется. При установке переключателя АП в нижнее положение должна установиться ранее набранная частота и восстановиться работа переключателей частоты.

Громкость информации от радиостанции в телефонах авиагарнитуры регулируется ручкой ОБЩАЯ на абонентском аппарате, кроме того, она может прослушиваться через громкоговорители кабины экипажа при выборе КВС этой радиостанции для прослушивания.

Для передачи с микрофона авиагарнитуры КВС и 2/П используют штурвальные кнопки РАДИО, Б/И - ножную тангенту.

При обесточивании основной электросети радиостанция БАКЛАН № 1 автоматически переключается на питание от аккумуляторов.

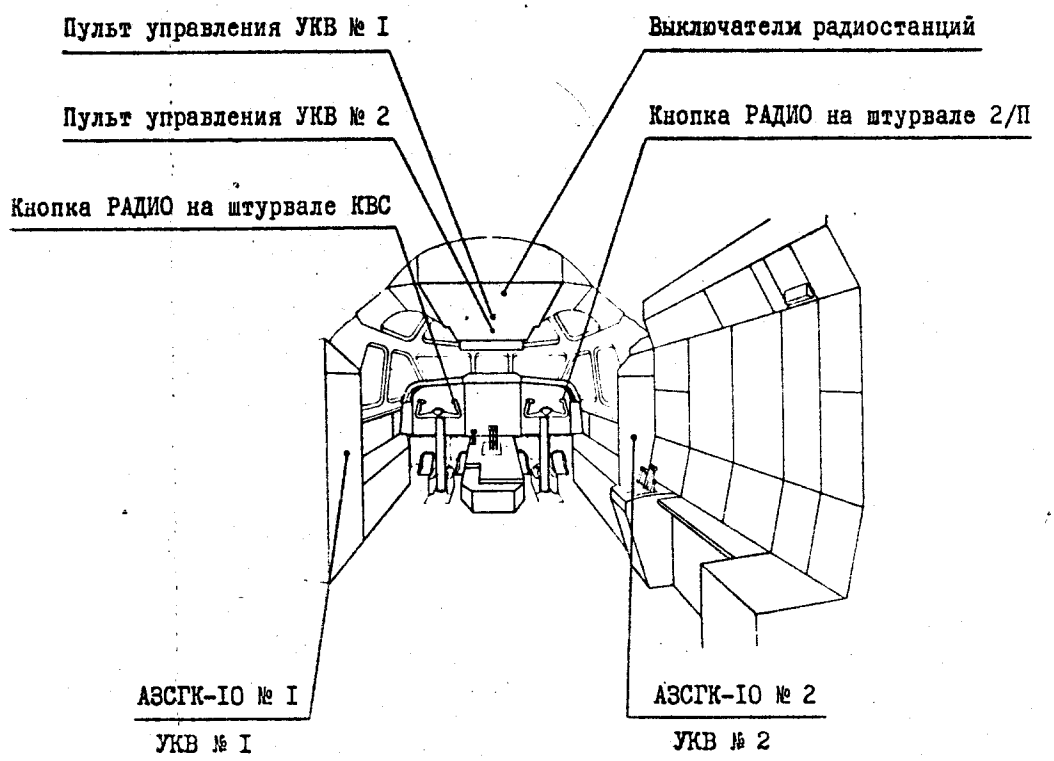
(прод.)

Таблица 8.19.4.1

Частота настройки канала связи, МГц	Разнос частот каналов, кГц	Индикация частоты настройки на ПУ, МГц
118,0000	25,00	118,000
118,0000	8,33	118,005
118,0083	8,33	118,010
118,0167	8,33	118,015
118,0250	25,00	118,025 (118,020)*
118,0250	8,33	118,030
118,0333	8,33	118,035
118,0417	8,33	118,040
118,0500	25,00	118,050
118,0500	8,33	118,055
118,0583	8,33	118,060
118,0667	8,33	118,065
118,0750	25,00	118,075 (118,070)*
118,0750	8,33	118,080
118,0833	8,33	118,085
118,0917	8,33	118,090
118,1000	25,00	118,100
118,1000	8,33	118,105
118,1083	8,33	118,110
118,1167	8,33	118,115
—	—	—
—	—	—
136,9000	25,00	136,900
136,9000	8,33	136,905
136,9083	8,33	136,910
136,9167	8,33	136,915
136,9250	25,00	136,925 (136,920)*
136,9250	8,33	136,930
136,9333	8,33	136,935
136,9417	8,33	136,940
136,9500	25,00	136,950
136,9500	8,33	136,955
136,9583	8,33	136,960
136,9667	8,33	136,965
136,9750	25,00	136,975 (136,970)*
136,9750	8,33	136,980

* На радиостанциях, выпущенных до 10.11.99 г. (с недоработанными ПУ), при работе с разносом частот каналов 25 кГц вместо каналов, имеющих обозначение после запятой "025" и "075" МГц, следует устанавливать значения (020) и (070) соответственно.

(прод.)



Органы управления УКВ радиостанциями БАКЛАН
Рис. 8.I9.4.I

(прод.)

8.I9.5. Радиостанция МИКРОН

8.I9.5.I. Эксплуатационные ограничения

Наименование параметра	Единица измерения	Миним.	Норм.	Макс.
(I) Время готовности к работе с пониженной стабильностью частоты	мин	-	-	3
(2) Время готовности к работе с номинальной стабильностью частоты	мин	-	-	15
(3) Продолжительность непрерывной работы	час	-	-	24
(4) Цикличность работы				
- передача	мин	-	5	-
- прием	мин	-	5	-

(5) Одновременную работу радиостанций МИКРОН и БАКЛАН (ЛАНДЫШ) № I или № 2 на передачу на частотах, разность которых совпадает с рабочей частотой курсовых приемников КУРС-МП (в режиме VOR), регламентировать по времени.

(6) Возможно прослушивание сигналов передатчика радиостанций МИКРОН через радиостанции БАКЛАН (ЛАНДЫШ) № I и № 2 при работе их на частотах, кратных частоте радиостанций МИКРОН, в этом случае работу указанных радиостанций регламентировать по времени.

(7) Режим ЧТ не задействован, режим АТ задействован в варианте ЦУ МВС и для 235 ОАО..

(8) Запрещается установка значений частот ниже 2000 кГц и выше 23999,9 кГц, а также выше 28 МГц - при работе с пониженной чувствительностью приемника.

(прод.)

8.I9.5.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(I) Включение и настройка	АЗС МИКРОН на левой панели АЗС	- включить
	Ручки УСТАНОВКА ЧАСТОТЫ КГц на ПУ	- установить рабочую частоту
	Выключатель МИКРОН на верхнем электрощитке пилотов	- включить
	При этом на ПУ загорится светосигнализатор НАСТР., который погаснет после настройки на заданную частоту	
	Переключатель ОМ-ОМН-АМ-АТ-ЧТ на ПУ	- установить необходимый режим работы
	Ручка ГРОМК на ПУ	- по часовой стрелке до желаемого уровня сигнала
	Переключатель РРУ-АРУ	- в положение, при котором наиболее хорошо прослушиваются принимаемые сигналы
	Переключатель СПУ-РАДИО на абонентском аппарате СПУ	- в положение РАДИО
	Переключатель радиосредств на абонентском аппарате СПУ	- в положение КВ, после чего будет осуществляться прием
	Кнопка РАДИО	- для передачи с микрофона авиагарнитуры нажать
	При работе радиостанции на передачу на ПУ загорается светосигнализатор ПРД	
	Ручка САМОКОНТР. на ПУ	- установить оптимальный уровень сигналов самопрослушивания

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(2) Работа радиостанции в режиме РРУ	При большом уровне входного сигнала возможно запирание приемника и потеря связи, в этом случае необходимо:
	Ручку ГРОМК на ПУ – установить оптимальный уровень сигнала и шума
	Переключатель РРУ – АРУ – установить в положение РРУ
(3) Прием с пониженной чувствительностью в диапазоне до 28 МГц	Крышку выключателя ПРМ 2 – 28 МГц на ПУ – открыть
	Выключатель ПРМ 2 – 28 МГц – включить
	Ручками УСТАНОВКА ЧАСТОТЫ кГц – установить рабочую частоту.
	При этом обеспечивается прием с пониженной чувствительностью в диапазоне 2 – 28 МГц.
(4) Работа в телеграфном режиме (АТ)	Переключатели ПРМ – ПРД и АТу – АТш на блоке ПЗ-АК установить:
	– при передаче – в положение ПРД,
	– при приеме – в положение ПРМ,
	– при приеме в режиме узкой полосы – в положение АТу,
	– при приеме в режиме широкой полосы – в положение АТш.
(5) Включение и настройка сдвоенного комплекта	АЗС и АЗ МИКРОН № I и МИКРОН № 2 на левой и правой панелях АЗС – включить
	Переключатель КВI – ДЕЖ ПРМ – КВ2 на рабочем месте радиста (лоцмана)* – установить в положение КВI
	Переключатель КВI – ДЕЖ ПРМ – КВ2 на боковом пульте КВС** – установить в положение КВI
	Переключатель ПРМ – ПРД на блоке ПЗ-АК – установить в положение ПРМ
	Ручками УСТАНОВКА ЧАСТОТЫ кГц на ПУ № I Микрон – установить рабочую частоту
	Выключатель МИКРОН № I на верхнем электрощитке пилотов – включить

*) На самолетах с двумя комплектами Микрон переключатель на перегородке гардероба по самолет № 85676.

**) Для самолетов с № 85677 .

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	При этом на ПУ № I Микрон загорится светосигнализатор НАСТР. После погасания лампы НАСТР произвести настройку второй радиостанции Микрон № 2, для чего: Переключатель КВI – ДЕЖ ПРМ – КВ2 на рабочем месте радиста (лоцмана)* – установить в положение КВ2 Переключатель КВI – ДЕЖ ПРМ – КВ2 на боковом пульте КВС** – установить в положение КВ2 Выключатель МИКРОН № 2 на верхнем электрощитке пилотов – включить При этом на ПУ № 2 Микрон загорится светосигнализатор НАСТР. Ручками УСТАНОВКА ЧАСТОТЫ кГц на ПУ № 2 Микрон – установить рабочую частоту. ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: I. НЕ ПРОИЗВОДИТЬ ПЕРЕКЛЮЧЕНИЕ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЯ "КВI – ДЕЖ ПРМ – КВ2" ИЗ ПОЛОЖЕНИЯ "КВI" В ПОЛОЖЕНИЕ "КВ2" И НАОБОРОТ ДО ОКОНЧАНИЯ НАСТРОЙКИ (ПОГАСАНИЯ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОРА "НАСТР" НА ПУ НАСТРАИВАЕМОЙ СТАНЦИИ). 2. ПЕРЕКЛЮЧЕНИЕ ИЗ ПОЛОЖЕНИЯ "КВI" НА "КВ2" ПРОИЗВОДИТЬ В РЕЖИМЕ ПРИЕМА. 3. ЕСЛИ ПРИ УСТАНОВКЕ ЧАСТОТЫ В ДИАПАЗОНЕ 2000,0 – 23999,9 кГц ОДНА ИЗ РАДИОСТАНЦИЙ НЕ НАСТРАИВАЕТСЯ В ТЕЧЕНИЕ IO МИНУТ, ВЫКЛЮЧИТЬ ЕЕ ПИТАНИЕ.

*) На самолетах с двумя комплектами Микрон переключатель на перегородке гардероба по самолет № 85676.

**) Для самолетов с № 85677.

(прод.)

8.I9.5.3. Неисправности

Проявление неисправности	Необходимые действия
(I) На ПУ радиостанции горит красный светосигнализатор АВАР.	Выключатель МИКРОН на верхнем электрощитке пилотов – выключить Через 3 с повторить включение радиостанции. Если светосигнализатор АВАР. продолжает гореть, выключить радиостанцию.
(2) После установки рабочей частоты светосигнализатор НАСТР. не гаснет в течение I0 мин	Выключить радиостанцию.

(прод.)

8.I9.5.4. Краткое описание

Коротковолновая радиостанция предназначена для двусторонней радиотелефонной и телеграфной связи экипажа самолета с аэропортами внутренних и международных авиалиний, а также для приема метеоинформации по трассе полета.

Управление радиостанций осуществляется с пульта управления, на котором выбирается один из режимов работы:

ОМ - режим работы при однополосной модуляции без несущей
ОМн - режим работы при однополосной модуляции с несущей
АМ - режим работы при амплитудной модуляции
АТ - режим амплитудной телеграфии.

Шестью ручками УСТАНОВКА ЧАСТОТЫ кГц устанавливается рабочая частота. Переключателем РРУ-АРУ выбирается ручная (РРУ) или автоматическая (АРУ) регулировка усиления.

На самолетах может устанавливаться и сдвоенный комплект (МИКРОН-3В), который включает в себя радиостанции МИКРОН № I и МИКРОН № 2 с индивидуальными ПУ № I и № 2.

Работает МИКРОН № I и № 2 на одну общую антенну.
Переключение радиостанций производит радист (лоцман)* или КВС** переключателем КВI-ДЕЖ ПРМ-КВ2.

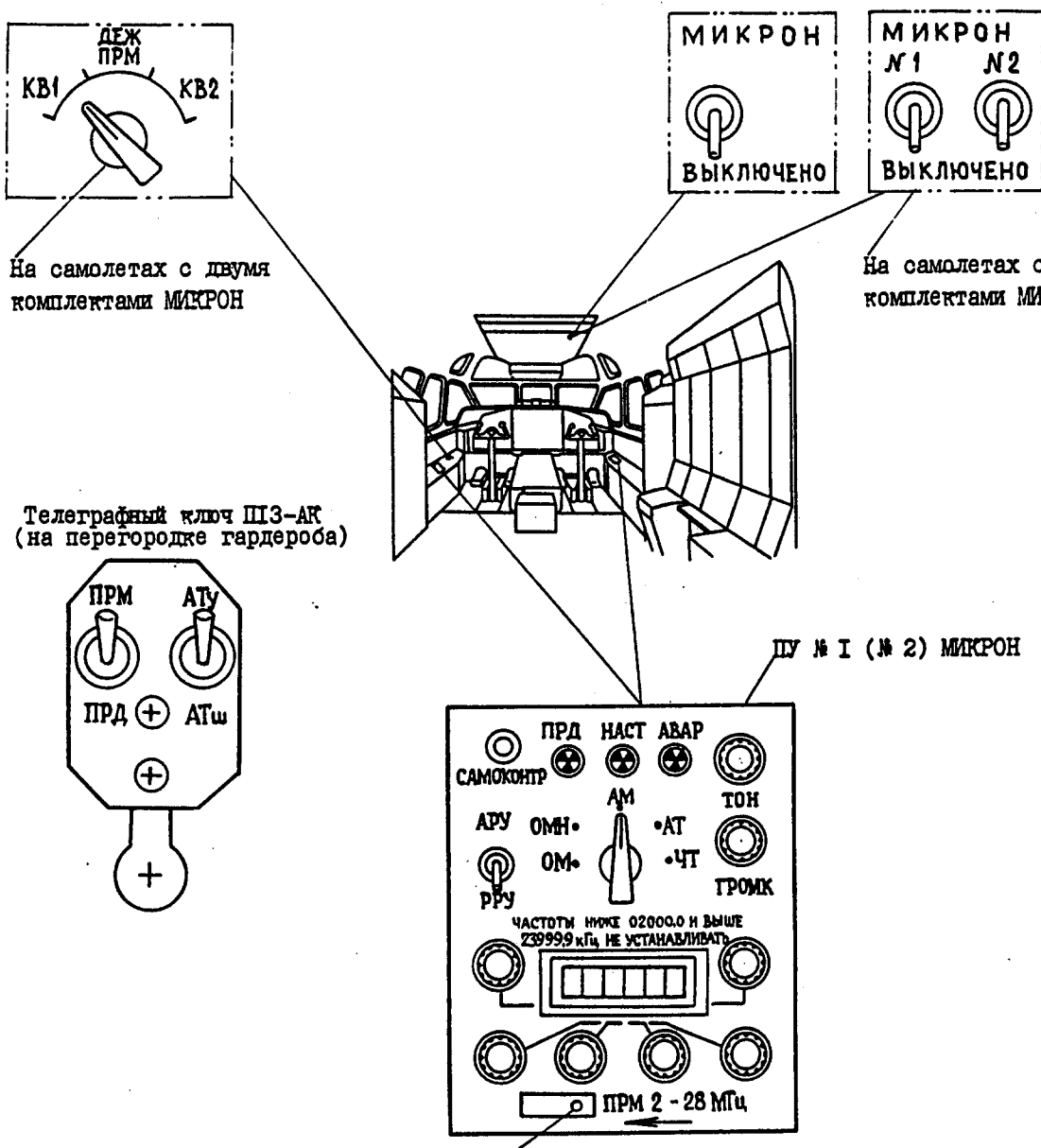
При установке переключателя КВI-ДЕЖ ПРМ-КВ2 в положение ДЕЖ ПРМ одновременно прослушиваются оба приемника с пониженной громкостью и повышенным уровнем шума.

Управление радиостанцией МИКРОН № I осуществляет 2/П* с ПУ № I, расположенного на боковом пульте 2/П*, или КВС** с ПУ № I, расположенного на боковом пульте КВС;** а управление радиостанцией МИКРОН № 2 осуществляет радист (лоцман)* с ПУ № 2, расположенного на перегородке гардероба экипажа*, или 2/П** с ПУ № 2, расположенного на боковом пульте 2/П**, см. рис. 8.I9.5.I.

Громкость информации от радиостанции в телефонах авиагарнитуры ГСШ регулируется ручкой ГРОМК. на пульте управления и ручкой ОБЩАЯ на абонентском аппарате СПУ, кроме того, информация может прослушиваться через громкоговорители СГС кабины экипажа при выборе КВС этой радиостанции для прослушивания.
Для передачи с микрофона авиагарнитуры КВС и 2/П используют штурвальную кнопку РАДИО, Б/И - ножную тангенту, штурман и лоцман (радист) - кнопку РАДИО. КВС может вести передачу также с микрофона СГУ при установке переключателя рода работ на щитке СГУ в положение СПУ.
Передачу в телеграфном режиме ведет лоцман (радист) с помощью телеграфного ключа.

*) Для самолетов по № 85676.
**) Для самолетов с № 85677.

(прод.)



Примечания: I. На самолетах по № 85676 ПУ № I МИКРОН установлен на боковом пульте 2/Ц, а ПУ № 2 МИКРОН и переключатель КВ1 - ДЕЖ ПРМ - КВ2 - на перегородке гардероба.

2. На самолетах с № 85677 ПУ № I МИКРОН и переключатель КВ1 - ДЕЖ ПРМ - КВ2 установлены на боковом пульте КВС, а ПУ № 2 МИКРОН - на боковом пульте 2/П.

Расположение органов управления и контроля радиостанцией "Микрон"

Рис. 8.I9.5.I

(прод.)

8.I9.6. Авиагарнитура ГСШ-А-I8

8.I9.6.I. Эксплуатационные ограничения

Не установлены.

8.I9.6.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(I) Использование без кислородной маски	Гарнитуру – надеть К розетке абонентского аппарата СПУ – подключить Микрофон расположить на расстоянии 0,6...I,5 см сбоку от рта (одной из двух чувствительных сторон ко рту) Переключатель МАСКА-ГСШ – в положение ГСШ Вести связь, используя СПУ
(2) Использование с кислородной маской	Микрофон гарнитуры – откинуть вверх Переключатель МАСКА-ГСШ – в положение МАСКА Вести связь, используя СПУ

8.I9.6.3. Неисправности

Отказы не рассматриваются.

8.I9.6.4. Краткое описание

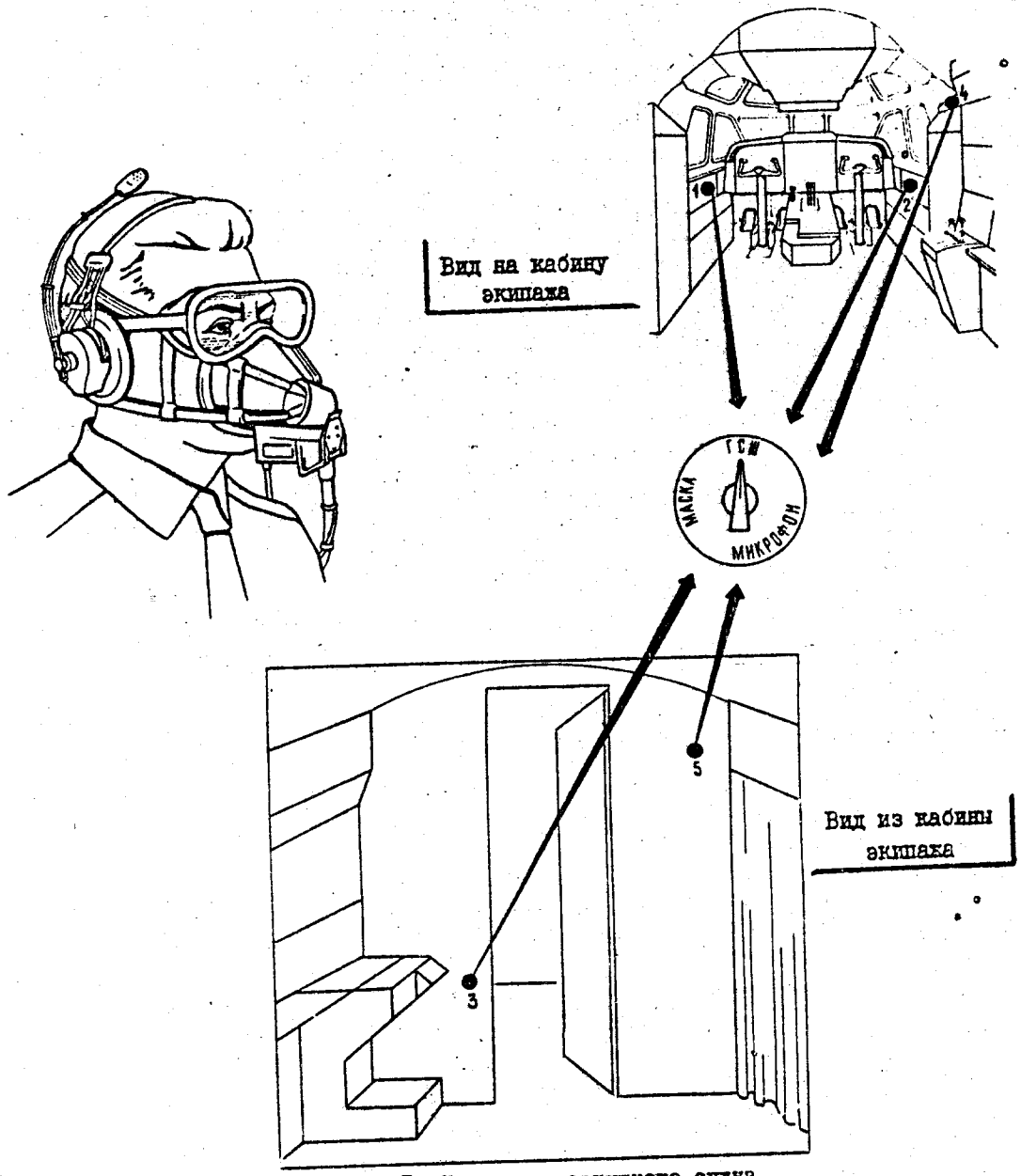
Телефонно-микрофонная гарнитура (далее по тексту ГСШ) предназначена для работы в системе связи членов экипажа самолета с наземными радиостанциями через бортовые радиостанции и между собой через СПУ.

Гарнитура включается в систему СПУ через согласующее устройство.

Гарнитура может использоваться с микрофоном, размещением в кислородной маске, при переключении микрофона переключателем ГСШ – МАСКА, расположенным на рабочих местах членов экипажа.

При работе в маске держатель микрофона гарнитуры откидывается вверх, в положение, не мешающее работе.

(прод)



1. Командир воздушного судна
2. Второй пилот
3. Бортинженер
4. Нештатный член экипажа
5. Лоцман

Гарнитура ГСШ

Рис. 8.I9.6.I
(прод.)

8.I9.7. Переносной электромегафон (5ПЭМ-I или ЭМ-I2)

8.I9.7.I. Эксплуатационные ограничения

Время непрерывной работы с цикличностью передача-прием I = I0:

для электромегафона 5ПЭМ-I:
- с элементами типа 343 - I5 ч;
- с аккумуляторами ЦНК-0,45 - I5 ч;

для электромегафона ЭМ-I2:
- с элементами А-343 - I0 ч.

8.I9.7.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
Передача сообщения	Микрофон электромегафона на расстояние I-3 см от рта	- расположить
	Ручку электромегафона в сторону объекта, для которого ведется передача	- направить
	Кнопку на ручке электромегафона или на корпусе выносного микрофона электромегафона ЭМ-I2	- нажать
	По окончании передачи или кратковременных перерывах кнопку	- отпустить
Подача сигнала СИРЕНА (для электромегафона ЭМ-I2)	Кнопку СИРЕНА на ручке электромегафона	- нажать
	По окончании подачи сигнала кнопку	- отпустить

8.I9.7.3. Неисправности не рассматриваются

8.I9.7.4. Краткое описание

Переносной электромегафон предназначен для оповещения пассажиров, а для самолетов с электромегафоном ЭМ-I2 и подачи аварийного сигнала.

Микрофон электромегафона ЭМ-I2 может быть закреплен на его корпусе или вынесен на расстояние до 2,5 м. Кнопка выносного микрофона задублирована с кнопкой включения питания на ручке электромегафона.

На самолете установлено два электромегафона - один в шкафу в переднем вестибюле, левый борт, второй в конце заднего вестибюля (для варианта на I76 мест в шкафу АСО в районе задней входной двери).

- oOo -

Ту-154М

Подраздел 8.20

СВЕТОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

8.20. СВЕТОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

8.20.I. Эксплуатационные ограничения

(I) Время непрерывного горения посадочных фар – не более 5 мин.

(2) Время горения фар сигнализации в полете – не более I мин.

(3) Скорость самолета при выпущенных фарах типа ПРФ – не более 400 км/ч.

8.20.2. Нормальная эксплуатация (для полетов в темное время суток)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(I) При внешнем осмотре самолета	Стекла и светофильтры фар, импульсных маяков и АНО целые и чистые – убедиться
(2) При осмотре внутри самолета (после включения электропитания)	**Всем членам экипажа** Включить и проверить встроенное и заливающее освещение рабочих мест, трансформаторами и реостатами отрегулировать в зависимости от уровня внешнего освещения освещенность приборных досок и пультов. **Второй пилот** Выключатели: ПОДСВЕТ ЭМБЛЕМЫ – включить Транспаранты НЕ КУРИТЬ, ВЫХОД – включить (включать и в дневном полете) **Бортинженер** Сигнальные лампы ОПАСНЫЕ ОБОРОТЫ СТАРТЕРА – установить на максимальную яркость свечения Выключатели освещения: КАБИНА ЭКИПАЖА – включить при необходимости ГРУЗОВЫЕ ПОМЕЩЕНИЯ – включить при необходимости
(3) Перед выруливанием	**Второй пилот** Выключатели: АНО – включить МАЯК – включить

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
	ЗАСТЕГНИТЕ РЕМНИ	– включить
	СВЕТ ФАР	– в положение РУЛЕЖНЫЙ
	Переключатель УПРАВЛЕНИЕ ФАРАМИ	– в положение ВЫПУСК
	Б о р т и н ж е н е р	
	Выключатели освещения:	
	КАБИНА ЭКИПАЖА	– выключить
	БАГАЖНИКИ	– выключить
	ГОНДОЛЫ ШАССИ ВЫКЛЮЧЕНО	– убедиться
	ТЕХН. ОТСЕК ВЫКЛЮЧЕНО	– убедиться
	П р и м е ч а н и я : 1. АНО, МАЯК и транспаранты ЗАСТЕГНИ РЕМНИ включаются и в дневном полете. 2. При необходимости просмотра полосы руления разрешается кратковременное включение посадочного света фар.	
(4) На предварительном старте	К о м а н д и р в о з д у ш н о г о с у д н а	
	В достаточности освещения пилотажных приборов	– убедиться
(5) При взлете	В т о р о й п и л о т	
	Переключатель СВЕТ ФАР	– в положение ПОСАДОЧНЫЙ
(6) После взлета	В т о р о й п и л о т	
	На высоте не ниже 50 м, а при наличии облачности до входа в неё – переключатели:	
	СВЕТ ФАР	– в положение ВЫКЛ.
	УПРАВЛЕНИЕ ФАРАМИ	– в положение УБОРКА
(7) В наборе высоты	В т о р о й п и л о т	
	Выключатель: ПОДСВЕТ ЭМБЛЕМЫ	– выключить

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
	ПРИМЕЧАНИЕ. Выключение транспарантов ЗАСТЕГНИ РЕМНИ, НЕ КУРИТЬ производится в соответствии с инструкциями МГА
	Бортинженер
	В выключенном положении выключателя уборки фар – убедиться
(8) В крейсерском полете	Командир воздушного судна
	При необходимости фары сигнализации в полете – включать
	Все члены экипажа
	Подрегулировку встроенного и заливающего освещения в зависимости от уровня внешней освещаемости – производить
(9) При заходе на посадку	Второй пилот
	Выключатели:
	ПОДСВЕТ ЭМБЛЕМЫ – включить
	НЕ КУРИТЬ – включить
	ЗАСТЕГНИ РЕМНИ – включить
(10) Перед входом в глиссаду	Второй пилот
	Переключатель УПРАВЛЕНИЕ ФАРАМИ – в положение ВЫПУСК
(11) При посадке (после установления визуального контакта с землей на высоте 150...100 м)	Второй пилот
	Переключатель СВЕТ ФАР – в положение ПОСАДОЧНЫЙ
	ВНИМАНИЕ. ПРИ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ В УСЛОВИЯХ ОГРАНИЧЕННОЙ ВИДИМОСТИ (ТУМАН, ДЫМКА, ОСАДКИ) ФАРЫ ВКЛЮЧАЮТСЯ ПО УСМОТРЕНИЮ КВС. В СЛУЧАЕ ЕСЛИ ПРИ ВКЛЮЧЕНИИ СВЕТА ПОСАДОЧНЫХ ФАР СОЗДАЕТСЯ СВЕТОВОЙ ЭКРАН, ФАРЫ ВЫКЛЮЧИТЬ, А ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ НЕМЕДЛЕННОГО ИХ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДАТЬ КОМАНДУ 2/П.
	Второй пилот
	После окончания пробега переключатель СВЕТ ФАР в положение РУЛЕЖНЫЙ – установить

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(I2) Перед оставлением самолета на стоянке	**Все члены экипажа** Все выключатели, переключатели, реостаты, трансформаторы в положение ВЫКЛЮЧЕНО - установить

8.20.3. Неисправности

Проявление неисправности	Необходимые действия
Не горит лампа накаливания в светильнике заливающего освещения, или светильниках СТ под козырьком приборной доски, или в арматурах индивидуальных светильников над приборами	Произвести замену вышедшей из строя лампы на новую. Для светильников заливающего освещения - лампы СМ28-2,8-I (СМ28-2,8). Для светильников СТ под козырьком приборной доски - лампы СМ 28-0,05-I (СМ-37). Для индивидуальных светильников на приборных досках - лампы СМ 6,3-I,4

(прод)

8.20.4. Краткое описание

8.20.4.I. Внешнее светотехническое оборудование

Состоит из осветительного и светосигнального оборудования.

(I) В состав осветительного оборудования входят:

(а) Фары посадочные типа ПРФ (4 шт.), предназначенные для освещения ВПП при взлете и посадке самолета.

Фары установлены в носовой части фюзеляжа внизу (2 шт.) и в носке правого и левого крыла (2 шт.).

(б) Фары рулежные типа ФР (2 шт.), предназначенные для освещения РД при рулении.

Фары установлены на передней стойке шасси.

(в) Фары освещения эмблемы, предназначенные для освещения государственного флага на киле самолета.

Фары установлены на стекателях гондол двигателей № I и № 3.

(г) Фары сигнализации в полете, предназначенные для световой сигнализации в полете встречному самолету.

Фары установлены в носовой части фюзеляжа с левого и правого борта.

(2) В состав светосигнального оборудования входят:

(а) Бортовые аэронавигационные огни типа БАНО, предназначенные для обозначения самолета в воздухе.

Огни установлены в законцовке правого и левого крыла (правый огонь - зеленый, левый - красный).

(б) Хвостовой аэронавигационный огонь типа ХС-62, предназначенный для обозначения самолета в воздухе.

Огонь установлен в хвостовой части фюзеляжа.

(в) Маяк самолетный импульсный типа СМИ, предназначенный для подачи импульсных световых сигналов на большие расстояния с целью предотвращения столкновений самолетов.

Маяк состоит из двух светильников, установленных сверху и снизу фюзеляжа, и блока питания маяка (БПМ), установленного в техотсеке.

(прод)

(3) Органы управления фарами размещены на верхнем электрощитке пилотов.
Органы управления АНО, МАЯК, ПОДСВЕТ ЭМБЛЕМЫ размещены на боковом пульте 2/П, где также расположен выключатель ОТКЛ СВЕТА ФАР.

(4) На законцовках крыльев установлены сигнальные стояночные огни, предназначенные для предотвращения наезда на самолет наземного транспорта при техобслуживании в ночных условиях и днем при плохой видимости.

8.20.4.2. Внутрикабинное освещение

(1) Для освещения приборов и пультов на левой, средней и правой приборных досках, среднем пульте и верхнем электрощитке пилотов применен белый встроенный подсвет. Встроенное освещение шкал приборов и надписей на пультах управления выполнено на лампах, разделенных, как правило, на две группы с независимым питанием каждого канала.

При выходе из строя одного канала лампы другого канала обеспечивают достаточную освещенность.

Часть приборов, не имеющих встроенного подсвета, освещена индивидуальными светильниками.

Для регулирования яркости встроенного освещения применены сдвоенные трансформаторы, которые получают питание от сетей переменного тока напряжением 115 В и обеспечивают ступенчатое регулирование напряжения по двум каналам в диапазоне от 6 В до полного выключения (10 положений ручки трансформатора).

Трансформаторы расположены:
(а) На боковом пульте КВС:
СРЕДНИЙ ПУЛЬТ;
ЛЕВАЯ ДОСКА.

(б) На боковом пульте 2/П:
СРЕДНЯЯ ДОСКА;
ВЕРХНИЙ ЭЛЕКТРОЩИТОК;
ПРАВАЯ ДОСКА.

(2) Для освещения остальных приборных досок, пультов и щитков в кабине экипажа применен заливающий подсвет.

Заливающее освещение сохранено так же, как вспомогательное и аварийное и для тех досок и пультов, в которых основным является встроенное.

Для включения и регулирования заливающего освещения применены блоки освещения и сдвоенные потенциометры, обеспечивающие плавное регулирование напряжения на лампах от 27 В до 0.

Каждый потенциометр предназначен для одновременного регулирования яркости ламп обоих каналов заливающего освещения.

(прод.)

Потенциометры расположены:

(а) На боковом пульте КВС - ЛЕВЫЙ БОРТ.

(б) На боковом пульте 2/П:

- ВЕРХНИЙ ЩИТОК ПЕРЕДНИЙ;
- ВЕРХНИЙ ЩИТОК ЗАДНИЙ;
- ПРИБОРНЫЕ ДОСКИ;
- СРЕДНИЙ ПУЛЬТ;
- ПРАВЫЙ БОРТ.

(в) На правом приборном щитке - ОСВЕЩЕНИЕ ПР ЩИТКА.

(г) На верхнем электрощитке Б/И:

- ПРИБОРН ДОСКА;
- АРД.

(3) Освещение панелей АЗС выполнено без регулирования яркости и включается выключателем ПАНЕЛИ АЗС на верхнем электрощитке Б/И.

(4) На каждом рабочем месте установлены светильники кабины переносные (СПК).

(5) На потолке кабины установлен плафон, выключение которого осуществляется выключателем КАБИНА ЭКИПАЖА, установленным на верхнем электрощитке бортинженера.

8.20.4.3. Аварийное освещение

Для аварийного освещения порогов, трапов, табло ВЫХОД и общего аварийного освещения при обесточенной сети постоянного тока предусмотрено питание соответствующих светильников от бортовых аккумуляторов, включающееся выключателем АВАРИЙНОЕ ОСВЕЩЕНИЕ, установленным на верхнем электрощитке пилотов.

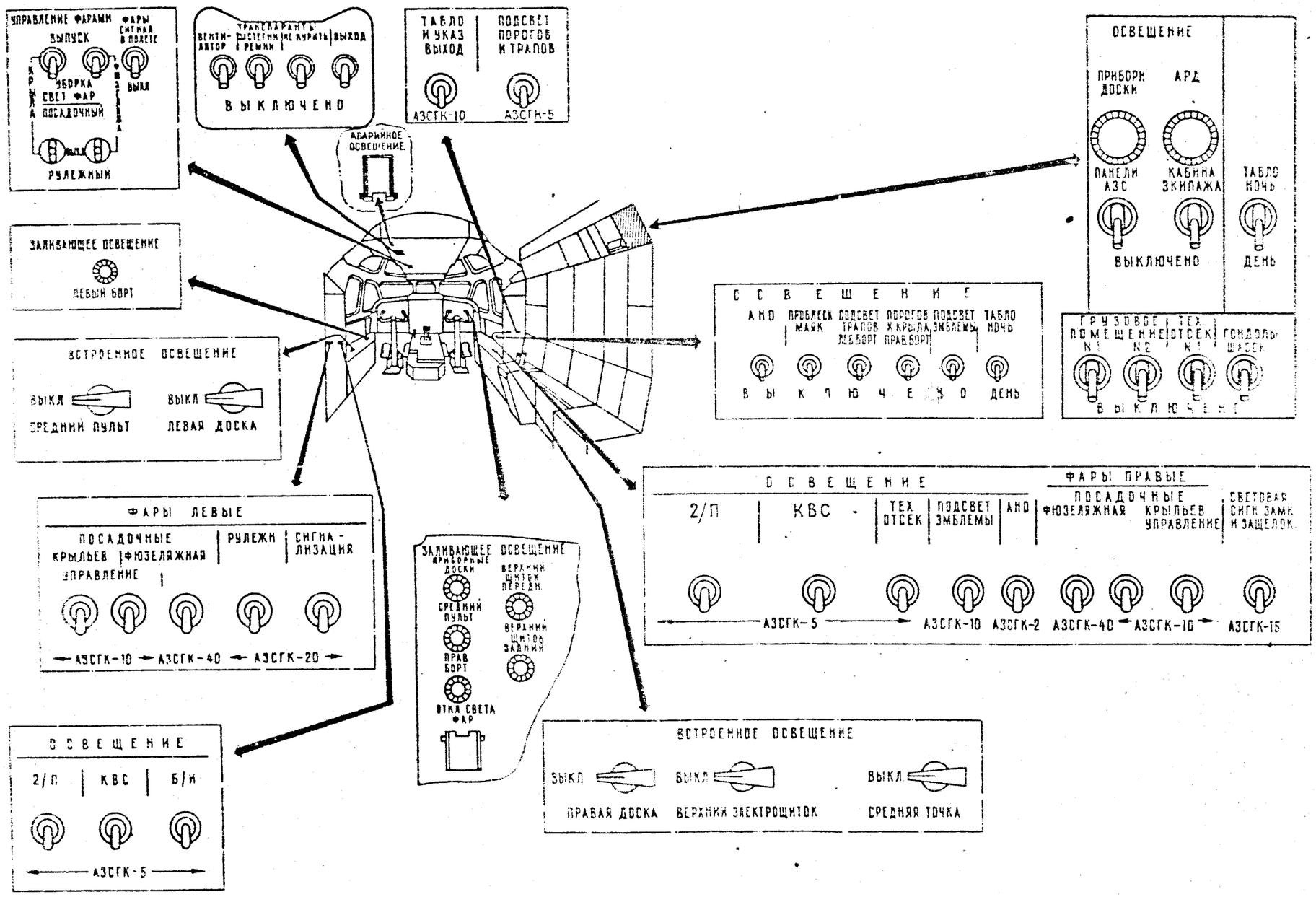
8.20.4.4. Транспаранты

Для световой информации пассажиров о расположении выходов из самолета, указаний ЗАСТЕГНИ РЕМНИ, НЕ КУРИТЬ в пассажирском салоне установлены светящиеся транспаранты, управляемые соответствующими выключателями, размещенными на верхнем электрощитке пилотов.

8.20.4.5. Освещение отсеков.

Для освещения технического отсека, гондол шасси, переднего и среднего багажников установлены плафоны, имеющие включение от выключателей, размещенных на электрощитке бортинженера.

(прод)



Размещение органов управления светотехническим оборудованием
Рис. 8.20.1

-ооо-

Ту-154М

Подраздел 8.22

РЕГИСТРАЦИЯ РЕЖИМОВ

8.22. РЕГИСТРАЦИЯ РЕЖИМОВ

3.22.1. Система МСРП-64М-2 (МСРП-64М-6)*

8.22.1.1. Эксплуатационные ограничения

Не рассматриваются

8.22.1.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) При осмотре внутри самолета	При запуске ВСУ от бортовых аккумуляторов включение МСРП и выставку времени на ИТВ производить только после запуска ВСУ.
(2) Перед запуском двигателей	Бортинженер
	Выключатель МСРП - включить
	На ПУ горит зеленый светосигнализатор УП-2.
	Выключатели МЛП-ОСН и МЛП-ДОП (перед началом предполетной проверки систем и оборудования) - включить
	На ПУ мигают зеленые светосигнализаторы МЛП-ОСН и МЛП-ДОП.
	На ПУ номер рейса и дату вылета - установить
	Нажатием кнопки на лицевой панели ИТВ время - установить
	Для чего:
	Ручку ЯРК до необходимой яркости свечения индикаторных ламп ИТВ - проверить
	Защитную планку на лицевой панели блока - откинуть
	Поочередно нажимая слева направо кнопки ЧАСЫ-МИНУТЫ на электронном индикаторе, нужные значения часов и десятков минут по показаниям самолетных часов - установить

* Далее по тексту – МСРП.

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(3) На предварительном старте	На ИТВ значение единиц минут в момент прохождения секундной стрелки самолетных часов через цифру 12 - установить В работоспособности блока ИТВ по изменению цифр на индикаторных лампах - убедиться КВС о работоспособности МСРП - доложить Работоспособность МСРП по изменению показаний времени на ИТВ и по миганию светосигнализаторов МЛП-ОСН, МЛП-ДОП и горению светосигнализатора УП-2 на ПУ - проверить ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВЫЛЕТ САМОЛЕТА С НЕИСПРАВНОЙ СИСТЕМОЙ РЕГИСТРАЦИИ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.
(4) После взлета и на всех этапах полета	Работу МСРП по изменению показаний времени на ИТВ и по миганию светосигнализаторов МЛП-ОСН, МЛП-ДОП и горению светосигнализатора УП-2 на ПУ - контролировать
(5) Перед оставлением самолета на стоянке	Выключатели МЛП-ОСН, МЛП-ДОП и МСРП - выключить

8 22.1.3. Неисправности

Проявление неисправности	Необходимые действия
На ПУ не горят или горят не мигая светосигнализаторы МЛП-ОСН, МЛП-ДОП, или погас светосигнализатор УП-2. Не работает ИТВ	Выключатели УП-2, МЛП-ОСН и МЛП-ДОП находятся в положении ВКЛ - убедиться В бортжурнале время отказа - записать

8.22.I.4. Краткое описание

Система регистрации режимов полета (далее по тексту МСРП) предназначена для записи на магнитной ленте основных параметров последних 25 часов полета и использования накопленной информации для оценки техники пилотирования, работоспособности основных систем самолета, а также для анализа причин особых случаев и предпосылок к ним.

В комплект МСРП входят:

- лентопротяжный механизм в защитном контейнере МЛП-основной;
- лентопротяжный механизм эксплуатационный дополнительный (МЛП-ДОП) - МЛП для МСРП-64М-2, кассетный бортовой накопитель КБН для МСРП-64М-6;
- преобразующее устройство УП;
- пульт управления ПУ;
- индикатор текущего времени ИТВ;
- распределительный щиток ЩР;
- распределительное устройство РУ;
- сигнализатор скорости ССА;
- преобразователь оборотов ПО (3 шт.);
- блок согласующих устройств БСУ (2 шт.);
- модуль М7;
- модуль М11 (3 шт.);
- уплотнитель разовых команд УКР-4 (6 шт.);
- датчики.

Включение питания МСРП при включенных автоматах защиты цепей питания осуществляется вручную выключателем МСРП на пульте бортинженера и автоматически при включении любого из выключателей ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ ДВИГАТЕЛЕЙ перед запуском двигателей. При этом на пульте управления загорается светосигнализатор УП-2.

Обогрев КБН производится при включении выключателя МСРП на пульте бортинженера.

Включение МЛП-ОСН, МЛП-ДОП производится вручную с пульта управления.

Предусмотрено автоматическое включение МЛП-ОСН, МЛП-ДОП при открытии пожарного топливного крана любого из двигателей.

Дополнительно автоматическое включение МЛП-ОСН дублируется сигнализатором скорости (ССА) при достижении скорости выше и равной 70 км/ч.

После посадки, когда скорость менее 70 км/ч, выключены пожарные топливные краны двигателей, после выключения выключателей МЛП-ОСН, МЛП-ДОП происходит выключение МЛП-ОСН, МЛП-ДОП.

При нормальной работе МЛП и КБН на пульте управления мигают светосигнализаторы МЛП-ОСН и МЛП-ДОП.

На пульте управления устанавливаются опознавательные данные: номер рейса и дата вылета, а на ИТВ московское время.

-oOo-

Ту-154М

Подраздел 8.23

АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

8.23. АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

8.23.I. Схема размещения, см. рис. 8.23.I.

8.23.2. Аварийные выходы

На случай аварийной эвакуации при вынужденной посадке на сушу или воду, для пассажиров и экипажа на самолете имеются следующие выходы:

- два основных выхода на левом борту (через переднюю и заднюю входные двери);
- два выхода на правом борту (через передний аварийный люк правого борта и служебную дверь)*;
- два выхода по одному на правом и левом бортах в конце салона (только на суше);
- четыре выхода на крыло (через аварийные люки).

Схемы открывания и закрывания дверей показаны на рис. 8.23.2, 8.23.3 и 8.23.4.

На случай заклинивания дверей при вынужденной посадке на самолете предусмотрены зоны вскрытия обшивки. Места вскрытия по периметру обозначены уголками краской желтого цвета.

8.23.3. Средства аварийной эвакуации

Для аварийной эвакуации пассажиров и экипажа при вынужденной посадке на сушу на самолете установлено следующее аварийно-спасательное оборудование, рис. 8.23.I:

- пять надувных трапов ТН-2 (по самолет № 85736, кроме № 85719 – 85722) или шесть надувных трапов ТНО-2М (с самолета № 85737 и на № 85719 – 85722 и пять – в варианте на II6 пассажирских мест);
- один матерчатый желоб (по самолет № 85736, кроме 85719 – 85722);
- шесть спасательных канатов.

В местах хранения аварийно-спасательного оборудования установлены трафареты.

8.23.3.I. Надувной трап ТН-2 с баллоном ОСУ-5 (по самолет № 85736, кроме 85719 – 85722)

Трап изготовлен из прорезиненной капроновой ткани и представляет собой желоб, образованный надувным каркасом с прикрепленным к нему полотнищем. Трап наполняется углекислым газом из баллона. Емкость баллона – 8 литров. Рабочее избыточное давление внутри трапа 0,4 – 0,5 кгс/см^2. Избыток газа стравливается через предохранительный клапан, установленный в нижней перемычке надувного каркаса.

Порядок приведения в действие надувного трапа показан на рис. 8.23.5.

*В варианте компоновки на II6 пассажирских мест передний аварийный люк правого борта не задействован.

В случае ненаполнения трапа или его повреждении, двум членам экипажа или выделенным пассажирам спуститься по канату трапа на землю и удерживать его концы, используя полотно трапа в виде желоба для спуска пассажиров.

8.23.3.I. Надувной трап ТНО-2М (с самолета № 85737 и на № 85719 - 85722)

Трап надувной однодорожечный предназначен для эвакуации на суше пассажиров и членов экипажа из самолета.
Трап представляет собой надувную оболочку с закрепленной на ней системой газонаполнения СГН-2А, уложенную в контейнер.
Оболочка представляет собой герметический каркас с дорожкой скольжения и фартуком для крепления к самолету.
Наполнение трапа и установка его в рабочее положение при аварийном применении производится автоматически после выброса трапа наружу, для чего:
- открыть дверь (люк);
- откинуть створку с трапом на пол (при размещении трапа на горизонтальной панели в районе шпангоутов № 20 и № 62 - снять с трапа декоративный кожух);
- выдернуть чеку и расчехлить трап ;
- сдвинуть трап к оси проема по штанге, выбросить его наружу.

ВНИМАНИЕ. ЕСЛИ АВТОМАТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА СГН НЕ СРАБОТАЕТ, РЕЗКО ДЕРНИТЕ ПУСКОВУЮ РУЧКУ, НА КОТОРОЙ НАНЕСЕНА НАДПИСЬ "ДЕРНУТЬ".

Масса трапа с контейнером 20 ± I кг.
Рабочее избыточное давление 0,I2 ± 0,02 кгс/см^2.
Порядок приведения в действие трапа показан на рис. 8.23.5.

8.23.3.2. Матерчатый желоб (по самолет № 85736, кроме № 85719 - 85722)
Матерчатый желоб расположен у переднего аварийного люка правого борта на багажной полке, над выходом.
Матерчатый желоб (рис. 8.23.5) представляет собой полотнище, изготовленное из двухслойной кирзы, по краям которого пришит шнур.
С одной стороны к этому шнуру прикреплены четыре серьги со сферическими наконечниками для крепления желоба в проеме запасного выхода. К левой серьге прикреплен канат.
Для приведения в действие матерчатого желоба необходимо:
- отсоединить ленты, удерживающие матерчатый желоб на багажной полке;
- вынуть желоб из чехла;
- закрепить крючки желоба в замках крепления его в рабочем положении на окантовке запасного выхода и выбросить желоб наружу;
- спуститься двум или четырем выделенным пассажирам по канату желоба на землю и, растягивая в стороны полотнище желоба, отвести его от самолета на расстояние до 5 метров.

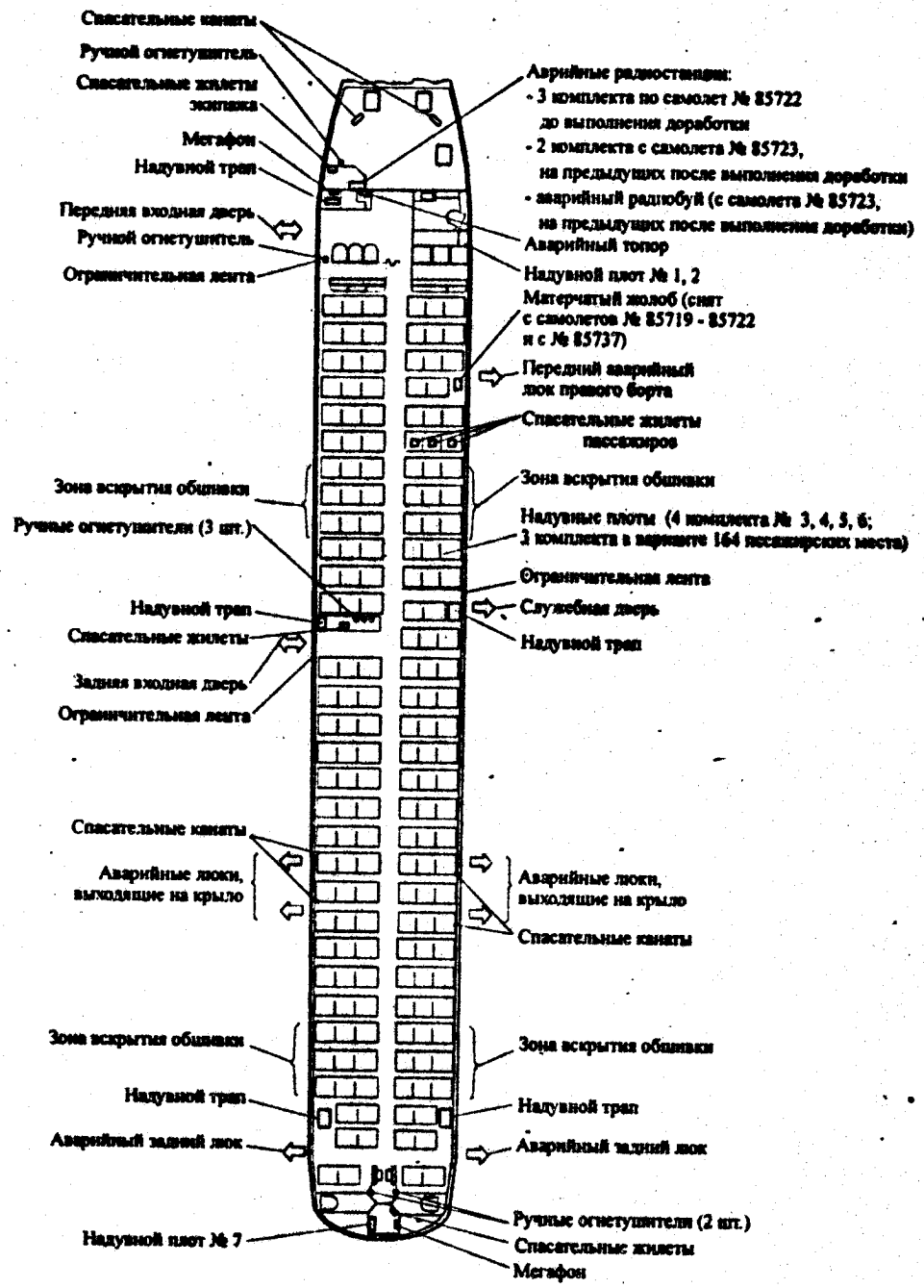
Пассажиры покидают самолет, съезжая по одному вниз по желобу на спине или сидя, рис. 8.23.6.

(прод)

8.23.3.3. Спасательные канаты

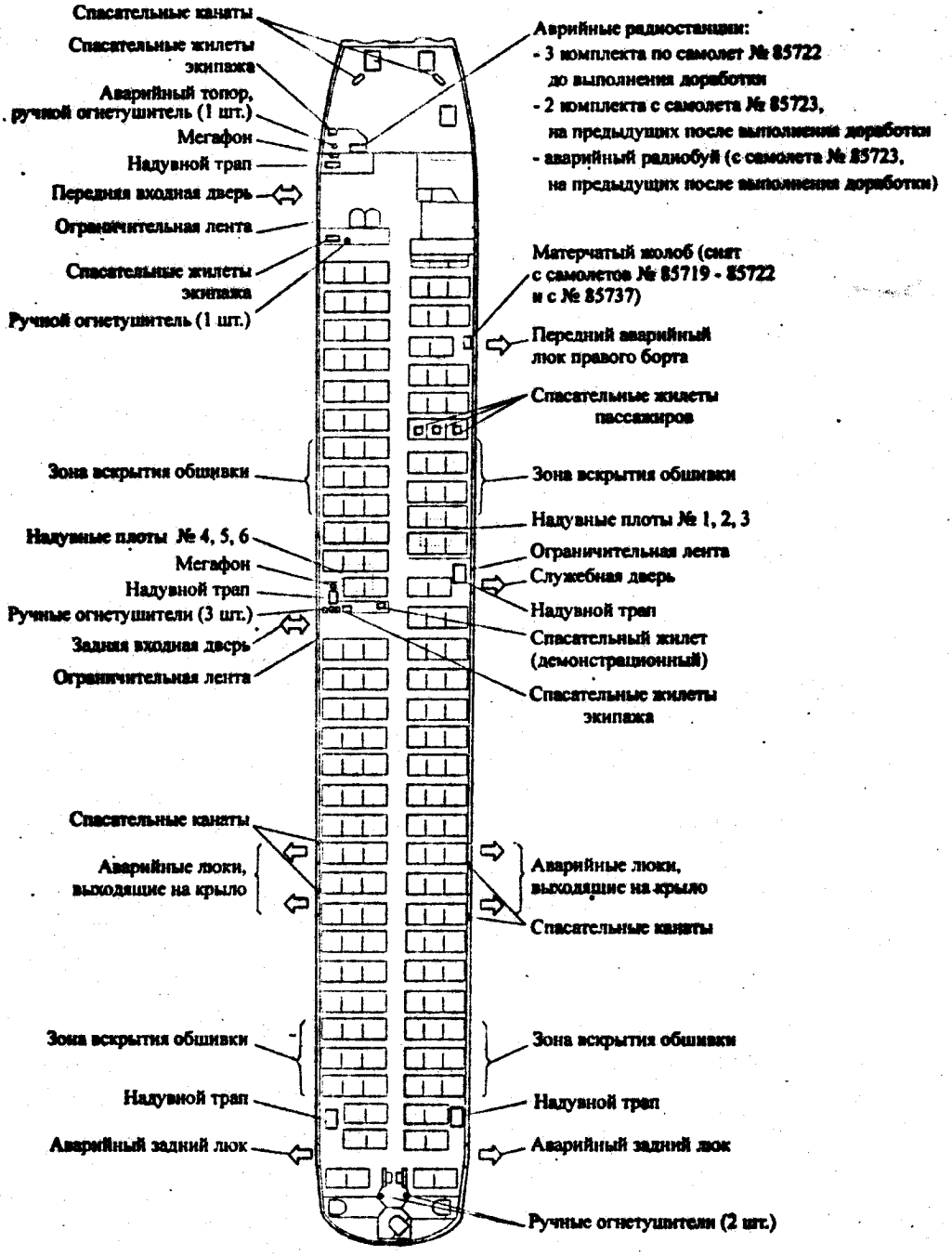
Спасательные канаты предназначены для покидания самолета экипажем и пассажирами при вынужденной посадке на землю и воду.
При посадке самолета на воду спасательные канаты, расположенные у аварийных люков, используются пассажирами при переходе в надувные плоты.
Спасательные канаты, рис. 8.23.I,расположены:
– по одному канату над форточками фонаря кабины экипажа с правого и левого бортов;
– по одному канату у каждого из четырех аварийных выходов на крыло.
Спасательный канат представляет собой плоскую капроновую ленту с нашитыми поперечными упорами из той же ленты с шагом 400 мм.
Спасательные канаты в кабине экипажа расположены в нишах облицовки над форточками фонаря.
Спасательный канат свернут бухтой, перевязан нитками и уложен на крышке между упорами, установленными на крышке. Один конец каната закреплен на крышке, второй – на шпангоуте.
На крышке нанесен трафарет "Спасательный канат.".
Для приведения спасательного каната в рабочее положение необходимо:
– нажать на замок крышки;
– снять её;
– порвать нитки и выбросить крышку с канатом в открытую форточку.
Спасательные канаты в пассажирской кабине расположены в проёмах аварийных выходов на крыло.
Канат свёрнут в две бухты, перевязан нитками и помещён в зазоре между шпангоутом и крышкой аварийного выхода. Один конец каната закреплён на шпангоуте. Свободный конец каната выпущен. На нём нанесена надпись "Спасательный канат. Тяни.".
Для приведения каната в рабочее положение необходимо после открытия аварийного выхода потянуть рукой за свободный конец каната и выбросить его в проем аварийного выхода.

(прод.)



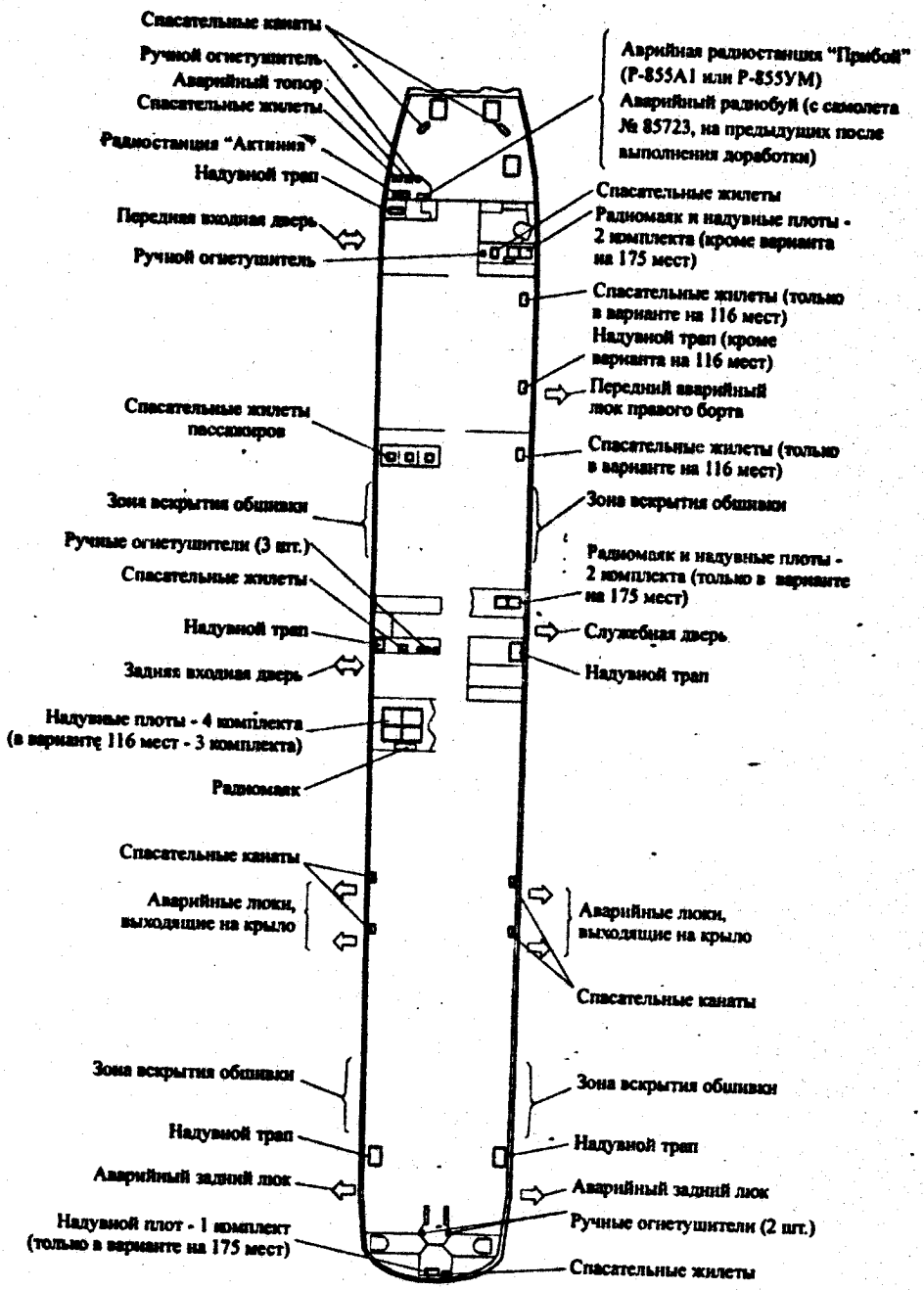
Размещение аварийно-спасательного оборудования (варианты компоновки на 164 и 180 пассажирских мест)
Рис. 8.23.1 (лист 1 из 3)

(прод.)



Размещение аварийно-спасательного оборудования
(вариант компоновки на 176 пассажирских мест)
Рис. 8.23.1 (лист 2 из 3)

(прод.)



Размещение аварийно-спасательного оборудования (варианты компоновки на 116, 132, 134, 160, 166, 175 пассажирских мест)
Рис. 8.23.1 (лист 3 из 3)

(прод.)

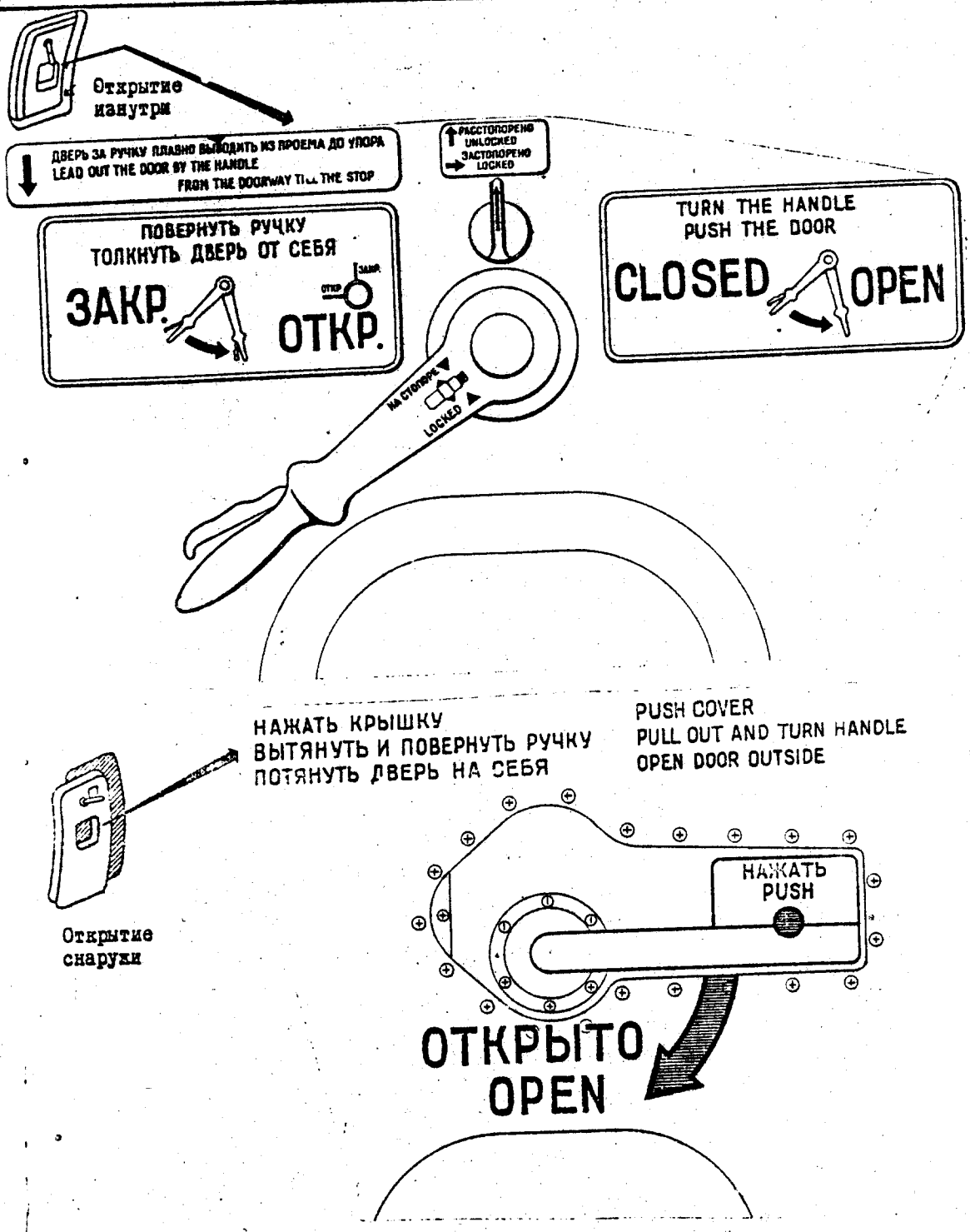


Схема открытия и закрытия входных дверей

Рис. 8.23.2
(прод.)

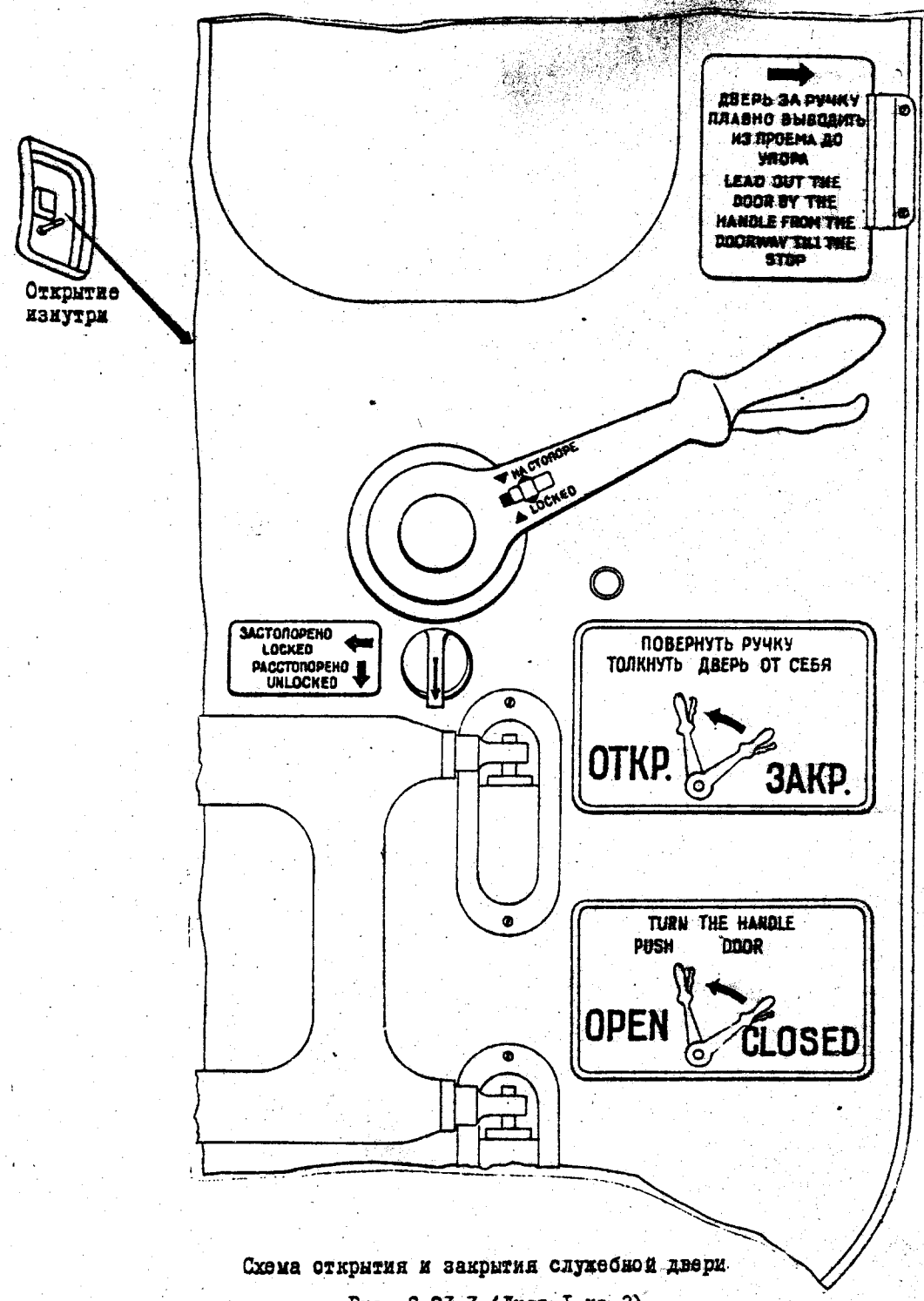


Схема открытия и закрытия служебной двери

Рис. 8.23.3 (Лист I из 2)

(прод.)

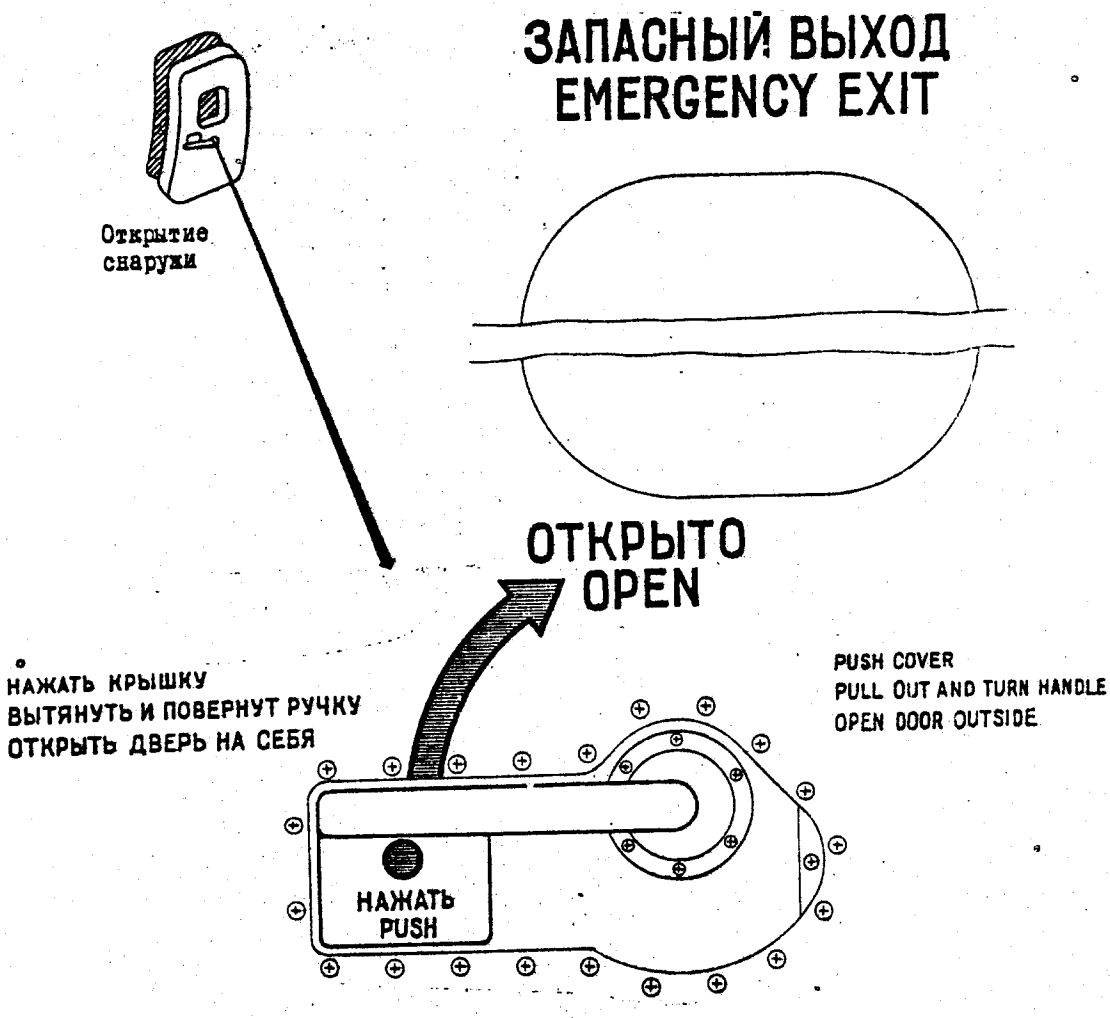


Схема открытия и закрытия служебной двери

Рис. 8.23.3 (Лист 2 из 2)

(прод.)

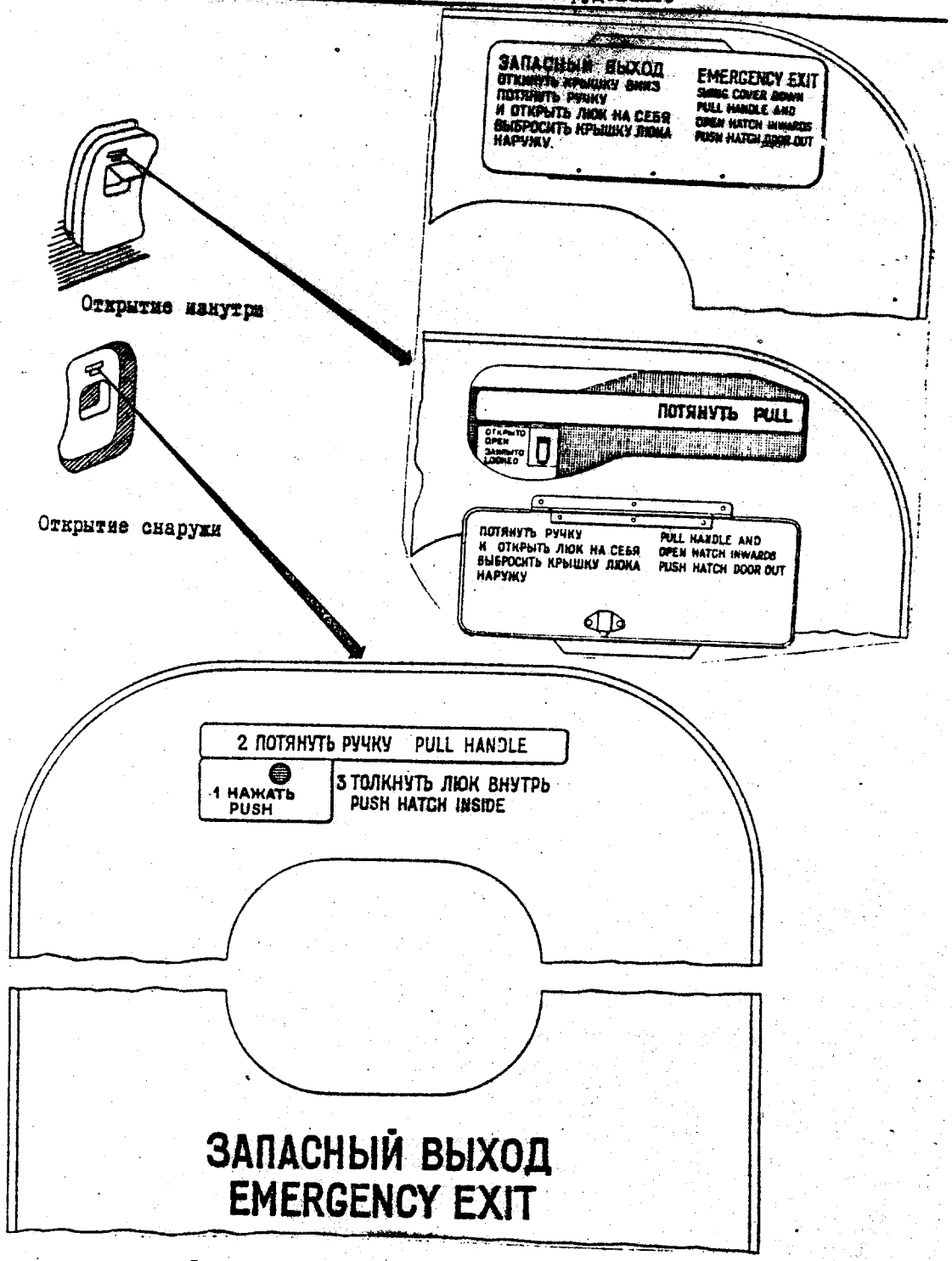
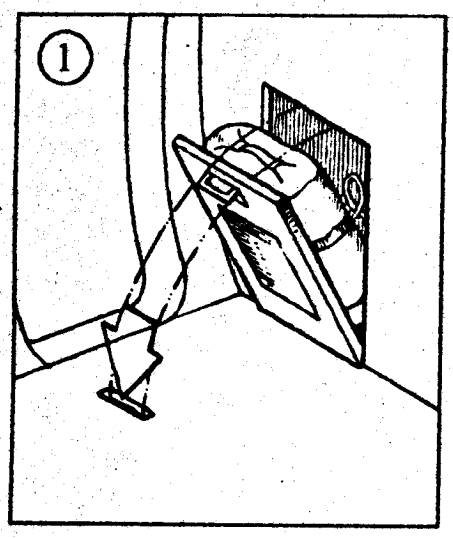
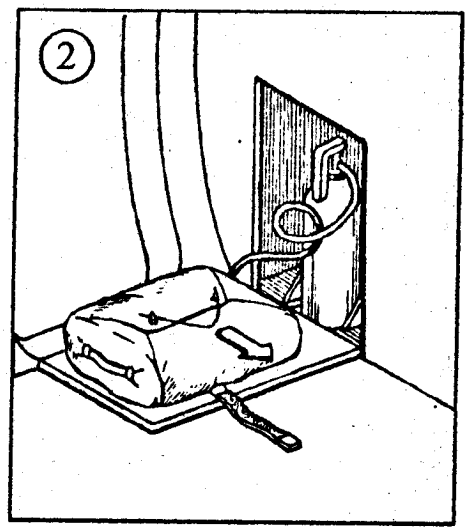


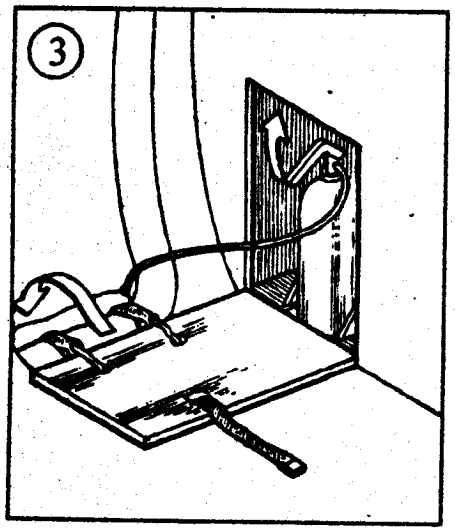
Схема открытия и закрытия запасных выходов
Рис. 8.23.4
(прод.)



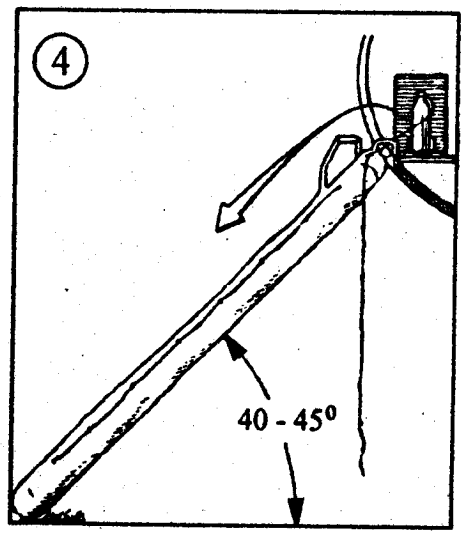
Откинуть створку
с трапом на пол



Расстегнуть ремень, выдернуть
шпильки

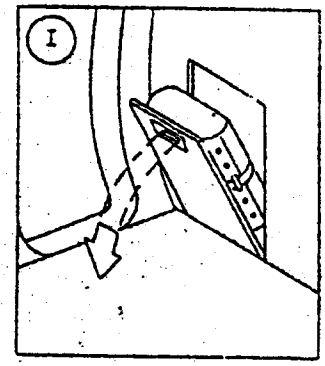


Вытолкнуть трап наружу
и включить баллон

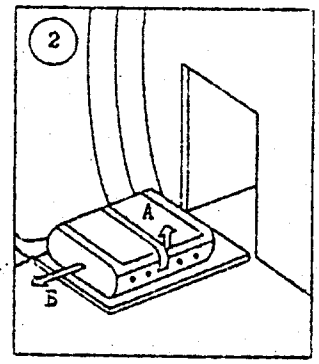


Спуститься вниз по трапу
сидя или лежа

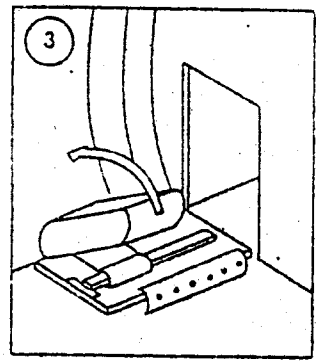
Приведение в действие надувного трапа ТН-2
Рис. 8.23.5 (лист 1 из 2)



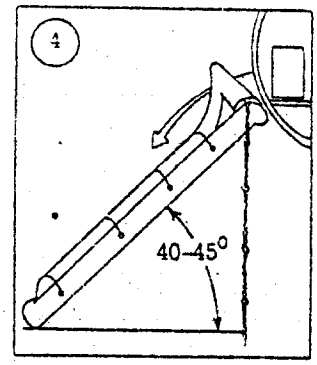
Откинуть створку с трапом на пол



А. Расстегнуть ремень
В. Сдвинуть трап к оси проема



Вытолкнуть трап наружу

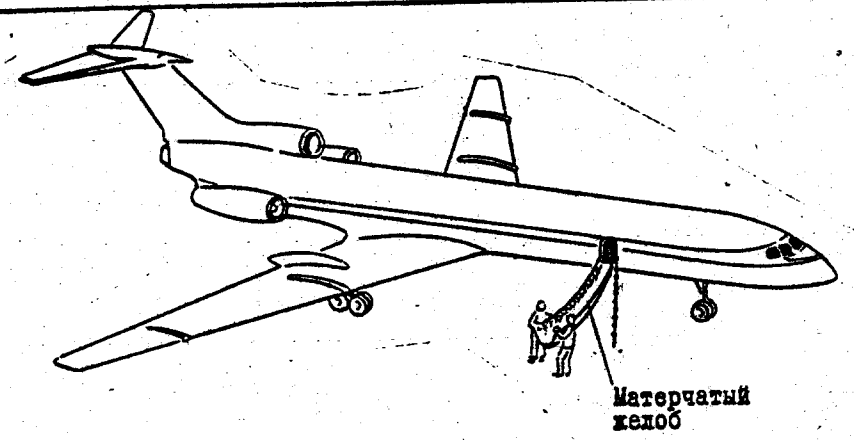


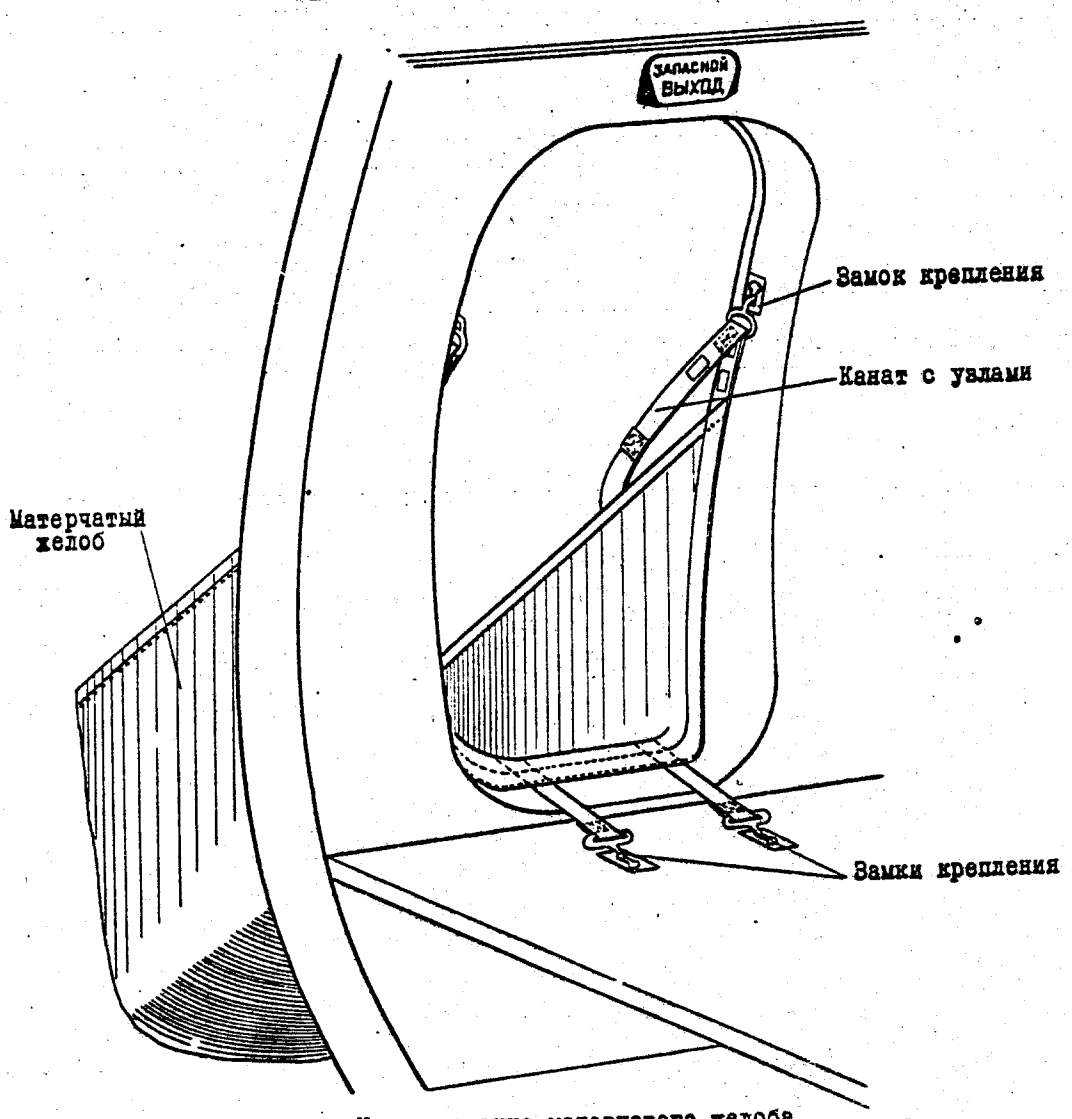
Спускаться вниз по трапу сидя или лежа

Приведение в действие надувного трапа ТНО-2М (с самолета Б)

Рис. 8.23.5 (Лист 2 из 2)

(прод.)





Использование матерчатого желоба

Рис. 8.23.6
(прод.)

8.23.4. Средства спасения на воде*

Для аварийной эвакуации пассажиров и экипажа при посадке на воду на борту самолета размещены:

- семь надувных плотов (для вариантов компоновки на 175, 180 пассажирских мест);
- шесть надувных плотов (кроме вариантов компоновки на 175, 180, 116 пассажирских мест);
- пять надувных плотов (в варианте компоновки на 116 пассажирских мест);
- спасательные жилеты для каждого пассажира и членов экипажа и демонстрационные жилеты.

8.23.4.1. Спасательные жилеты

Спасательные жилеты применяются в случае посадки на воду. Жилеты имеются на каждого члена экипажа и пассажира.

Жилеты для пассажиров хранятся в специальных карманах под подушками пассажирских кресел. В варианте компоновки на 116 пассажирских мест для пассажиров, занимающих места на диванах в первом салоне, жилеты размещены в багажных полках.

Жилеты для членов экипажа и бортпроводников хранятся в специально выделенных местах, см. рис. 8.23.1.

Подготовка спасательных жилетов к использованию показана на рис. 8.23.4.1.

8.23.4.2. Надувные плоты

При полетах над морем на самолете устанавливаются надувные плоты с аварийными запасами и радиомаяками, см. рис. 8.23.1.

Надувные плоты предназначены для временного размещения пассажиров и экипажа (до прибытия спасателей) в случае аварийной посадки самолета на воду.

На каждом плоту размещается 32 человека.

Для приведения в действие надувного плота необходимо:

- поднести надувной плот в чехле к выходу;
- отделить вытяжной трос от ушка крепления на чехле плота и закрепить его за скобу, установленную на борту фюзеляжа у входа;
- выбросить плот в чехле на воду;

привести в действие систему газонаполнения плота, резко потянув за вытяжной трос;

- подвести плот к двери (люку).

*Количество надувных плотов в зависимости от варианта компоновки пассажирских мест, см. табл. 3.1.7.2. Предусмотрена установка плотов марки 30ОМК4d фирмы RFD.

(прод)

1



Наденьте жилет через голову так, чтобы баллончик с углекислотой был снаружи.

2.



Пропустите тесьму назад, перекрестите ее на талии, перенесите концы тесьмы вперед и завяжите под жилетом.

3



После покидания самолета надуйте жилет, для чего резко потяните за колпачок пусковой головки баллончика.

4



При плохой видимости пользуйтесь сигнальным свистком для подачи сигналов.

5



Ночью включите сигнальную лампочку, для чего необходимо дернуть за шнур и вынуть пробки из батарейки.

6



При необходимости подуть жилет используйте клапаны поддува.

Подготовка спасательного жилета к применению
Рис. 8.23.4.I

(прод.)

8.23.5. Прочее оборудование

На самолете установлены:
- аварийно-спасательные радиостанции Р-861, Р-855УМ;
- топор;
- предохранительные ленты.

8.23.5.1. Аварийно-спасательная радиостанция Р-861

(A) Эксплуатационные ограничения

Наименование параметра	Единица измерен.	Миним.	Норм.	Макс.
(1) Время непрерывной работы с аккумуляторами КНП3-7	ч	-	-	48
(2) Цикличность работы:	мин			
- прием			6	
- передача			1	

(Б) Нормальная эксплуатация

Условия (время) работы	Необходимые действия	
(I) Снятие и развертывание	Ремни крепления упаковки к полу	– отстегнуть и за ремень переноски вынести её из самолета
	Составные узлы	– извлечь из упаковки
	Установить антенну в следующей последовательности:	
	Телескопические опорные лучи	– присоединить к основанию антенны
	Верхнюю часть защитного колпачка телескопической стойки	– снять
	Телескопическую стойку	– развернуть, последовательно поднятая её звенья, изоляционную трубку, обеспечивая защелкивание сопрягаемых звеньев
	Противовес	– развернуть, расположив его луч вдоль опорных лучей
	При развертывании на плоту достаточно один луч опустить в воду. Упаковку (футляр) прикреплять к плоту с помощью карабина ремня.	
	Ручки и защелки на боковых стенках корпуса приемопередатчика	– ослабить и отстегнуть
	Верхнюю часть корпуса	– приподнять до упора и, повернув на 180° вокруг оси шарнира, расположить на одной плоскости с нижней частью
	Приемопередатчик	– подвинуть к блоку питания и закрыть ручки

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
	Кабели антенны и противовеса	– присоединить соответственно к гнезду А и клемме 3 приемопередатчика
	Шлемофон в полиэтиленовом пакете	– извлечь и подключить к приемопередатчику
(2) Настройка	Переключателем ЧАСТОТА КГц	– установить рабочую частоту связи с учетом распространения радиоволн (согласно прикладываемой документации)
	Проверить напряжение аккумуляторов:	
	Переключатель вида работ	– в положение ТЛГ
	Переключатель прибора ТОК АНТЕННЫ – НАПР. АККУМ.	– в положение НАПР. АККУМ.
	При этом стрелка прибора должна быть между цифрами I и I.5	
	Настроить антенную цепь передатчика:	
	Переключатель прибора ТОК АНТЕННЫ – НАПР. АККУМ	– в положение ТОК АНТЕННЫ
	Переключатель вида работ	– в положение ПЕРЕД.
	Телеграфный ключ	– нажать и, вращая ручку настройки антенны, добиться максимума показания прибора
(3) Использование для передачи	При использовании радиостанции для передачи выбрать необходимый вид работы:	
	Переключатель ПРИЕМ-ПЕРЕД	– в положение ПЕРЕД.
	Переключатель ТЛФ-ТЛГ-SOS	– в положение ТЛФ и вести передачу голосом с микрофона (ларингофона) шлемофона

(прод.)

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
	Переключатель ТЛФ–ТЛГ– SOS	– в положение ТЛГ и вести передачу телеграфным ключом
	Переключатель прибора ТОК АНТЕННЫ – НАПР. АККУМ.	– в положение НАПР. АККУМ.
	Переключатель ТЛФ–ТЛГ– SOS	– в положение SOS, при этом обеспечивается автоматическая подача сигнала бедствия
	Переключатель прибора ТОК АНТЕННЫ–НАПР.АККУМ.	– в положение НАПР. АККУМ.
	При всех способах передачи в телефонах шлемофона прослушивается передаваемая информация.	
(4) Использование для приема	Переключатель ПРИЕМ–ПЕРЕД.	– в положение ПРИЕМ и прослушать ответную передачу
	Ручкой ГРОМКОСТЬ	– установить необходимый уровень прослушиваемой передачи
	Ручкой ТОН	– отрегулировать тон принимаемых телеграфных сигналов
(5) Использование для повторной передачи	При отсутствии ответного сигнала повторить передачу на других частотах. При переходе на другую частоту следует вновь настроить антенну.	
(6) Окончание работы	Переключатель ПРИЕМ–ПЕРЕДАЧА	– в положение ПРИЕМ
	Переключатель вида работ	– в положение ОТКЛ.
(7) Свертывание	Шлемофон	– отсоединить и уложить в полиэтиленовый чехол

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
	Кабель шлемофона	– отсоединить и уложить по контуру крышки блока питания
	Противовесы	– отсоединить, свернуть и закрепить их на антенне
	Антенну	– отсоединить и свернуть с опорными лучами
	Корпус приемопередатчика	– закрыть
	Приемопередатчик, шлемофон, антенну	– уложить в упаковку и закрыть её.

(прод.)

(В) Неисправности не рассматриваются.

(Г) Краткое описание

Радиостанция предназначена для двусторонней телефонной и телеграфной радиосвязи экипажа самолета, потерпевшего аварию, с базами и самолетами спасательной службы в диапазоне коротких волн, рис. 8.23.5.I.

Основные режимы работы: телефон, ручной телеграф и автоматическая подача сигналов бедствия телеграфом (SOS).

Число фиксированных волн – 4 (2182, 4182, 8364, 12546 КГц).

Радиостанция имеет телескопическую антенну типа ШТЫРЬ длиной 5,5 м ±0,5 м.

Устанавливается радиостанция в гардеробе экипажа на полу у левой перегородки.

8.23.5.Ia. Аварийно-спасательная радиостанция Р-855УМ. Вариант "С".

(А) Эксплуатационные ограничения

Наименование параметра	Единица измерения	Миним.	Норм.	Макс.
(I) Время непрерывной работы с ртутно-цинковой батареей в режиме ТОН	ч	24		
(2) Цикличность работы:	мин			
– прием			3	
– передача			I	

(прод.)

(Б) Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(I) Работа с внутренним микротелефоном и штатной антенной	Введите антенну и присоедините её к приёмопередатчику. Антенна радиостанции должна занимать вертикальное положение. Подключите батарею непосредственно к радиостанции. Расфиксируйте кнопки движением фиксатора вниз относительно антенного гнезда. ПРИЁМ: нажмите кнопку ПРИЁМ. Шум в микротелефоне указывает на нормальную работу приёмника. ПЕРЕДАЧА ГОЛОСОМ: нажмите кнопку ПЕРЕДАЧА, поднесите близко ко рту (3 - 5 см) микротелефон и говорите нормальным голосом. ПЕРЕДАЧА ПРЕРЫВИСТЫМ ТОНОМ (маяк): нажмите обе кнопки. При длительной работе в любом режиме нажмите нужные кнопки и зафиксируйте фиксатором. ВНИМАНИЕ. Для нормальной работы кнопки должны быть нажаты до упора. В промежуточном положении и при переключениях может прослушиваться дополнительный тон. При большом перепаде температур или давлений отверните на 3 - 5 секунд винт на нижней части корпуса и плотно заверните. При окружающей температуре ниже 0 °С батарею разместите под одеждой.
(2) Свёртывание радиостанции	Зафиксируйте все кнопки в отпущенном положении. Отсоедините и сверните антенну.

(прод.)

(В) Неисправности не рассматриваются.

(Г) Краткое описание

Радиостанция обеспечивает двустороннюю беспоисковую и бесподстроечную связь с самолетными УКВ радиостанциями на частоте 121,5 МГц в любое время года и суток.

Радиостанция является ультракоротковолновой, симплексной, переносной, малогабаритной, индивидуального пользования.

Виды работ: радиотелефон, радиомаяк с прерывистой тональной модуляцией.

Рабочая частота фиксированная 121,5 МГц.

Радиостанция устанавливается в гардеробе экипажа на перегородке.

8.23.5.16. Аварийный радиобуй АРБ-ПК

А. Эксплуатационные ограничения

Наименование параметра	Единица измерений	Миним.	Норм.	Макс.
Время непрерывной работы с литиевыми элементами типа ТХЛ-5 (6 штук)				
(а) По спутниковому каналу:	ч			
– при t = +25°С		24	–	–
– при t = +40°С		16	–	–
(б) По ближнему приводу:	ч			
– при t = +25°С		48	–	–
– при t = минус 40°С		32	–	–

(прод)

Б. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
( ) Развертывание АРБ-ПК	Замок коробки для хранения радиобуя	- распломбируйте, расфиксируйте и откройте крышку коробки, оттяните прижимную резинку и выньте радиобуй, вынесите из самолета. Возьмите его в одну руку, другой откройте клапан защитного чехла и с помощью накладки на конце антенны выведите ее из паза крышки. При этом антенна под действием упругих сил расправится, срабатывает микровыключатель, включается питание и радиобуй начинает работать.
	Радиобуй	- установите в вертикальное положение антенной вверх и примите меры предосторожности от опрокидывания
(2) Свертывание АРБ-ПК	Антенну	- Приведите в исходное (нерабочее) положение
	Радиобуй	- установите в коробку под прижимную резинку. Закройте крышку и зафиксируйте замок. Опечатайте замок.

(прод)

В. Неисправности не рассматриваются.

Г. Краткое описание

Аварийный радиобуй АРБ-ПК предназначен для определения координат местонахождения самолета, потерпевшего аварию.
АРБ-ПК обеспечивает работу в международной спутниковой системе поиска и спасения КОСПАС-САРСАТ.
АРК-ПК одновременно работает на одну антенну штыревого типа на двух фиксированных частотах:

- в системе спутниковой связи – 406, 25 МГц;
- ближнего привода – 121, 5 МГц.

АРБ-ПК расположен в гардеробе экипажа на перегородке.

8.23.5.2. Топоры

На самолете имеется четыре топора (три для варианта на 176 мест), которые предназначены для использования в аварийной обстановке при открывании заклинившихся входных дверей, служебной двери, аварийных выходов и сдвижных форточек кабины экипажа. Топоры хранятся в специальных чехлах, рис. 8.23.1.

8.23.5.3. Предохранительные ленты

Для обеспечения безопасности при выполнении работ в пассажирском салоне на земле с открытыми дверями на дверных проемах входных и служебной дверей с внутренней стороны самолета установлены предохранительные ленты.
В походном положении при закрытых дверях ленты висят вдоль проемов дверей.

(прод)

3.5.4. Маркировка путей аварийного покидания самолета*

А. Эксплуатационные ограничения – не рассматриваются.

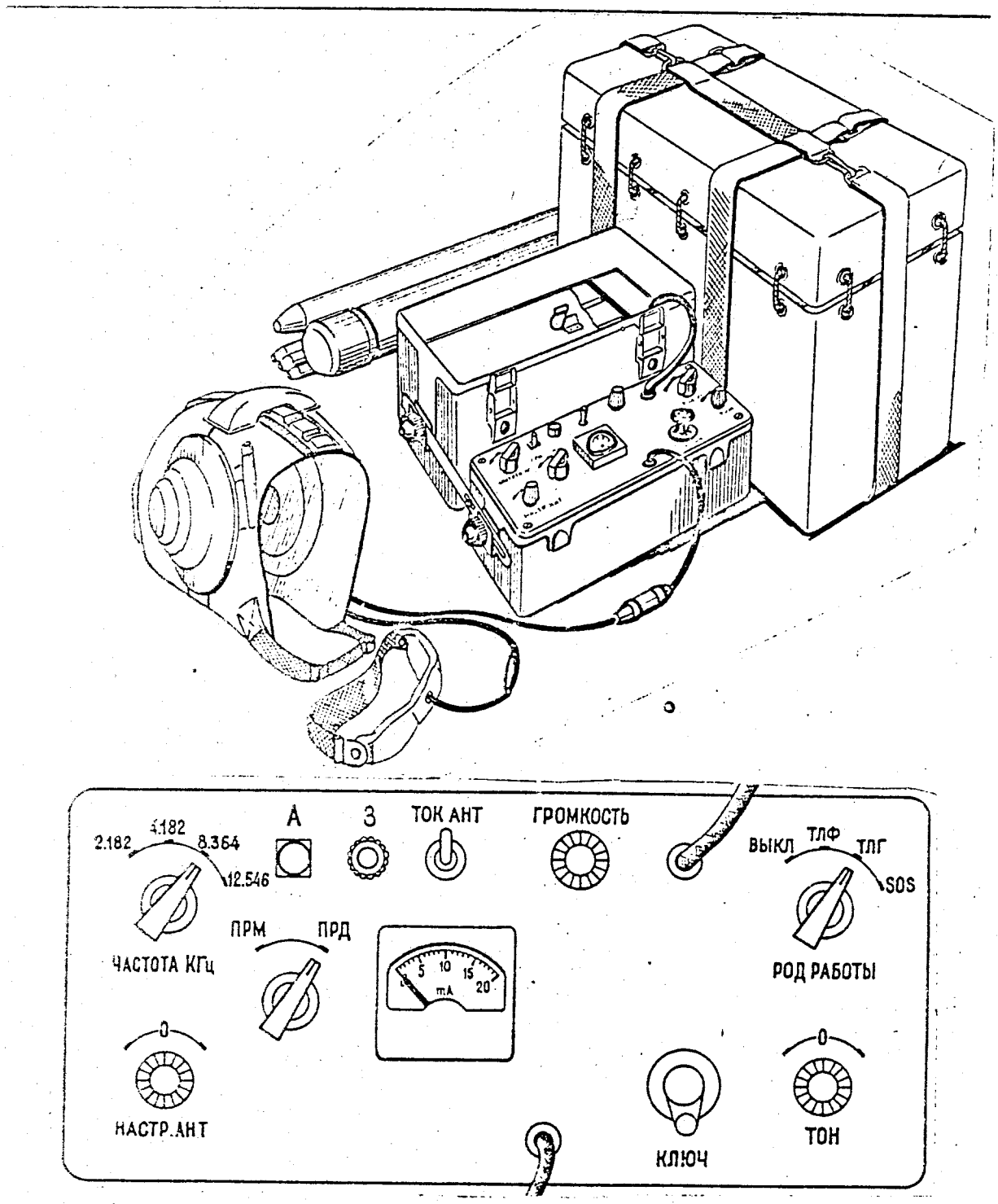
Б. Нормальная эксплуатация – не рассматривается.

В. Неисправности – не рассматриваются.

Г. Краткое описание

На случай аварийной эвакуации пассажиров при наличии густого дыма в пассажирском салоне самолет оснащен самосветящейся маркировкой путей аварийного покидания и расположения аварийных выходов. Маркировка выполняется в виде трафаретов и пиктограмм на самоклеящейся фотолюминесцентной (самосветящейся) пленке.
Вдоль продольного прохода салона на боковинах пассажирских кресел, на высоте ~ 260 мм над полом, установлены трафареты со стрелками, указывающие направление к аварийным выходам.
В районах поперечных проходов, ведущих к аварийным выходам, на боковинах кресел перед и после прохода дополнительно установлены пиктограммы аварийного выхода.
Аварийные выходы обозначены трафаретами "ВЫХОД – EXIT", расположенными на облицовках борта салона, на высоте 150 мм над полом, рядом с проемом аварийного выхода.

* После выполнения доработок по бюллетеню.



Аварийно-спасательная радиостанция Р-86I

Рис. 8.23.5.I

—oOo—

Ту-154М

Подраздел 8.24

СИГНАЛИЗАЦИЯ

4. СИГНАЛИЗАЦИЯ

Содержание сигнала	Вид сигнализации	Условия срабатывания сигнализации	Условия и средства отключения сигнализации
8.24.1. Виды пожара			
(1) Пожар в гондоле двигателя	Горят: - красные светосигнальные табло ПОЖАР на козырьках приборных досок пилотов и на панели противопожарной сигнализации Б/И. На средней приборной доске пилотов горит соответствующее красное светосигнальное табло НЕИСПР ДВИГ 1, 2, 3* - красная лампа-кнопка В ГОНДОЛАХ ДВИГАТЕЛЕЙ на панели противопожарной сигнализации Б/И; - красный светосигнализатор в головке рычага стоп-крана на пульте Б/И; - непрерывно звучит сирена	При достижении температуры в гондоле двигателя свыше 180° со скоростью нарастания более 2 °С в секунду.	Гаснут автоматически после ликвидации пожара и понижения температуры ниже 180 °С. После ликвидации пожара гаснет при выключении выключателя ПИТАНИЕ на панели противопожарной сигнализации Б/И и при повторном включении выключателя ПИТАНИЕ не загорается.
(2) Пожар ВСУ	Горят: - красные светосигнальные табло ПОЖАР на козырьках приборных досок КВС, 2/П и на панели противопожарной сигнализации Б/И; - красная лампа-кнопка В ВСУ на панели противопожарной сигнализации Б/И; - непрерывно звучит сирена	При достижении температуры в отсеке ВСУ свыше 180 °С со скоростью нарастания более 2 °С в секунду.	Гаснут автоматически после ликвидации пожара и понижения температуры ниже 180 °С. После ликвидации пожара гаснет при выключении выключателя ПИТАНИЕ на панели противопожарной сигнализации Б/И и при повторном включении выключателя ПИТАНИЕ не загорается.
(3) Дым в грузовых помещениях	Горят: - красные светосигнальные табло ПОЖАР на козырьках приборных досок КВС, 2/П и на панели противопожарной сигнализации Б/И;	При достижении опасной концентрации дыма.	Гаснут после понижения концентрации дыма.

* На самолетах № 85609, 85610, 85611,85612, 85614, 85615, 85616; серийно с № 85617, на остальных – после выполнения доработки по бюллетеню.

Содержание сигнала	Вид сигнализации	Условия срабатывания сигнализации	Условия и средства отключения сигнализации
	- красная лампа-кнопка ДЫМ В ГРУЗОВЫХ ПОМЕЩЕНИЯХ № 1 или № 2 на противопожарном щитке Б/И.		
8.24.1.*[1] Виды пожара			
(1) Пожар в гондоле двигателя	Горят: - красные светосигнальные табло ПОЖАР на козырьках приборных досок пилотов; - желтое светосигнальное табло ПРОВЕРЬ ПОЖАР, ПЕРЕГРЕВ, ДЫМ на щитке СПЗ; - красное светосигнальное табло ПОЖАР и желтое светосигнальное табло ПЕРЕГРЕВ на щитке СПЗ; - красный светосигнализатор в рукоятке рычага останова; - красный светосигнализатор НЕИСПР ДВИГ 1, 2, 3 на средней приборной доске пилотов; - звуковой сигнал сирены	При достижении температуры в гондоле двигателя свыше 180 °С со скоростью нарастания более 2 °С в секунду.	Гаснут автоматически после ликвидации пожара и понижения температуры ниже 180 °С. После ликвидации пожара гаснут при выключении выключателя СПЗ на щитке СИСТЕМА ПОЖАРНОЙ ЗАЩИТЫ и при повторном включении выключателя СПЗ не загораются Выключается автоматически после ликвидации пожара и понижении температуры ниже 180 °С.
(2) Перегрев в гондоле двигателя	Горят: - красное светосигнальное табло НЕИСПР ДВИГ 1, 2, 3 на средней приборной доске пилотов; - желтое светосигнальное табло ПРОВЕРЬ ПОЖАР, ПЕРЕГРЕВ, ДЫМ на щитке СПЗ; - желтое светосигнальное табло ПЕРЕГРЕВ на щитке СПЗ; - красный светосигнализатор в рукоятке рычага останова;	При достижении температуры в гондоле двигателя свыше 180 °С со скоростью нарастания более 2 °С в секунду.	Гаснут автоматически после ликвидации пожара и понижения температуры ниже 180 °С. После ликвидации перегрева гаснут при выключении выключателя СПЗ на щитке СИСТЕМА

*[1] Для самолетов с модифицированной системой пожарной защиты.

Содержание сигнала	Вид сигнализации	Условия срабатывания сигнализации	Условия и средства отключения сигнализации
			ПОЖАРНОЙ ЗАЩИТЫ и при повторном включении выключателя СПЗ не загораются.
	- звуковой сигнал сирены		Выключается автоматически после ликвидации пожара и понижении температуры ниже I80 °С.
(3) Пожар в отсеке ВСУ	Горят: - красное светосигнальное табло ПОЖАР на козырьках приборных досок пилотов; - желтое светосигнальное табло ПРОВЕРЬ ПОЖАР, ПЕРЕГРЕВ, ДЫМ на щитке СПЗ; - красное светосигнальное табло ПОЖАР ВСУ на щитке СПЗ; - звуковой сигнал сирены	При достижении температуры в отсеке ВСУ свыше I80 °С со скоростью нарастания более 2 °С в секунду.	Гаснут автоматически светосигнализаторы и автоматически выключается сирена после ликвидации пожара и понижения температуры ниже I80 °С.
(4) Дым в грузовых помещениях	Горят: - красные светосигнальные табло ПОЖАР на козырьках приборных досок КВС, 2/П; - желтое светосигнальное табло ПРОВЕРЬ ПОЖАР, ПЕРЕГРЕВ, ДЫМ на щитке СПЗ; - желтое светосигнальное табло БГОI ДЫМ или БГО2 ДЫМ на щитке СПЗ; - желтое светосигнальное табло, указывающее место повышенной концентрации дыма на щитке СПЗ; - звуковой сигнал сирены	При достижении опасной концентрации дыма	Гаснут после понижения опасной концентрации дыма и автоматически выключается сирена

8.24.2. Разгерметизация гермокабины

Разгерметизация кабины	На средней приборной доске пилотов и на щитке Б/И горят в режиме мигания красные светосигнальные табло	При достижении высоты в кабине 2850-3I50 м и более	При снижении высоты и выключении выключателя СИРЕНА

(прод)

Вложить лицевой стороной к стр. 8.24.2.1

На стр. 8.24.2.1 (Июнь 24/91) пункт 8.24.1*1, подпункт (4):

во второй колонке, в конце последней строки первого дефиса поставить одну звездочку, а в конце страницы дать сноску:

---

* Табло ПОЖАР на козырьках приборных досок пилотов не горят после выполнения доработки по бюллетеню № 154-4738 БУ.

Содержание сигнала	Вид сигнализации	Условия срабатывания сигнализации	Условия и средства отключения сигнализации
	Р КАБ МАЛО. Прерывисто звучит сирена		
8.24.3. Приближение и достижение эксплуатационных ограничений			
(I) Превышение максимально допустимой скорости	Горят красные светосигнальные табло ПРЕДЕЛ СКОРОСТ на приборных досках КВС и 2/П. Прерывисто звучит громкоговоритель	При достижении $V_{пр}$ = 600 км/ч на H до 7000 м, $V_{пр}$ = 575 км/ч на H = 7000-10300 м, числе M = 0,88 на H ≥ 10300 м.	При уменьшении скорости
(2) Приближение угла атаки к критическому	Горят: - красное светосигнальное табло $\alpha_{кр}$ на приборной доске 2/П; - красный светосигнализатор на приборе УАП на приборной доске КВС. Непрерывно звучит громкоговоритель.	За 0,5° до выхода на критический угол атаки.	При уменьшении угла атаки.
(3) Приближение к допустимой перегрузке	Горят: - красное светосигнальное табло $n_{y\,доп}$ на приборной доске 2/П; - красный светосигнализатор на приборе УАП на приборной доске КВС Непрерывно звучит громкоговоритель	За 0,2единицы до выхода на допустимую перегрузку	При уменьшении перегрузки.

(прод)

Содержание сигнала	Вид сигнализации	Условия срабатывания сигнализации	Условия и средства отключения сигнализации
(4) Достижение высоты принятия решения	Горят желтые светосигнальные табло [Н] на приборных досках КВС и 2/П. Непрерывно в течении 3...9 с на динамиках СГС кабины, в телефонах КВС, а для самолетов с № 85673 по № 85722 и в телефонах 2/П звучит тональный сигнал.	При выходе самолета на высоту принятия решения	После приземления гаснут. Звучание прекращается через 3–9 с после включения.
(5) Опасное сближение самолета с землей	Горят красные светосигнальные табло ОПАСНО ЗЕМЛЯ на приборных досках КВС и 2/П. Прерывисто звучит сирена	На высотах ниже 600 м при достижении опасной скорости сближения с землей	Уменьшение вертикальной скорости снижения
(6) Достижение самолетом предельных кренов	Горят желтые светосигнальные табло КРЕН ЛЕВ.БЕЛИК и КРЕН ПРАВ.БЕЛИК на приборных досках КВС и 2/П	При достижении крена: а) С включенным выключателем ПОДГОТ ПОСАДКА: - $15 \pm 2{,}5^{\circ}$ на $H \leq 250$ м; - $33 \pm 4^{\circ}$ на $H > 250$ м. (б) С выключенным выключателем ПОДГОТ.ПОСАДКА: - $15 \pm 2{,}5^{\circ}$ до разгона $V = 340$ км/ч на взлете и после снижения скорости до 280 км/ч на посадке; - $33 \pm 4^{\circ}$ в остальных случаях.	Уменьшение крена

8.24.4. Опасные отказы систем и оборудования

(1) Отказ основных авиагоризонтов или МГВ КОНТР.	Выпал бленкер АГ на отказавшем приборе или загорелось красное светосигнальное табло ОТКАЗ МГВ КОНТР. на средней приборной доске пилотов	При отказе электропитания или рассогласовании показаний крена между ПКП и МГВ КОНТР более $7 \pm 2^{\circ}$	

Примечания: 1. При отказе двух приборов из трех выдается сигнализация об отказе всех трех приборов, хотя один из них остается исправным
2. Выключать выключателем питания ПКП ЛЕВ. ПКП ПРАВ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

(прод.)

Содержание сигнала	Вид сигнализации	Условия срабатывания сигнализации	Условия и средства отключения сигнализации
(2) Отказ резервного авиагоризонта	Выпал бленкер АГ на приборе АГР (на приборной доске КВС)	Отказ прибора АГР	Выключатель АГР выключать ЗАПРЕЩАЕТСЯ, чтобы не обесточить ПТС-250 № I
(3) Отказ БКК	Горят светосигнальные табло НЕТ КОНТР АГ на приборных досках КВС и 2/П или выпали бленкеры АГ на обоих ПКП и загорелось желтое светосигнальное табло ОТКАЗ МГВ КОНТР на среднем пульте пилотов	При отказе электропитания или неисправности блока БКК	
(4) Отказ одного радиовысотомера во всех режимах			
(5) Отказ двух радиовысотомеров			
(а) В режиме АЗП	– в громкоговоритель звучит сигнализация (длительно и прерывисто); – на обоих ПКП появились бленкеры  ,  , командные стрелки установились в разведенное положение; – выпал бленкер отказа на обоих радиовысотомерах; – на козырьках приборных досок загорелись красные светосигнальные табло  	При отказе обоих радиовысотомеров при включенном режиме АЗП	Нажатием кнопки ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА

(прод.)

Содержание сигнала	Вид сигнализации	Условия срабатывания сигнализации	Условия и средства отключения сигнализации
	– погасли зеленые светосигнальные табло режимов КУРС, ГЛИСС на приборных досках КВС и 2/П; – на бленкере ТАНГАЖ (ПУ-46 АБСУ) появился знак Ч.		
(6) В режиме ДЗП	– на обоих ПКП появились бленкеры [0] , [▭] , а командные стрелки установились в разведенное положение; – вспыхнул бленкер отказа на обоих указателях радиовысотомеров; – на УВ-5 загорелась красная лампа на кнопке КОНТРОЛЬ.	При отказе обоих радиовысотомеров при включенном режиме ДЗП.	
(6) Самопроизвольное отключение режима АЗП на высотах ниже 60 м	– в громкоговоритель звучит сигнализация (длительно, прерывисто); – на козырьках приборных досок обоих пилотов горят красные светосигнальные табло [△] ; – на козырьках приборных досок обоих пилотов горят красные светосигнальные табло [△▽] или [◁▷] , или желтые светосигнальные табло [⇔] , или [⇕] , или любое их сочетание.	При отказе ТКС, РВ, КУРС-МП, блоков АБСУ, обеспечивающих режим АЗП.	Нажатием кнопки ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА
(7) Отказ гидросистемы	На приборной доске КВС и панели ГИДРОСИСТЕМА Б/И горят: – красные светосигнализаторы ГИДРОСИСТЕМЫ I, 2, 3 (ГИДРОСИСТЕМА I, 2, 3 на панели Б/И); – красный светосигнализатор АВАРИЙНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ (АВАРИЙН. ТОРМОЖ. на панели Б/И).	При падении давления: – по индикаторам ГИДРОСИСТЕМЫ (ГИДРОСИСТЕМА) I, 2, 3 ниже 100 ±5 кгс/см^2; – по индикаторам АВАРИЙНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ (АВАРИЙН. ТОРМОЖ.) ниже 190 ±10 кгс/см^2.	При наличии масла в гидробаке включением насосной станции при давлении 100±5 кгс/см^2. При наличии давления в гидросистеме I нажатием кнопки ЗАРЯДКА АККУМУЛ. на гидропанели Б/И при давлении в гидроаккумуляторе аварийного торможения 190±10 кгс/см^2

(прод.)

Содержание сигнала	Вид сигнализации	Условия срабатывания сигнализации	Условия и средства отключения сигнализации
(8) Отказ трех генераторов	- горят красные сигнализаторы ЛАМПА ГОРИТ - ГЕНЕРАТОР НЕ РАБОТАЕТ на электрощитке Б/И и желтые сигнализаторы* ОТКАЗ БРЗУ 1, 2, 3 или ОТКАЗ ГЕНЕРАТОРА 1;2,3 на щитке сигнализации - горят красные светосигнализаторы ЛЕВАЯ СЕТЬ ОТ АККУМ, ПРАВАЯ СЕТЬ ОТ АККУМ (на электрощитке Б/И)	При отказе в работе трех генераторов	
(9) Отказ автомата расхода топлива	На топливном щитке Б/И горит красный светосигнализатор АР НЕ РАБ	(1) На топливном щитке Б/И выключатель АВТ РАСХ - ВЫКЛ находится в положении ВЫКЛ (2) Отказ топливной автоматики	На топливном щитке Б/И включить выключатель АВТ РАСХ
(10) Отказ демпферов	На средней приборной доске пилотов горят красные светосигнальтые табло ДЕМПФЕР КРЕН, ДЕМПФЕР КУРС, ДЕМПФЕР ТАНГАЖ. Длительно и прерывисто звучит громкоговоритель	При отказе одного из демпферов	

8.24.5. Неготовность самолета к взлету

Содержание сигнала	Вид сигнализации	Условия срабатывания сигнализации	Условия и средства отключения сигнализации
Самолет к взлету не готов	На козырьках приборных досок КВС и 2/П горят в режиме мигания красные светосигнальные табло К ВЗЛЕТУ НЕ ГОТОВ	Не выполнена одна из операций: - на среднем пульте пилотов не закрыта крышка переключателей БУСТЕРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ. На пульте Б/И горит желтое светосигнальное табло БУСТЕРА; - на штурвале КВС не включен выключатель РАЗВОРОТ КОЛЕСА. На пульте Б/И горит желтое светосигнальное табло РАЗВОРОТ НЕ ВКЛ ;	Выполнить соответствующие операции

* На самолетах с блоками БРЗУ

(прод.)

Содержание сигнала	Вид сигнализации	Условия срабатывания сигнализации	Условия и средства отключения
		- на верхнем электрощитке пилотов переключатель 10^{0}–63^{0} не установлен в положение 10^{0}. На пульте Б/И горит желтое светосигнальное табло РАЗВОРОТ 63^{0}; - внутренние интерцепторы сняты с замков. На средней приборной доске пилотов горит желтое светосигнальное табло ВНУТР.*; - открыты замки дверей (входных, служебной). Горит красное светосигнальное табло ЗАМОК над незакрытой дверью, а также горят желтые светосигнальные табло ЗАМКИ, СЛУЖЕБН. ДВЕРЬ, ПЕРЕДНЯЯ И ЗАДНЯЯ входные двери на пульте Б/И*; - открыты замки люков (аварийных, багажных помещений, техотсеков) и "зализа"**. На пульте Б/И горят желтые светосигнальные табло ЗАМКИ аварийных люков ПЕРЕДНИЙ, ЗАДНИЙ, люков техотсеков и багажников; - закрыты защелки аварийных люков. Горят желтые светосигнальные табло ЗАЩЕЛКИ на пульте Б/И; - закрыты защелки дверей (входных, служебной). Горят красные светосигнальные табло ЗАЩЕЛКИ над служебной и входными дверями, а также желтые светосигнальные табло ЗАЩЕЛКИ, СЛУЖЕБН. ДВЕРЬ, ПЕРЕДНЯЯ и СЛУЖЕБН. ДВЕРИ на пульте Б/И.	

* После установки переключателя 10^{0}–63^{0} в положение 10^{0} и погасания табло К ВЗЛЕТУ НЕ ГОТОВ сигналы отмеченные * не отключаются.

** К табло ЗАМКИ заднего багажного люка подключен и замок "зализа" на 60 шп.(серийно с № 85615 и на № 85727, на остальных после выполнения бюллетеня № 154-3803БД).

(прод)

Содержание сигнала	Вид сигнализации	Условия срабатывания сигнализации	Условия и средства отключения сигнализации
	Дополнительно к световой сигнализации непрерывно звучит сирена	- закрылки выпущены не на взлетный угол или не выпущены предкрылки после установки РУД на взлетный режим	Установкой закрылков и предкрылков во взлетное положение
8.24.6. Невыпущенное положение шасси перед посадкой			
Не выпущены все или одна опора шасси	- непрерывно звучит сирена; - на средней приборной доске пилотов горит в режиме МИГАНИЯ красное светосигнальное табло ВЫПУСТИ ШАССИ (ШАССИ НЕ ВЫПУЩ.*)	(I) Если рукоятка ЗАКРЫЛКИ установлена в положение ВЫПУСК или скорость полета уменьшена до 330км/ч с установкой всех РУД на режим $n_{вд}$ 90% и ниже, а шасси убрано (или хотя бы одна из опор не встала на замок выпущенного положения)	Установкой закрылков и предкрылков во взлетное положение
		(2) На самолетах с доработанной сигнализацией положения шасси на высотах <250 м, если перед посадкой шасси не выпущено или хотя бы одна из опор не встала на замок выпущенного положения и РУД установлен на режим $n_{вд}$ 90% и ниже	Уйти на второй круг
8.24.7. Прочие виды сигнализации			
(I) Остаток топлива на борту самолета:			
(а) 3300 кг	На панели КОНТРОЛЬ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ горит желтый светосигнализатор РАСХОД ИЗ БАКА № I		
(б) 2500 кг	- на панели КОНТРОЛЬ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ мигает красный светосигнализатор ОСТАТОК ТОПЛИВА 2500; - на приборной доске КВС мигает красное светосигнальное табло ОСТ ТОПЛ 2500; - прерывисто звучит громкоговоритель	При остатке топлива в баке № I 2500 кг	Звуковой сигнал снимается выключением выключателя ОСТ ТОПЛИВА 2500 ЗВУК СИГНАЛ на электрощитке Б/И

*) После выполнения доработки по бюллетеню.

(прод.)

Содержание сигнала	Вид сигнализации	Условия срабатывания сигнализации	Условия и средства отключения сигнализации
(2) Неисправность двигателей и номер неисправного двигателя	На средней приборной доске пилотов горит красное светосигнальное табло НЕИСПР ДВИГ 1 или 2, или 3.	Загорается одновременно с загоранием одного из следующих светосигнальных табло на панели КОНТРОЛЬ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ: - ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА, - ОПАСНАЯ ВИБРАЦИЯ, - Р МАСЛА, - Р ТОПЛИВА, - СТРУЖКА В МАСЛЕ, - УРОВЕНЬ МАСЛА, - ЗАМОК РЕВЕРСА, - ПОЖАР В ГОНДОЛЕ ДВИГАТЕЛЯ*, - Светосигнализатор ОПАСНЫЕ ОБОРОТЫ СТАРТЕРА**, - ПЕРЕГРЕВ*** двигателей 1, 2, 3 на щитке СИСТЕМА ПОЖАРНОЙ ЗАЩИТЫ.	
(3) Останов двигателя	Горит красный светосигнализатор в головке рычага останова.	Загораются одновременно с загоранием одного из следующих светосигнальных табло: - красное сигнальное табло ПОЖАР на козырьках приборных досок КВС и 2/П, табло ПОЖАР и соответствующая лампа-кнопка на панели противопожарной сигнализации пульта Б/И;	

* На самолетах № 85609, 85610, 85611,85612, 85614, 85615, 85616; серийно с № 85617, на остальных – после выполнения доработки по бюллетеню.

** Серийно на самолетах с № 85806, на остальных – после выполнения доработки по бюллетеню.

*** После выполнения доработки по бюллетеню.

(прод.)

Содержание сигнала	Вид сигнализации	Условия срабатывания сигнализации	Условия и средства отключения сигнализации
		- красное табло ОПАСНАЯ ВИБРАЦИЯ на панели контроля двигателей пульта Б/И и соответственно табло НЕИСПР ДВИГ на средней приборной доске пилотов; - красный светосигнализатор на щитке СЗТ* пульта Б/И; - желтое табло ПЕРЕГРЕВ в гондоле двигателя	
(4) Электронная система защиты (СЗТ)* турбины НД от раскрутки	1. Горят в непрерывном режиме красный светосигнализатор СЗТ* и красный светосигнализатор в головке рычага останова двигателя.	Частота вращения вала КНД выше предельно допустимой величины, произошло срабатывание двух каналов автомата защиты ТНД.	
	2. Горят в прерывистом режиме красный светосигнализатор СЗТ* и красный светосигнализатор в головке рычага останова двигателя	Частота вращения вала КНД не перешла границу предельно допустимой величины, произошло срабатывание одного канала автомата защиты ТНД	
(5) Питание сетей постоянного тока (левой, правой) от аккумуляторов	На панели электроснабжения Б/И горит светосигнализатор ЛЕВАЯ СЕТЬ ОТ АККУМ или ПРАВАЯ СЕТЬ ОТ АККУМ	При отказе двух ВУ (одного рабочего и резервного) или при отказе трех генераторов переменного тока	

* На самолетах, оборудованных электронной СЗТ.

(прод.)

Содержание сигнала	Вид сигнализации	Условия срабатывания сигнализации	Условия и средства отключения сигнализации
(6) Отказ НВУ	На средней приборной доске пилотов горит красное светосигнальное табло ОТКАЗ НВУ. Погас зеленый светосигнализатор ИСПР на ПУ НВУ	При отказе обоих каналов НВУ	
(7) Отказ основного агрегата ТКС	- на средней приборной доске пилотов горит красное светосигнальное табло ОТКАЗ ГА ОСНОВ; - горит красный светосигнализатор ОТКАЗ О на ПУ ТКС	При отказе основного гироагрегата ТКС	
(8) Отказ контрольного агрегата ТКС	- на средней приборной доске пилотов горит красное светосигнальное табло ОТКАЗ ГА КОНТР; - горит красный светосигнализатор ОТКАЗ К на ПУ ТКС	При отказе контрольного гироагрегата ТКС	
(9) Перенаддув гермокабины	- прерывисто звучит сирена; - на панели СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ Б/И горит желтый светосигнализатор ПЕРЕНАДДУВ	При возрастании перепада давлений КАБИНА – АТМОСФЕРА выше 0,7 кгс/см^2	
(10) Отказ отбора воздуха от двигателя	На панели СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ горит красный светосигнализатор ОТКАЗ ОТБОРА 1 (2 или 3)	При отказе системы отбора воздуха от двигателя на самолетные нужды	
(11) Повышение вибрации двигателя выше допустимой виброскорости	Желтое светосигнальное табло ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА. Режим горения непрерывный	При увеличении виброскорости до 55 %	Не предусмотрены

(прод.)

Содержание сигнала	Вид сигнализации	Условия срабатывания сигнализации	Условия и средства отключения сигнализации
(I2) Повышение вибрации двигателя до опасной виброскорости	Красное светосигнальное табло ОПАСНАЯ ВИБРАЦИЯ. Режим горения непрерывный	При увеличении виброскорости до 65%	Не предусмотрены
(I3) Повышение или понижение уровня масла в маслобаке выше (ниже) нормы	Желтое светосигнальное табло УРОВЕНЬ МАСЛА. Режим горения непрерывный	При снижении уровня масла в маслобаке до 8 ±2 литра или переполнение маслобака свыше 34 ±2 литра	Не предусмотрены
(I4) Появление металлической стружки в маслосистеме	Желтое светосигнальное табло СТРУЖКА В МАСЛЕ. Режим горения непрерывный	При появлении стружки в фильтре-сигнализаторе маслосистемы или на магнитном сигнализаторе	Не предусмотрены
(I5) Падение давления в маслосистеме двигателя	Желтое светосигнальное табло $Р_{МАСЛА}$. Режим горения непрерывный	При падении давления масла до 2,2 ±0,45 кгс/см^2	Не предусмотрены
(I6) Падение давления на входе в двигатель	Желтое светосигнальное табло $Р_{ТОПЛИВА}$. Режим горения непрерывный	При падении давления топлива на входе в насос-регулятор до I,6 ±0,3 кгс/см^2	Не предусмотрены
(I7) Сигнализация открытого положения клапанов перепуска воздуха из-за У - УI ступени компрессора ВД	Желтое светосигнальное табло КЛАПАН ПЕРЕПУСКА. Режим горения непрерывный	Гаснет при увеличении режима до $n_{2пр}$= 77,5-80,0%; загорается при снижении режима до $n_{2пр}$=76,5-80,0% (но не ниже $n_{2пр}$ = 73,5% при резком сбросе газа)	Не предусмотрены

(прод.)

Содержание сигнала	Вид сигнализации	Условия срабатывания сигнализации	Условия и средства отключения сигнализации
		Примечание. $n_{2пр}$ приведены для условий СА, для фактических условий определять по рис. 8.I.4.	
(I8) Положение лопаток ВНА компрессора ВД	Желтые светосигнальные табло ВНА 33° и ВНА 0°. Режим горения непрерывный.	(а) При увеличении режима: - с режима малого газа до $n_{2пр}$ = 73% горят ВНА 33° и ВНА 0° ; - на $n_{2пр}$ = 73-77,5% гаснет ВНА 33°, а ВНА 0° продолжает гореть ; - на $n_{2пр}$ = 88,5-9I,5% гаснет ВНА 0° . (б) При снижении режима загораются в обратной последовательности ВНА 0° на $n_{2пр}$ = 9I,5-86,5% , ВНА 33° на $n_{2пр}$ = 75,5 - 7I% . Примечание. Обороты $n_{2пр}$ приведены для условий СА, для фактических условий определять по рис. 8.I.3.	Не предусмотрены
(I9) Открытое положение створок реверса тяги.	Зеленое светосигнальное табло СТВОРКИ РЕВЕРСА. Режим горения непрерывный.	Загорается после установки створки в открытое положение.	Не предусмотрены
(20) Открытое положение замка створки реверса тяги.	Красное светосигнальное табло ЗАМОК РЕВЕРСА.		Не предусмотрены

(прод.)

Содержание сигнала	Вид сигнализации	Условия срабатывания сигнализации	Условия и средства отключения сигнализации
	Режим горения:		
	- кратковременно	Загорается при выключении реверса тяги	
	- постоянно	Горит при самопроизвольном открытии замка реверса	
(21) Предельная частота вращения воздушного стартера	Красное светосигнальное табло ОПАСНЫЕ ОБОРОТЫ СТАРТЕРА	Загорается при неотключении стартера от двигателя на оборотах 55% и выше	Не предусмотрены
(22) Засорение топливного фильтра низкого давления	Желтое светосигнальное табло ФИЛЬТР ЗАСОРЕН. Режим горения непрерывный	Загорается при засорении топливного фильтра и возрастании перепада давлений до 0,4 кгс/см^2.	Не предусмотрены
(23) Заполнение сливного бака переднего санузла	Желтое светосигнальное табло ЗАКРОЙТЕ ТУАЛЕТ (ПЕРЕКРОЙТЕ ВОДУ - в варианте на 176 пассажирских мест). Режим горения непрерывный	Загорается при заполнении сливного бака переднего санузла	Не предусмотрены

БЫТОВОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

8.25. СИСТЕМЫ ВОДОСНАБЖЕНИЯ И УДАЛЕНИЯ ОТБРОСОВ

8.25.1. Эксплуатационные ограничения

Наименование параметра	Единица измерен.	Миним.	Норм.	Макс.
I. Система водоснабжения				
а) Рабочее давление наддува водобака (с централизованной системой водоснабжения)	кгс/см^2	I,6	I,8	2,0
б) Количество заправляемой воды:				
– с централизованной системой водоснабжения	л	–	I40	I40
– с самотечной системой водоснабжения				
– передний бак		–	43	43
– средний бак		–	57	57
– задний бак		80	–	85
2. Система удаления отбросов				
а) Объем сливного бака	л			
– переднего		II0	II5	I20
– заднего		260	270	280
б) Объем заливаемой химжидкости в сливные баки	л			
– передний		20	–	25
– задний		40	–	45
в) Объем содержимого переднего сливного бака, при котором включается сигнализация на электрощитке Б/И ЗАКРОЙТЕ ТУАЛЕТ (ПЕРЕКРОЙТЕ ВОДУ – в варианте на I76 пассажирских мест)	л	57	–	63

(прод)

8.25.2. Нормальная эксплуатация

Условия (этап) работы	Необходимые действия
I. Система водоснабжения	Убедиться в отсутствии подтекания воды из-под крышек люков со знаком (H_2O), расположенных на обшивке фюзеляжа. При подтекании, особенно за передней крышкой, слить воду из системы.
а) При внешнем осмотре	
б) При осмотре внутри самолета:	
– с самотечной системой водоснабжения	Убедиться, что водобаки заполнены водой по водомерам в них.
	Подогреватели воды и кипятильник – переключатели на электрощитке бортпроводника установить в положение КОНТРОЛЬ и по загоранию ламп убедиться в исправности электроцепей подогревателя и кипятильника
– с централизованной системой водоснабжения	АЗС системы водоснабжения – включить
	После установки самолета под ток:
	Кнопку КОНТРОЛЬ ЛАМП – нажать и отпустить
	По загоранию и погасанию ламп убедиться в их исправности.
	Выключатель УРОВЕНЬ ВОДЫ В БАКЕ в верхнее положение – установить
	Определить количество воды в баке по указателю УРОВЕНЬ ВОДЫ.
	Выключатели компрессоров № I и № 2 в верхнее положение – установить
	Убедиться по манометру на дополнительном электрощитке Б/И, что давление в водобаке в пределах I,6 – 2 кгс/см^2.
в) В полете (с централизованной системой водоснабжения)	Следить за уровнем воды и давлением в баке.

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
г) После посадки самолета (с централизованной системой водоснабжения)	Выключатели компрессоров в положение ВЫКЛЮЧЕНО – установить
2. Система удаления отбросов	
а) При внешнем осмотре	Убедиться в отсутствии следов подтекания жидкости из-под заглушек горловины, крышек люков со знаком (Т) на обшивке фюзеляжа.
б) При осмотре внутри самолета	При помощи ручки, расположенной в переднем вестибюле, проверить работоспособность сигнализации на электрощитке Б/И о переполнении переднего сливного бака: ПЕРЕКРОЙТЕ ВОДУ – для самолета с централизованной системой водоснабжения; для самолета с самотечной системой водоснабжения – ЗАКРОЙТЕ ТУАЛЕТ. Обогрев сливных насадков – переключатели на электрощитке Б/И установить в положение ПРОВЕРКА и по загоранию лампы убедиться в исправности электроцепей обогрева сливных насадков
в) Перед выруливанием	Переключатели обогрева – включить сливных насадков ВНИМАНИЕ. ПРИ ОТРИЦАТЕЛЬНЫХ ТЕМПЕРАТУРАХ НАРУЖНОГО ВОЗДУХА ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛИ ОБОГРЕВА СЛИВНЫХ НАСАДКОВ ВКЛЮЧИТЕ ПЕРЕД ЗАПРАВКОЙ СИСТЕМЫ ВОДОЙ
г) В крейсерском полете	Следить за загоранием светосигнализатора ПЕРЕКРОЙТЕ ВОДУ в переднем БУФЕТЕ И ТУАЛЕТЕ для самолета с централизованной системой водоснабжения (для самолета с самотечной системой водоснабжения – ЗАКРОЙТЕ ТУАЛЕТ). При загорании светосигнализатора дать команду Б/П отключить подогреватель воды в переднем туалете, кипятильник переднего буфета-кухни от электросети, перекрыть воду в передних туалете и буфете-кухне, нажать на кнопку крана питьевой воды и закрыть передний туалет.

(прод)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
д) После посадки	Обогрев сливных насадков – выключить. ВНИМАНИЕ. 1. ПРИ ОТРИЦАТЕЛЬНЫХ ТЕМПЕРАТУРАХ НАРУЖНОГО ВОЗДУХА ОБОГРЕВ СЛИВНЫХ НАСАДКОВ ОТКЛЮЧИТЬ ПОСЛЕ ПОЛНОГО СЛИВА ВОДЫ ИЗ СИСТЕМЫ ВОДОСНАБЖЕНИЯ. 2. ВО ВРЕМЯ ВЗЛЕТА, ПОСАДКИ И СТОЯНКИ САМОЛЕТА ЛИТЬ ВОДУ В РАКОВИНЫ ЦЕНТРАЛЬНОГО БУФЕТА-КУХНИ И ЗАДНИХ ТУАЛЕТОВ КАТЕГОРИЧЕСКИ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

(прод)

8.25.3. Неисправности

Вылет запрещается:

1) при подтекании воды из-под крышек люков со знаком (H_2O) и (Т) на обшивке фюзеляжа;
2) при неисправности сливных насадков;
3) при неисправности наддува водосистемы для централизованной системы водоснабжения.

8.25.4.1. Система водоснабжения

Предназначена для снабжения буфетов-кухонь и туалетов горячей и холодной водой.
Централизованная система водоснабжения.
Запас воды содержится в водобаке емкостью 280 л, расположенном под полом между 20 и 23 шпангоутами, в который заправляется 140 л воды.
Для заправки и слива воды имеются водозаправочная (в передней части фюзеляжа) и сливная (в задней части фюзеляжа) панели. Слив неиспользованной воды из системы производится только на земле через сливной штуцер водозаправочной панели и сливную панель. Для полного слива воды из системы установлены поплавковые клапаны.
Вода к потребителям подается избыточным давлением, создаваемым в водобаке двумя компрессорами, включение и выключение которых осуществляется автоматически сигнализаторами давления, когда переключатель установлен в положение ВКЛ. При избыточном давлении ниже 1,65 кгс/см^2 компрессоры включаются, а при давлении 1,95 кгс/см^2 они выключаются. На входе и выходе воздуха из компрессоров установлены фильтры, которые обеспечивают очистку всасываемого и нагнетаемого воздуха. Для предохранения водобака от раздутия установлен ограничитель давления.
Избыточное давление воздуха в водобаке замеряется электроманометром, состоящим из датчика и указателя. Датчик манометра установлен на водобаке, а указатель - на электрощитке Б/И.

Контроль количества воды в водобаке осуществляется водомером, состоящим из датчика и двух указателей. Датчик установлен на водобаке. Один указатель установлен на электрощитке Б/И, второй - на водозаправочной панели.

Самотечная система водоснабжения.
Запас воды содержится в 3-х водобаках, расположенных над передним гардеробом, над центральным буфетом-кухней, над задними туалетами.
Для заправки и слива воды имеются 3 водозаправочные панели.
Слив неиспользованной воды производится через контрольные штуцеры водозаправочных панелей.
Вода к потребителям подается самотеком через запорные краны на водобаках.
Контроль количества воды осуществляется водомерами, установленными на водобаках.

(прод)

8.25.4.2. Система удаления отбросов

Предназначена для сбора нечистот из унитазов в сливные баки дезодорации, дезинфекции и их удаления при наземном обслуживании самолета, а также для слива использованной воды из раковин задних туалетов и центрального буфета-кухни в полете через сливные насадки, а из раковин передних буфета-кухни и умывальника туалета в сливной бак. Система состоит из унитазов, раковин – моек и умывальников, гидрозатворов, сливных баков (для передних буфета-кухни и туалетов и задних туалетов), сливных насадков (для центрального буфета-кухни и для задних туалетов) и сливных панелей для передних буфета-кухонь и туалетов и для задних туалетов.

На самолете с централизованной системой водоснабжения для предотвращения перелива переднего сливного бака имеется сигнализация на электрощитке Б/И, ПЕРЕКРОЙТЕ ВОДУ, а на самолете с самотечной системой водоснабжения сигнализации "ЗАКРОЙТЕ ТУАЛЕТ".

—oOo—