ГосНИИ ГА

МИНИСТЕРСТВО ТРАНСПОРТА РОССИИ

ДЕПАРТАМЕНТ ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА

РУКОВОДСТВО
по летной эксплуатации самолетов Ту-134 (А, Б)

Книга вторая

"ВОЗДУШНЫЙ ТРАНСПОРТ"

МОСКВА 1996

Производственное издание

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТОВ ТУ-134 (А, Б)

Книга 2

Отв. исполнитель — инженер ГосНИИ ГА *И. В. Гусев*

Редактор *Л. А. Лапузо*

Художественный редактор *В. В. Платонов*

Технический редактор *М. Ю. Азарова*

Корректоры *А. Н. Горбунова, О. А. Мясникова*

Сдано в набор 11.07.94. Подписано в печать 31.10.95. Формат 60×90 1/8. Печать офсетная.
Гарнитура Таймс. Усл. печ. л. 64,0+3,32 (5 вкл.). Усл. кр.-отт. 67,32. Уч.-изд. л. 62,0. Тираж 900 экз. Изд. № 404.
Издательство "Воздушный транспорт", 103012, Москва, Старопанский пер., 5.

ОБЩЕЕ СОДЕРЖАНИЕ

КНИГА ПЕРВАЯ

Раздел 1. СЛУЖЕБНАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Раздел 2. ОГРАНИЧЕНИЯ

Раздел 3. ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ

Раздел 4. ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА

Раздел 5. АВАРИЙНЫЕ ДЕЙСТВИЯ

КНИГА ВТОРАЯ

Раздел 6. ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ И ОБОРУДОВАНИЯ

Раздел 7. ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Раздел 8. ПРИЛОЖЕНИЯ

Раздел	Стр.	Дата утвержд.
Общее содержание	1/2	
Перечень действующих страниц	1	24.12.2001 г.
	2	29.05.2001 г.
	3	15.06.1998 г.
	4	
	5	22.09.1999 г.
	6	29.05.2001 г.
Раздел 6	1/2	
	3	
	4	
	5/6	
6.1.1	1/2	
	3	
	4	
	5	
	6	
	7	
	8	
	9	
	10	
	11	
	12	
	13	
	14	
6.1.2.	1/2	
	3	
	3	
	4	
	5	
	6	
	7	
	8	
	9/10	
6.1.3.	1/2	
	3	
	4	
	5	
	6	
	7	
	8	
	9	
	10	
	11	

Раздел	Стр.	Дата утвержд.
6.1.3	12	
	13	
	14	
	15	
	16	
	17	
	18	
	19	
	20	
	21/22	
6.2.1	1/2	
	3	
	4	
	5	22.09.1999 г.
	6	22.09.1999 г.
	7	
	8	
	9	
	10	
	11	
	12	
	13	
	14	
	15/16	
6.2.2	1/2	
	3	
	4	04.09.1997 г.
	5/6	
	7	
	8	
	9	29.05.2001 г.
	10	29.05.2001 г.
	11	
	12	29.05.2001 г.
	13	04.09.1997 г.
	14	22.09.1999 г.
	15	
	16	
	16	04.09.1997 г.
	17	
	18	29.05.2001 г.
	19	24.12.2001 г.
	20	
	21/22	

Раздел	Стр.	Дата утвержд.
6.2.3	1/2	
	3	
	4	
	5/6	
	7	
	8	
	9	
	10	
	11	
	12	
	13	
	14	
	15	
	16	
	17	
	18	
6.2.4	1/2	
	3	
	4	
	5	
	6	
	7	
	8	
	9	
	10	
	11	
	12	
	13	
	14	
	15/16	
6.2.5	1/2	~~25.05.01~~
	3	25.05.01
	4	25.05.01
	5	25.05.01
	6	25.05.01
6.3.1	1/2	
	3	
	4	
	5	
	6	

Раздел	Стр.	Дата утвержд.
6.3.1	7	
	8	
	9/10	
6.3.2	1	
	2	
6.3.3	1/2	
	3	25.10.1996
	4	
	5	
	6	
	7	25.10.1996
	8	
	9	
	10	
	11	25.10.1996
	12	
	13	
	14	
	15	25.10.1996
	16	
	17	
	18	
	19	
	20	
	21/22	
6.4.1	1/2	
	3	
	4	
	5	
	6	
	7/8	
6.4.2.	1/2	
	3	
	4	
	5	
	6	
	7	
	8	
	9/10	
6.4.3	1/2	

Раздел	Стр.	Дата утвержд.
6.4.3	3	
	4	
	5	
	6	
	7	
	8	
	9/10	
6.5.1	1/2	
	3	
	4	
	5	
	6	
	7	
	8	
	9	
	10	
	11	
	12	
	13	
	14	
	15	
	16	
	17	
	18	
	19	
	20	
	21	
	22	
	23	
	24	
	25	
	26	
	27	
	28	
	29	
	30	
	31	
	32	
	33	
	34	

Раздел	Стр.	Дата утвержд.
6.5.1	35	
	36	
	37	
	38	
	39	
	40	
	41	
	42	
	43	
	44	
	45	
	46	
	47	
	48	
	49	
	50	
	51	
	52	
	53	
	54	
	55	
	56	
	57	
	58	
	59/60	
6.5.2	1/2	
	3	
	4	
	5	
	6	
	7	
	8	
	9	
	10	15.06.1998 г.
	11	
	12	
	13	
	14	
	15	
	16	

Раздел	Стр.	Дата утвержу.
6.5.2	17	
	18	
	19	
	20	
	21	
	22	
	23	
	24	
	25	
	26	
	27	
	28	
	29	
	30	
	31	
	32	
	33	
	34	
	35	
	36	
	37	
	38	
	39	
	40	
	41/42	
6.5.3	1/2	
	3	
	4	
	5	
	6	
	7	
	8	
	9	
	10	
	11	
	12	
	13	
	14	
	15	
	16	

Раздел	Стр.	Дата утвержд.
6.5.3	17	
	18	
	19	
	20	
	21	
	22	
	23	
	24	
	25	
	26	
	27	
	28	
	29	
	30	
	31	
	32	
	33	
	34	
	35/36	
6.5.4	1/2	
	3	
	4	
	5	
	6	
	7	
	8	
	9	
	10	
	11	
	12	
	13	
	14	
	15	
	16	
	17	
	18	
	19	
	20	
	21	
	22	

Раздел	Стр.	Дата утвержд.
6.5.4	23	
	24	
	25	
	26	
	27	
	28	
	29	
	30	
	31	
	32	
	33	
	34	
	35	
	36	
	37	
	38	
	39	
	40	
	41	
	42	
	43	
	44	
	45	
	46	
	47	
	48	
	49/50	
6.6.1	1/2	
	3	
	4	
	5	
	6	
	7	
	8	
	9	
	10	
	11	
	12	
6.6.2	1/2	
	3	22.09.1999 г.

Раздел	Стр.	Дата утвержд.
6.6.2	4	22.09.1999 г.
	5	
	6	22.09.1999 г.
	7	
	8	
	9	
	10	
	11/12	
6.6.3	1/2	
	3	
	4	
	5	
	6	
	7	
	8	
	9	
	10	
	11	
	12	
6.7.1	1/2	
	3	
	4	
	5	
	6	
	7	
	8	
	9	
	10	
6.7.1a	1	
	2	
	3	
	4	
	5	
	6	
	7	
	8	
6.7.2	½	
	3	
	4	
	5	

Раздел	Стр.	Дата утвержд.
6.7.2	6	
	7/8	
Раздел 7	1	
	2	
7.1.1	1/2	
	3	
	4	
7.2.1	1	
	2	
7.3.1	1/2	
7.4.1	1	
	2	
	3	
	4	
	5	
	6	
	7	
	8	
	9	
	10	
	11/12	
7.5.	1/2	
7.6.	1/2	
7.7.	1/2	
7.8.	1/2	
7.9.	1	
	2	
	3	
	4	
7.10.1	1/2	
1.11.1	1	
	2	
	3	
	4	
	5	
	6	
Раздел 8	1	
	2	
8.1.1	1	
	2	

Раздел	Стр.	Дата утвержд.
	3	
	4	
8.2.1	1	
	2	
	3	
	4	
	5	
	6	
	7	
	8	
	9	
	10	
	11	
	12	
	13	
	14	
	15	
	16	
	17	
	18	29.05.01
8.3.1	1	
	2	
	3	
	4	

Раздел 6

ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ И ОБОРУДОВАНИЯ

СОДЕРЖАНИЕ

6.1.1. Основная система управления
0.1. Описание . . . 3
0.2. Эксплуатационные ограничения . . . 5
0.3. Нормальная эксплуатация . . . 10
0.4. Неисправности . . . 13

6.1.2. Управление средствами механизации крыла
0.1. Описание . . . 3
0.2. Эксплуатационные ограничения . . . 4
0.3. Нормальная эксплуатация . . . 4
0.4. Неисправности . . . 5

6.1.3. Шасси
0.1. Описание . . . 3
0.2. Эксплуатационные ограничения . . . 10
0.3. Нормальная эксплуатация . . . 13
0.4. Неисправности . . . 16

6.2.1. Сводка общих ограничений по силовой установке
0.1. По двигателю . . . 3
0.2. По вспомогательной силовой установке . . . 12
0.3. По топливной системе . . . 14

6.2.2. Силовая установка
0.1. Описание . . . 3
0.2. Эксплуатационные ограничения . . . 4
0.3. Нормальная эксплуатация . . . 8
0.4. Неисправности . . . 16

6.2.3. Топливная система (ТС)
0.1. Описание . . . 3
0.2. Эксплуатационные ограничения . . . 15
0.3. Нормальная эксплуатация . . . 15
0.4. Неисправности . . . 17

6.2.4. Вспомогательная силовая установка (ВСУ)
0.1. Описание . . . 3
0.2. Эксплуатационные ограничения . . . 4
0.3. Нормальная эксплуатация . . . 7
0.4. Неисправности . . . 14

6.2.5. Аппаратура контроля вибрации двигателей
0.1. Описание . . . 3
0.2. Эксплуатационные ограничения . . . 4
0.3. Нормальная эксплуатация . . . 4
0.4. Неисправности . . . 5/6

6.3.1. Гидравлическая система
0.1. Описание . . . 3

0.2. Эксплуатационные ограничения 7
0.3. Нормальная эксплуатация 8
0.4. Неисправности 9/10

6.3.2. Воздушная система
0.1. Описание 1
0.2. Эксплуатационные ограничения 2

6.3.3. Электросистема
0.1. Описание 3
0.2. Эксплуатационные ограничения 7
0.3. Нормальная эксплуатация 10
0.4. Неисправности 16

6.4.1. Аппаратура внешней связи
0.1. УКВрадиостанции (УКВ р/ст.) 3
0.2. КВрадиостанции (КВ р/ст.) 5

6.4.2. Аппаратура внутренней связи
0.1. Самолетное переговорное устройство СПУ-7Б 3
0.2. Самолетное громкоговорящее устройство СГУ-15 4
0.3. Система СГС-25 оповещения пассажиров и воспроизведения музыкальных программ "ВЕЩАНИЕ" (упрощенный вариант) 6
0.4. Самолетный магнитофон МС-61Б 8

6.4.3. Аппаратура УВД
0.1. Самолетный радиолокационный ответчик СОМ-64 3
0.2. Изделие 020М 6
0.3. Самолетный радиолокационный ответчик СО-72М 7

6.5.1. Пилотажно-навигационные приборы и радиолокатор
0.1. Указатели скорости, высотомеры, вариометры, указатели числа М. Системы полного и статического давления 3
0.2. Автоматический радиокомпас АРК-15М 9
0.3. Радиовысотомер малых высот РВ-5 (РВ-5М) 12
0.4. Автомат углов атаки и перегрузок с сигнализацией АУАСП-15кр 16
0.5. Радиолокационная станция РОЗ-1 20
0.6. Метеонавигационная радиолокационная станция (РЛС) «Гроза М-134Б» . . . 26
0.7. Авиагоризонты АГД-1С, ПП-75, блок контроля кренов БКК-18, сигнализатор нарушения электропитания СНП-1, автомат переключения шин АПШ-3, электропитание авиагоризонтов (для самолетов, оборудованных АГД-1С, ПП-75, БКК-18, СНП-1 и АПШ-3) 33
0.8. Резервный авиагоризонт АГД-1 49
0.9. Магнитный самописец режимов полета МСРП-12 51
0.10. Самописец КЗ-63 52
0.11. Система регистрации режимов полета МСРП-64-2 52
0.12. Аппаратура "МАРС-БМ" 54
0.13. Система сигнализации опасной скорости сближения с землей (ССОС) 55
0.14. Система сигнализации предельных кренов (ССПК) 58

6.5.2. Навигационные системы
0.1. Курсовая система КС-8 3

0.2. Магнитный компас 8
0.3. Аппаратура навигации и посадки "КУРС-МП-1" и "КУРС-МП-2" 8
0.4. Навигационная автономная система НАС-1А6К 16
0.5. Навигационная автономная система ДИСС-013-134(М) 23
0.6. Радиотехническая система ближней навигации РСБН-2с 30
0.7. Самолетный радиодальномер СД-67 38

6.5.3. Система БСУ-3П
0.1. Описание 3
0.2. Эксплуатационные ограничения 16
0.3. Нормальная эксплуатация 17
0.4. Неисправности 31

6.5.4. Автоматическая бортовая система управления АБСУ-134А
0.1. Описание 3
0.2.Эксплуатационные ограничения 17
0.3. Нормальная эксплуатация 18
0.4. Неисправности 40

6.6.1. Система кондиционирования воздуха (СКВ)
0.1. Описание 3
0.2. Эксплуатационные ограничения 6
0.3. Нормальная эксплуатация 6
0.4. Неисправности 11

6.6.2. Система регулирования давления (СРД)
0.1. Описание 3
0.2. Эксплуатационные ограничения 6
0.3. Нормальная эксплуатация 7
0.4. Неисправности 9

6.6.3. Противообледенительная система (ПОС)
0.1. Описание 3
0.2. Эксплуатационные ограничения 7
0.3. Нормальная эксплуатация 7
0.4. Неисправности 11

6.7.1. Кислородное оборудование
0.1. Описание 3
0.2. Эксплуатационные ограничения 4
0.3. Нормальная эксплуатация 6

6.7.1а. Кислородное оборудование 134Б
0.1. Описание 1
0.2. Эксплуатационные ограничения 2
0.3. Нормальная эксплуатация 3

6.7.2. Система пожаротушения
0.1. Описание 3
0.2. Эксплуатационные ограничения 4
0.3. Нормальная эксплуатация 4
0.4. Неисправности 7/8

6.1.1

ОСНОВНАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ

6.1.1 ОСНОВНАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ

01. ОПИСАНИЕ

Основная система управления предназначена для раздельного или совместного отклонения КВС и вторым пилотом каждого из органов управления самолетом: руля высоты (РВ), элеронов, руля направления (РН).

Отклонение органов управления самолетом осуществляется путем отклонения рычагов управления: колонки штурвала, штурвала, педалей. Для снятия усилий с рычагов управления на всех органах управления самолетом установлены триммеры, которые перемещаются с помощью электромеханических приводов. Управление перемещением триммеров РВ дублировано механическим управлением. В бустерную систему управления РН установлен механизм триммерного эффекта.

Для расширения диапазона эксплуатационных центровок на самолете установлен подвижный управляемый стабилизатор с электродистанционным управлением.

(1) Управление рулем высоты.

Система управления рулем высоты состоит из жестко соединенных между собой колонок штурвалов КВС и второго пилота и жесткой проводки управления рулем высоты, соединяющей колонки штурвалов с РВ.

(2) Управление триммерами руля высоты.

Триммеры расположены по одному на каждой половине руля высоты и имеют дублированное электрическое и механическое управление. С помощью электрического управления триммеры РВ отклоняются на углы 3°±30′ вверх и 4°±30′ вниз, с помощью механического управления — на углы ±8°±30′ относительно своего нейтрального положения на руле высоты.

Управление электрическим механизмом перемещения триммеров РВ осуществляется нажимными переключателями, установленными на штурвалах пилотов, или автоматической системой АТ-2. Механическое управление перемещением триммеров РВ осуществляется с помощью тросовой проводки управления триммерами РВ путем вращения штурвалов, установленных на пультах в кабине пилотов.

(3) Управление элеронами.

Система управления элеронами состоит из соединенных между собой жесткой проводкой штурвалов КВС и второго пилота и жесткой проводки управления, которая соединяет штурвалы с элеронами и дополнительным пружинным загружателем штурвалов, постоянно включенным в систему управления элеронами.

(4) Управление триммерами элеронов.

Триммеры элеронов расположены по одному на левом и правом элеронах самолета и имеют электрическое управление, посредством которого перемещаются от нейтрального положения на углы ±3°±30′. Управление электрическим механизмом перемещения триммеров элеронов осуществляется нажимными переключателями, установленными на пультах триммеров КВС и второго пилота.

Нейтральное положение триммеров элеронов определяется по светосигнализаторам белого цвета, установленным на пульте синхронизации.

(5) Управление рулем направления.

Система управления рулем направления состоит из педалей КВС и второго пилота, кинематической связи между ними и жесткой (с двумя раздвижными тягами РАУ-108) проводки, которая соединяет педали пилотов с входным рычагом необратимого гидроусилителя ГУ-108Д. Выходной вал гидроусилителя соединен через карданный вал с РН и является его приводом.

Нормальное управление РН осуществляется с помощью гидроусилителя, принимающего на себя всю нагрузку от аэродинамических шарнирных моментов. Поэтому при включенном гидроусилителе нагрузка на

педалях создается искусственно с помощью подключенных к проводке управления двух пружинных загружателей: взлетно-посадочного и полетного. Взлетно-посадочный загружатель автоматически подключается к системе управления одновременно с включением гидроусилителя. Снятие усилий на педалях от взлетно-посадочного загружателя осуществляется механизмом триммерного эффекта.

Полетный загружатель подключается к системе управления РН при включенном гидроусилителе и убранных закрылках и служит для ограничения углов отклонения РН, создавая дополнительные усилия при отклонении на углы ±5°. При отклонении РН на угол, больший ±5°, на приборной доске второго пилота загорается желтое светосигнальное табло "РН±5°".

Гидроусилитель ГУ-108Д — однокамерный, с питанием от основной гидросистемы, а в случае ее отказа — от аварийной (автономной) гидросистемы. Переключение питания гидроусилителя на аварийную гидросистему производится автоматически — по падению давления в основной гидросистеме или принудительно — с помощью переключателя на верхнем электрощитке пилотов. При падении давления в двух гидросистемах происходит автоматический переход на безбустерное (механическое) управление. При неисправностях бустера или обеих гидросистем гидроусилитель может быть отключен переключателем, установленным на верхнем электрощитке пилотов. Отключение гидроусилителя или падение давления в двух гидросистемах приводит к отключению пружинных загружателей от системы управления РН. Полетный загружатель может быть отключен принудительно переключателем, расположенным на верхнем электрощитке пилотов (в случае посадки самолета с невыпущенными закрылками).

Две раздвижные тяги в системе управления РН являются исполнительными механизмами двух автономных каналов демпфера рыскания ДР-134М, установленного для улучшения характеристик боковой устойчивости и управляемости самолета в полете с выключенным автопилотом. Оба канала демпфера включаются перед взлетом на предварительном старте и выключаются после посадки. Контроль за работой демпфера осуществляется по загоранию уведомляющего светосигнала 1-го и 2-го канала на пульте ПНК-134Б. При включении автопилота, падении давления в гидросистеме и выключении гидроусилителя РН демпфер автоматически отключается.

Демпфер по крену (сигнал w_x) сблокирован с закрылками и используется только на взлете и посадке. Демпфер по курсу (сигнал w_y) используется на всех режимах полета.

(6) Управление триммерами и механизмом триммерного эффекта.

Триммер РН расположен на РН и отклоняется с помощью электромеханизма.

Механизм триммерного эффекта РН подключается к системе управления РН при включении гидроусилителя и представляет собой электромеханизм, связанный через двухплечую качалку с взлетно-посадочным загружателем. Электромеханизмы триммера и триммерного эффекта приводятся в действие нажимными переключателями, установленными на пультах триммеров КВС и второго пилота.

При включенном гидроусилителе механизм триммерного эффекта работает от переключателя КВС или второго пилота. При выключении гидроусилителя электромеханизм триммерного эффекта автоматически отключается и подключается электромеханизм триммера, который работает от тех же переключателей.

Нейтральное положение триммера РН и механизма триммерного эффекта взлетно-посадочного загружателя определяется по загоранию светосигнализаторов белого цвета, попарно установленных над каждым переключателем на пультах триммеров КВС и второго пилота.

(7) Управление стабилизатором.

Изменение в полете угла установки стабилизатора производится электромеханизмом МУС-7А. В электромеханизме имеются два двигателя, связанные между собой через суммирующие дифференциалы. Электродвигатели питаются от разных шин. В случае выхода из строя одного электродвигателя или линии его питания другой электродвигатель обеспечивает изменение угла стабилизатора, но с меньшей скоростью. Управление стабилизатором осуществляется нажимными переключателями на пульте триммеров КВС и на

электрощитке второго пилота. Контроль угла установки стабилизатора осуществляется по указателю положения стабилизатора, установленному на верхнем приборном щитке пилотов.

(8) Система стопорения основных органов управления.

Стопорение основных органов управления осуществляется рукояткой, смонтированной на пульте КВС и соединенной со стопорными механизмами тросовой проводкой. При перемещении рукоятки в крайнее переднее положение РН и элероны стопорятся в нейтральном положении, а РВ отклоняются вниз. В крайних положениях ("ЗАСТОПОР", "ОТСТОПОР") рукоятка фиксируется.

Система стопорения сблокирована с секторами управления двигателями, что при застопоренном положении рулей и элеронов исключает возможность запуска двигателя.

Чтобы не было повреждения стопорного механизма РН при включенном гидроусилителе ГУ-108Д, система стопорения сблокирована с системой включения электромагнитного крана ГА-165 гидроусилителя. При стопорении автоматически выключается управление краном, при расстопорении — включается.

(9) На самолете Ту-134Б:

1. Сняты:

а) пульты триммеров КВС и второго пилота;

б) АЗС панели АЗС КВС (пульта триммеров):

— "ЭЛЕРОНЫ ЛЕВ, ПРАВ";
— "РН";
— "РВ";
— "Г/УСИЛИТЕЛЬ РН";
— "ДЕМПФЕР РЫСКАНИЯ 1 и 2 КАНАЛЫ";
— "АВАР. КОЛЬЦЕВ. Г/УСИЛИТ";
— "УПРАВЛЕНИЕ ЗАКРЫЛКАМИ МОТОР № 1 и №2".

2. АЗС "УПРАВЛЕНИЕ СТАБИЛИЗАТОРОМ МОТОР № 1 и 2" перенесены на вновь сформированную панель "АЗС ЛЕВ. № 2", установленную на этажерке оборудования, шп. № 9, левый борт (под панелью "АЗС ЛЕВАЯ", которая переименована в "АЗС ЛЕВАЯ № 1").

3. Переключатели управления триммерами элеронов, РН и светосигнализаторы их нейтрального положения перенесены на средний пульт пилотов.

4. Переключатели управления стабилизатором КВС и второго пилота заменены одним общим переключателем управления стабилизатором, который установлен на верхнем приборном щитке пилотов. Посадочный щиток, органы его управления и индикации сняты. Индикация управления интерцепторами — в прежней компоновке. Светосигнализаторы выпущенного положения интерцепторов "ЛЕВ" и "ПРАВ" перенесены со средней доски пилотов на приборную доску КВС.

0.2. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Наименование параметра	Единица измерения	Мин.	Норм.	Макс.
Скорость полета при изменении угла установки стабилизатора	км/ч			400
Угол установки стабилизатора по указателю:	град.			
для взлета			−1,5	
для посадки		−1,5		−2,5
в полете			0	

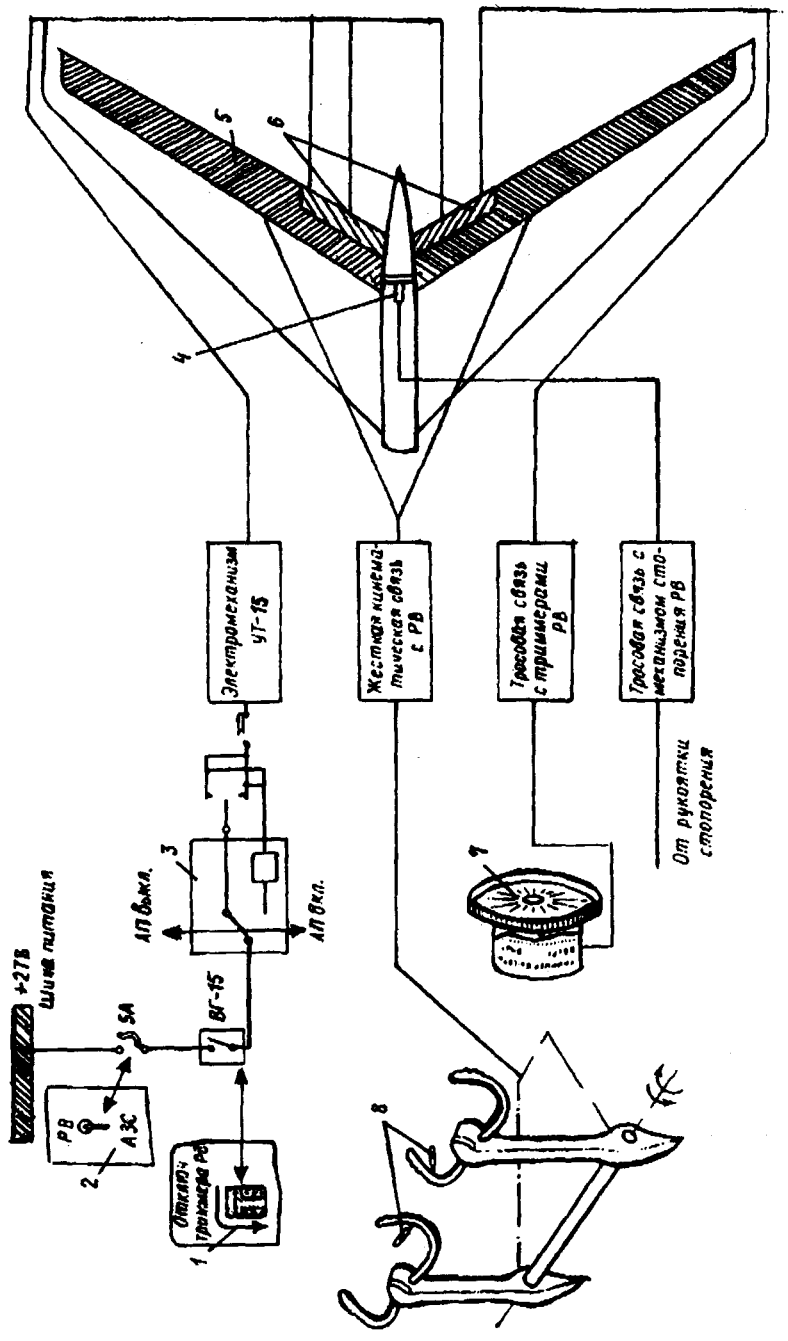


Схема управления РВ:

1 — выключатель ВГ-15 аварийного отключения триммера РВ на верхнем электрощитке пилотов;
2 — панель АЗС командира воздушного судна; *3* — АТ-2; *4* — узел стопорения РВ; *5* — руль высоты;
6 — триммеры; *7* — штурвал тросового управления триммерами РВ; *8* — переключатели ПНГ-15К управления триммерами РВ

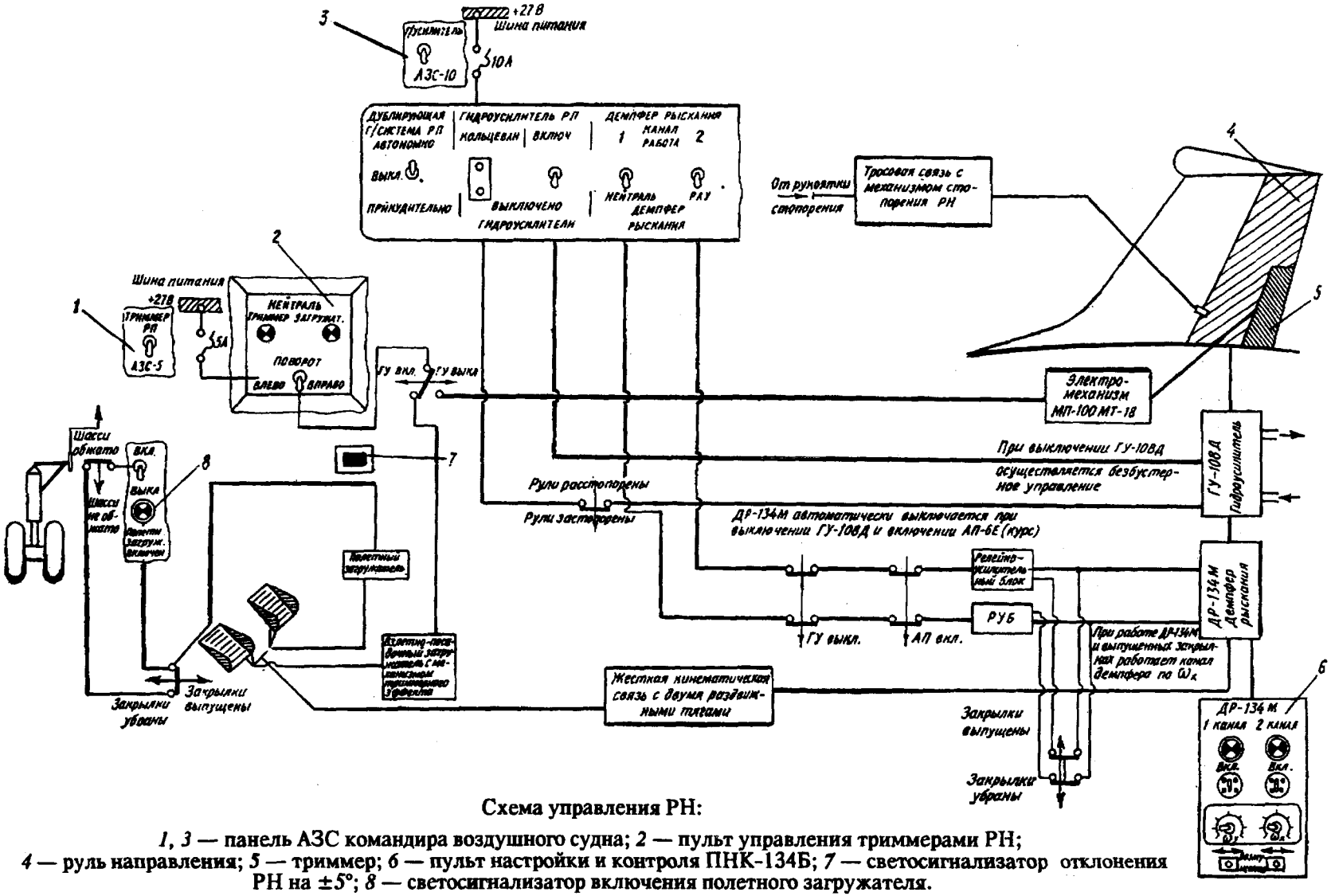


Схема управления РН:

1, 3 — панель АЗС командира воздушного судна; *2* — пульт управления триммерами РН; *4* — руль направления; *5* — триммер; *6* — пульт настройки и контроля ПНК-134Б; *7* — светосигнализатор отклонения РН на ±5°; *8* — светосигнализатор включения полетного загружателя.

Примечания: 1. При включенном ГУ-108Д и взлетно-посадочном загружателе работает механизм триммерного эффекта.
2. Включение полетного загружателя РН осуществляется автоматически при включении ГУ, убранных закрылках и необжатых стойках шасси.
3. Для устранения повреждения стопорного механизма РН при включенном ГУ-108Д система стопорения сблокирована с помощью концевого выключателя АВ-12В с системой включения электромагнитного крана ГУ. Концевой выключатель установлен под рукояткой стопорного механизма на пульте КВС.
4. При работе демпфера горят зеленые светосигнализаторы. При полете под автопилотом светосигнализаторы не горят

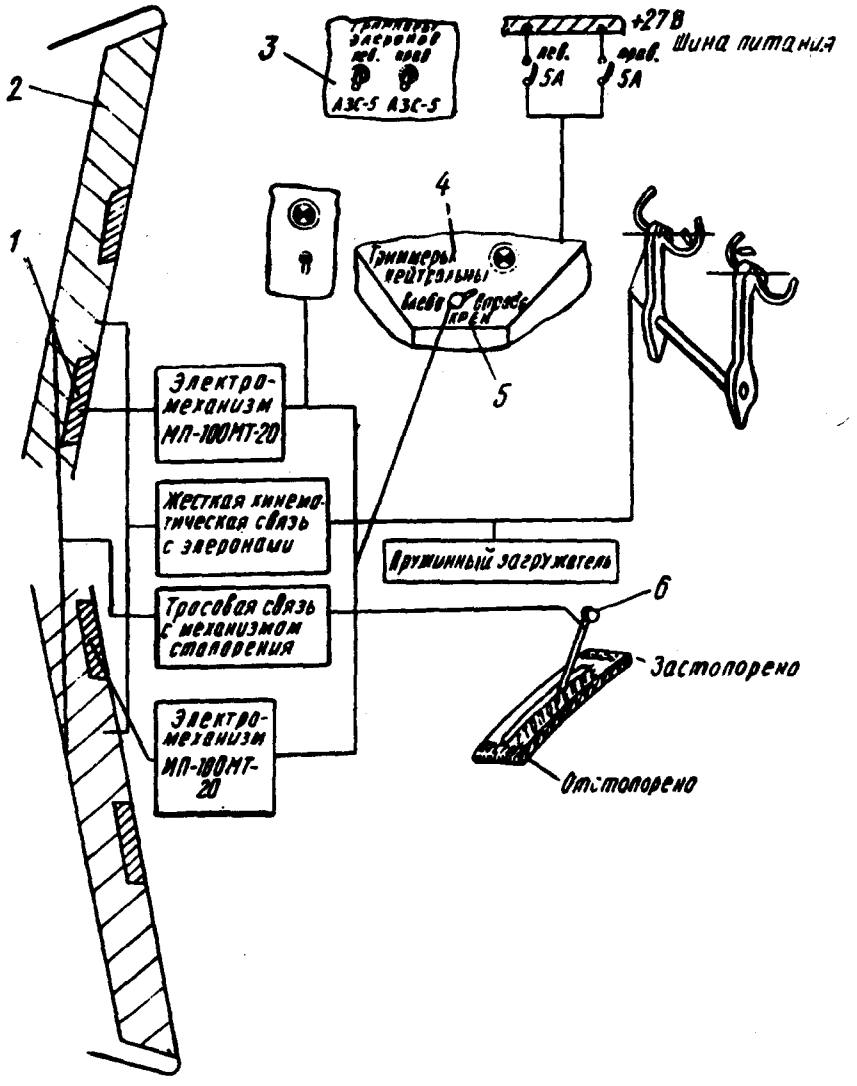
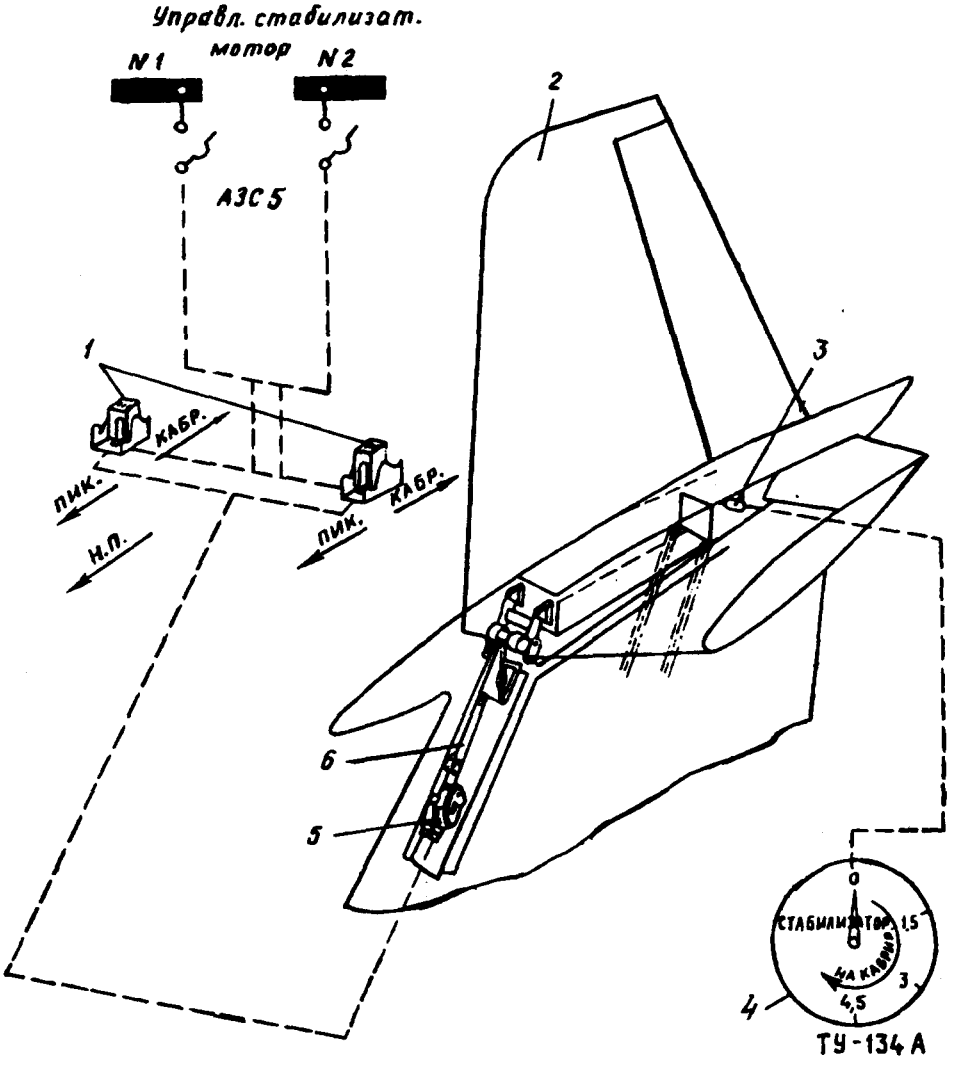


Схема управления элеронами:

1 — триммер; *2* — элероны, *3* — панель АЗС командира воздушного судна; *4* — пульт управления триммерами элеронов; *5* — переключатели 2ПНГ-15 управления триммерами элеронов и светосигнализаторы нейтрального положения триммеров элеронов; *6* — рукоятка стопорения рулей и элеронов на левом пульте пилотов.

Примечание. При синхронизации загораются три светосигнализатора на пульте синхронизации и светосигнализаторы на пульте управления триммером



Управление стабилизатором:

1 — переключатель (нажимной) управления стабилизатором; *2* — стабилизатор; *3* — датчики положения стабилизатора; *4* — указатель положения стабилизатора; *5* — электромеханизм МУС-7А с МКВ-38; *6* — подъемник

0.3. НОРМАЛЬНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Предполетный осмотр системы управления	Произвести внешний осмотр органов управления и их триммеров; проверить плотность прилегания крышек лючков, надежность их закрытия и установку триммеров в нейтральное положение
(2) Проверка системы управления при включенном электропитании	В кабине пилотов проверить исправность электромеханизмов триммеров. Переключатели управления триммерами на штурвале и пультах управления кратковременно включить. После проверки установить триммеры в нейтральное положение. При этом должны загореться белые светосигнализаторы на пульте синхронизации триммеров элеронов и РН. Нейтральность положения триммера руля высоты проверить по механическому указателю триммера РВ. Если необходимо, произвести синхронизацию триммеров элеронов. Переключатель "ГИДРОУСИЛИТЕЛЬ РН" — в положение "ВЫКЛЮЧЕНО" Переключатели 1-го и 2-го каналов "ДЕМПФЕР РЫСКАНИЯ" — в положение "НЕЙТРАЛЬ РАУ" Переключатель "ГИДРОУСИЛИТЕЛЬ КОЛЬЦЕВАН" — в положение "ВЫКЛЮЧЕНО" Рукоятку стопорения рулей и элеронов — в положение "ОТСТОПОР" Проверить правильность и плавность отклонения органов управления самолетом (элеронов, РВ, РН и триммеров). **Примечание.** При приемке самолета после ремонта или профилактического технического обслуживания бортмеханик, находясь на земле, и второй пилот, находясь в кабине самолета, совместно должны проверить нейтральность органов управления и триммеров, соответствие их отклонения перемещениям рычагов управления и переключателей управления триммерами (проверку производить с рабочих мест обоих пилотов). При проверке бортмеханик с земли докладывает по СПУ о положении проверяемого органа управления самолетом. После проверки органы управления и их триммеры установить в нейтральное положение. **ВНИМАНИЕ. ПРИ ПРОВЕРКЕ ОТКЛОНЕНИЯ КАЖДОГО ТРИММЕРА ОТ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЗМОВ ОДНОВРЕМЕННО НАЖИМАТЬ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛИ УПРАВЛЕНИЯ ТРИММЕРАМИ С РАБОЧИХ МЕСТ ОБОИХ ПИЛОТОВ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.**
(3) Проверка системы управления рулем направления после запуска двигателей:	
а) проверка гидроусилителя	"ГИДРОУСИЛИТЕЛЬ РН" — в положение "ВКЛЮЧ". При этом автоматически включается взлетно-посадочный загружатель (гаснет белый светосигнализатор нейтрального положения триммера РН и загорается белый светосигнализатор нейтрального положения электромеханизма триммирования).

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
а) проверка гидроусилителя (прод.)	Педали управления	— переместить 1—2 раза на полный ход.
	При этом нагрузка на педаль должна увеличиваться по мере отклонения педали.	
б) Проверка электромеханизма триммирования	Переключатель управления триммером	— нажать попеременно влево и вправо.
	При этом левая педаль должна отклониться вперед (правая — назад), а затем в обратную сторону. После проверки установить переключатель в положение, при котором загорается белый светосигнализатор (триммер — в нейтральном положении)	
в) Проверка полетного загружателя	АЗС-5 "СИГНАЛИЗАЦИЯ ШАССИ И ИНТЕРЦЕПТОРОВ"	— в положение "ВЫКЛЮЧЕНО".
	Переключатель полетного загружателя	— в положение "ВКЛ"
	При этом зеленый светосигнализатор "ПОЛЕТН. ЗАГРУЖ. ВКЛЮЧЕН" должен загореться.	
	Переключатель полетного загружателя	— в положение "ПРИНУДИТ. ВЫКЛЮЧЕНИЕ".
	При этом зеленый светосигнализатор "ПОЛЕТН. ЗАГРУЖ. ВКЛЮЧЕН" должен погаснуть.	
	Переключатель полетного загружателя	— в положение "ВКЛ"
	Переключатель управления закрылками	— в положение "ВЫПУСК".
	При выпуске закрылков во взлетное положение зеленый светосигнализатор "ПОЛЕТН. ЗАГРУЖ. ВКЛЮЧЕН" должен погаснуть.	
	Переключатель управления закрылками	— в положение "УБОРКА".
	При убранных закрылках зеленый светосигнализатор должен гореть.	
	АЗС-5 "СИГНАЛИЗАЦИЯ ШАССИ И ИНТЕРЦЕПТОРОВ"	— в положение "ВКЛЮЧЕНО".
г) Включение демпфера рыскания ДР-134М	**ВНИМАНИЕ.** ПЕРЕД КАЖДЫМ ВКЛЮЧЕНИЕМ ДР-134М ПРОИЗВЕСТИ 4—5 ПОЛНЫХ ПЕРЕКЛАДОК РН С ВКЛЮЧЕННЫМ ГИДРОУСИЛИТЕЛЕМ.	
	Переключатели "ДЕМПФЕР РЫСКАНИЯ"	— в положение "РАБОТА".
	При этом должны:	
	зеленые светосигнализаторы на ПНК-134Б (на пульте настройки и контроля демпфера рыскания)	— загореться;

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
г) Включение демпфера рыскания ДР-134М (прод.)	раздвижные тяги 1-го и 2-го каналов	— занять нейтральное положение;
	стрелки индикаторов	— стоять в нейтральном положении.
	Ручки регулировки передаточных чисел "ω_x" и "ω_y" на ПНК-134М	— в положение белой риски
д) Проверка работоспособности демпфера рыскания	Колпачки переключателей наземной проверки "ω_x" и "ω_y"	— открыть
	Закрылки	— выпустить
	Переключатель "ω_y"	— нажать вправо.
	При этом стрелки индикаторов 1-го и 2-го каналов сначала отклонятся вправо (РН — влево), а затем вернутся в нейтральное положение.	
	Переключатель "ω_y"	— нажать влево.
	При этом стрелки индикаторов отклонятся влево (РН — вправо), а затем вернутся в нейтральное положение. При отпускании переключателя стрелки индикаторов (РН) отклонятся в противоположную сторону.	
	Переключатель "ω_x"	— нажать вправо.
	При этом стрелки индикаторов отклонятся вправо, а РН — влево до технологической отметки.	
	Переключатель "ω_x"	— нажать влево.
	При этом стрелки индикаторов отклонятся влево (РН — вправо). При отпускании переключателя стрелки и РН займут нейтральное положение.	
	При нормальной работе демпфера закрыть переключатели колпачком и выключить демпфер рыскания.	
	Закрылки	— убрать
(4) Установка стабилизатора во взлетное положение	Переключатель управления стабилизатором	— в положение "КАБРИР"
	Контролировать по указателю достижение стабилизатором угла отклонения — 1,5°	
	Переключатель управления стабилизатором (по достижении угла — 1,5°)	— в нейтральное положение.
(5) Установка стабилизатора в полетное положение	Переключатель управления стабилизатором	— в положение "ПИКИР"
	Контролировать по указателю достижение стабилизатором угла 0°	
	Переключатель управления стабилизатором (по достижении угла 0°)	- в нейтральное положение.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(6) Стопорение рулей и элеронов:	Педали, штурвал	— в нейтральное положение
а) стопорение	Штурвальная колонка	— полностью "от себя".
	Рукоятка стопорения рулей и элеронов	— в положении "ЗАСТОПОР".
б) расстопорение	Рукоятка стопорения рулей и элеронов	— в положении "ОТСТОПОР".

0.4. НЕИСПРАВНОСТИ

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Непроизвольное скольжение самолета, сопровождаемое заметным кренением	Свидетельствует об отказе одного из каналов демпфера рыскания ДР-134М. Парировать скольжение педалями, а кренение — элеронами. В режиме горизонтального полета выключить отказавший канал демпфера рыскания (зеленый светосигнализатор должен погаснуть). При этом шток РАУ отказавшего канала и стрелка соответствующего лагометра должны установиться в нейтральное положение. Продолжать полет, используя один канал.
(2) Раскачка самолета по курсу и крену, тряска РН (стрелки обоих лагометров перемещаются хаотически, и по ним нельзя определить отказавший канал)	Свидетельствует об отказе одного (или двух) канала демпфера рыскания. Оба канала демпфера рыскания выключить. Поочередным включением определить отказавший канал и отключить его. Полет продолжать, используя исправный канал (или с выключенным демпфером рыскания). **ВНИМАНИЕ.** ПОЛЕТ С ДВУМЯ ОТКАЗАВШИМИ КАНАЛАМИ ДЕМПФЕРА РЫСКАНИЯ БЕЗОПАСЕН. ОДНАКО ПРИ ТАКОМ ПОЛЕТЕ ЗНАЧИТЕЛЬНО ВОЗРАСТАЮТ КОЛЕБАНИЯ БОКОВОГО ДВИЖЕНИЯ. НЕОБХОДИМО ИЗБЕГАТЬ РЕЗКИХ "ДАЧ" РУЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ И ЭЛЕРОНОВ. **Примечание.** Автоматическое отключение демпфера происходит при включении автопилота, падении давления в гидросистеме и выключении гидроусилителя.
(3) Самопроизвольное движение педалей, колебание РН с раскачкой самолета по курсу, затяжеление управления, падение давления в основной и автономной гидросистемах	Свидетельствует об отказе гидроусилителя. Гидроусилитель — выключить. Кран аварийного кольцевания — включить. Зеленый светосигнализатор полетного загружателя погас — убедиться.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(3) Самопроизвольное движение педалей, колебание РН с раскачкой самолета по курсу, затяжеление управления, падение давления в основной и автономной гидросистемах (прод.)	При отключении гидроусилителя демпфер рыскания автоматически отключается. Примечание. Если светосигнализатор полетного загружателя не погас, произвести его принудительное отключение. Для снятия усилий на педалях управления РН пользоваться триммером. **ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ.** При пилотировании не допускать выхода РН на углы более ±5° при убранных закрылках.
(4) Замедленное изменение угла установки стабилизатора в полете из взлетного положения в полетное	Свидетельствует о неисправности одного из электродвигателей или линии его питания. Учитывать при пилотировании самолета.
(5) Изменения угла установки стабилизатора не происходит	Учитывать при пилотировании самолета (см. РЛЭ 4.2.1, 4.3.1, 4.4.1, 4.6.1). **ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ.** ЕСЛИ ИЗМЕНЕНИЯ УГЛА УСТАНОВКИ СТАБИЛИЗАТОРА НЕ ПРОИСХОДИТ, ПОЛЬЗОВАТЬСЯ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЕМ УПРАВЛЕНИЯ СТАБИЛИЗАТОРОМ **ЗАПРЕЩАЕТСЯ.**
(6) Самопроизвольный уход стабилизатора из положения "0" в крайнее положение в наборе высоты, в крейсерском полете и на снижении	Характеризуется возникновением перегрузки и движением стрелки указателя положения стабилизатора. Учитывать при пилотировании самолета (см. РЛЭ 4.4.1). **ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ.** В СЛУЧАЕ САМОПРОИЗВОЛЬНОГО УХОДА СТАБИЛИЗАТОРА ПОЛЬЗОВАТЬСЯ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЕМ УПРАВЛЕНИЯ СТАБИЛИЗАТОРОМ **ЗАПРЕЩАЕТСЯ.**
(7) Самопроизвольный уход стабилизатора в положение "0" при заходе на посадку	Характеризуется увеличением вертикальной скорости снижения и движением стрелки указателя положения стабилизатора. Учитывать при пилотировании самолета (см. РЛЭ, 4.6.1). **ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ.** В СЛУЧАЕ САМОПРОИЗВОЛЬНОГО УХОДА СТАБИЛИЗАТОРА ПОЛЬЗОВАТЬСЯ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЕМ УПРАВЛЕНИЯ СТАБИЛИЗАТОРОМ **ЗАПРЕЩАЕТСЯ.**

6.1.2.

УПРАВЛЕНИЕ СРЕДСТВАМИ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА

6.1.2. УПРАВЛЕНИЕ СРЕДСТВАМИ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА

0.1. ОПИСАНИЕ

Взлетно-посадочные средства механизации крыла включают в себя: двухщелевые закрылки, интерцепторы (гасители подъемной силы) и тормозной щиток.

(1) Закрылки.

а) Закрылки состоят из четырех секций (по две на каждом полукрыле) и делятся на внутренние, расположенные между гондолами шасси и фюзеляжем, и внешние, расположенные за гондолами шасси. Отклонение закрылков осуществляется посредством винтовых подъемников — по два на каждую секцию закрылков. Винт каждого подъемника приводится во вращение от трансмиссии, соединяющей все подъемники. Трансмиссия приводится в действие реверсивным электромеханизмом МПЗ-18А-5, имеющим два электродвигателя, которые связаны между собой через суммирующий дифференциал. Электродвигатели питаются от разных шин, и в случае выхода из строя одного электродвигателя или линии его питания другой электродвигатель обеспечивает отклонение закрылков, но с меньшей скоростью.

б) Выпуск и уборка закрылков, а также синхронизация их положения осуществляются системой управления закрылками (СЭУЗ-Iм) с четырьмя независимыми каналами слежения и электроприводом смешанного возбуждения. По двум каналам обеспечивается управление выпуском и уборкой закрылков, а по другим двум — синхронизация их положения.

Управление закрылками осуществляется рукояткой управления и переключателем рода работ, которые размещены на верхнем приборном щитке пилотов. Для контроля положения закрылков на верхнем приборном щитке пилотов установлен двухстрелочный указатель. Красный светосигнализатор на верхнем приборном щитке загорается при нарушении механической связи между закрылками или при неисправности каналов синхронизации.

в) На самолете имеется звуковая сигнализация. Она срабатывает в том случае, если перед взлетом угол выпуска закрылков менее 6° при РУД на взлетном режиме.

(2) Интерцепторы (гасители подъемной силы).

Интерцепторы (левый и правый) расположены перед внешними закрылками. Отклонение интерцепторов осуществляется двумя гидравлическими приводами с их гидравлической синхронизацией. Угол отклонения интерцепторов равен 52°±1°. Управление отклонением и уборкой интерцепторов осуществляется переключателем, расположенным на электрощитке КВС, и кнопкой, расположенной под гашеткой на правом роге левого штурвала. Переключатель служит для подготовки электроцепи к отклонению интерцепторов и к их принудительной уборке.

В электрической цепи отклонения интерцепторов предусмотрена блокировка, позволяющая отклонять их только на земле, когда обжата одна из основных опор самолета.

Для контроля положения интерцепторов на средней приборной доске пилотов установлены два красных светосигнализатора, которые горят при отклоненных интерцепторах, а также при неплотном прилегании интерцепторов в убранном положении к элементам конструкции крыла.

0.2. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Наименование параметра	Ед. изм.	Мин.	Норм.	Макс.
Скорость полета с выпущенными закрылками:	км/ч			
$\delta_з$ равно 20°				400
$\delta_з$ более 20°				340
Угол выпуска закрылков:	град			
при взлете			10 или 20	
при посадке			30* или 38	

*На самолетах, доработанных по бюллетеню № 2022БУГ, угол выпуска закрылков при посадке составляет 30°.

При выполнении учебных и тренировочных полетов число последовательных заходов на посадку и уходов на 2-й круг не должно превышать 8, после чего сделать перерыв не менее 1 ч для охлаждения электромеханизма управления закрылками.

0.3. НОРМАЛЬНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Выпуск закрылков	Переключатель рода работ	— в положение "АВТОМАТ"
	Рукоятка управления закрылками	— установить на требуемый угол выпуска закрылков.
	Указатель положения закрылков	— показывает требуемый угол выпуска закрылков.
	ВНИМАНИЕ. В ПРОЦЕССЕ ВЫПУСКА ЗАКРЫЛКОВ РУКОЯТКУ УПРАВЛЕНИЯ ПЕРЕМЕЩАТЬ ВО ВСТРЕЧНОМ НАПРАВЛЕНИИ (НА УБОРКУ) **ЗАПРЕЩАЕТСЯ.**	
(2) Уборка закрылков	Переключатель рода работ	— в положение "АВТОМАТ".
	Рукоятка управления закрылками	— установить на требуемый угол выпуска закрылков.
	Указатель положения закрылков	— показывает требуемый угол выпуска закрылков.
	ВНИМАНИЕ. В ПРОЦЕССЕ УБОРКИ ЗАКРЫЛКОВ РУКОЯТКУ УПРАВЛЕНИЯ ПЕРЕМЕЩАТЬ ВО ВСТРЕЧНОМ НАПРАВЛЕНИИ (НА ВЫПУСК) **ЗАПРЕЩАЕТСЯ.**	

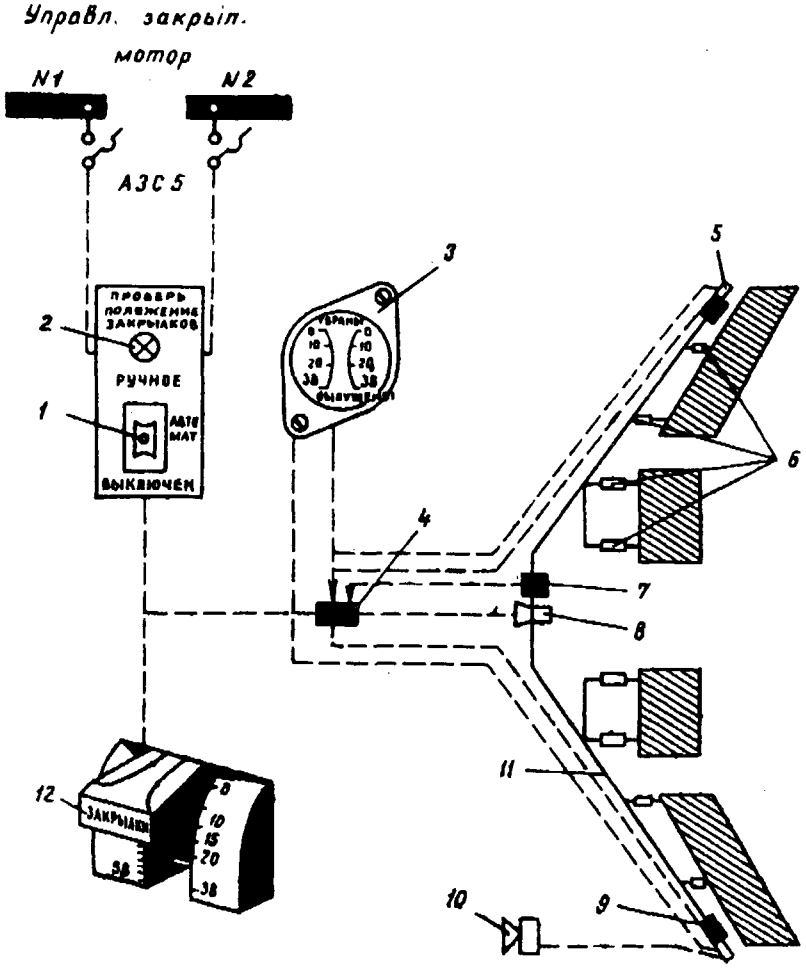
Условия (этап) работы	Необходимые действия
(2) Уборка закрылков (прод.)	**ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ.** В случае посадки в условиях обледенения, а также в случае использования реверса тяги двигателей при посадке на заснеженную или покрытую грязью **ВПП ЗАПРЕЩАЕТСЯ** полностью убирать закрылки до окончания заруливания на стоянку. Допускается уборка закрылков только до положения 10°. На стоянке полная уборка закрылков разрешается только при отсутствии на них, а также на хвостовой части крыла льда, снега или грязи.
(3) Управление интерцепторами:	
а) перед взлетом и в полете	Переключатель управления интерцепторами — в положение "ВКЛЮЧ". При этом светосигнализаторы отклонения интерцепторов не должны гореть.
б) выпуск интерцепторов	Переключатель управления интерцепторами — в положение "ВКЛЮЧ". Гашетка-кнопка отклонения интерцепторов — нажать и поставить на защелку. После отклонения интерцепторов светосигнализаторы должны загореться.
в) уборка интерцепторов	Гашетка-кнопка выпуска интерцептора — снять с защелки. По окончании уборки интерцепторов светосигнализаторы должны погаснуть. Переключатель интерцепторов — в положение "ВЫКЛЮЧ".

0.4. НЕИСПРАВНОСТИ

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Самопроизвольное отклонение интерцепторов в полете (светосигнализаторы отклонения интерцепторов или один из них загораются)	Переключатель управления интерцепторами — в положение "ПРИНУД. УБОРКА". **ВНИМАНИЕ.** ПРОВЕРИТЬ ПОЛОЖЕНИЕ ГАШЕТКИ-КНОПКИ. ЕСЛИ ОНА СНЯТА С ЗАЩЕЛКИ, ПЕРЕВОД ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЯ В ПОЛОЖЕНИЕ "ВКЛЮЧЕНО" ПРОИЗВОДИТЬ ТОЛЬКО ПОСЛЕ КАСАНИЯ САМОЛЕТОМ ВПП.
(2) Перед взлетом при "даче" РУД в крайнее положение звучит сирена	РУД — в положение "МАЛЫЙ ГАЗ". Закрылки — на взлетный угол.
(3) Замедленный выпуск или уборка закрылков	Свидетельствует о том, что работает один электродвигатель электромеханизма МПЗ-18А-5. Учитывать при пилотировании самолета.

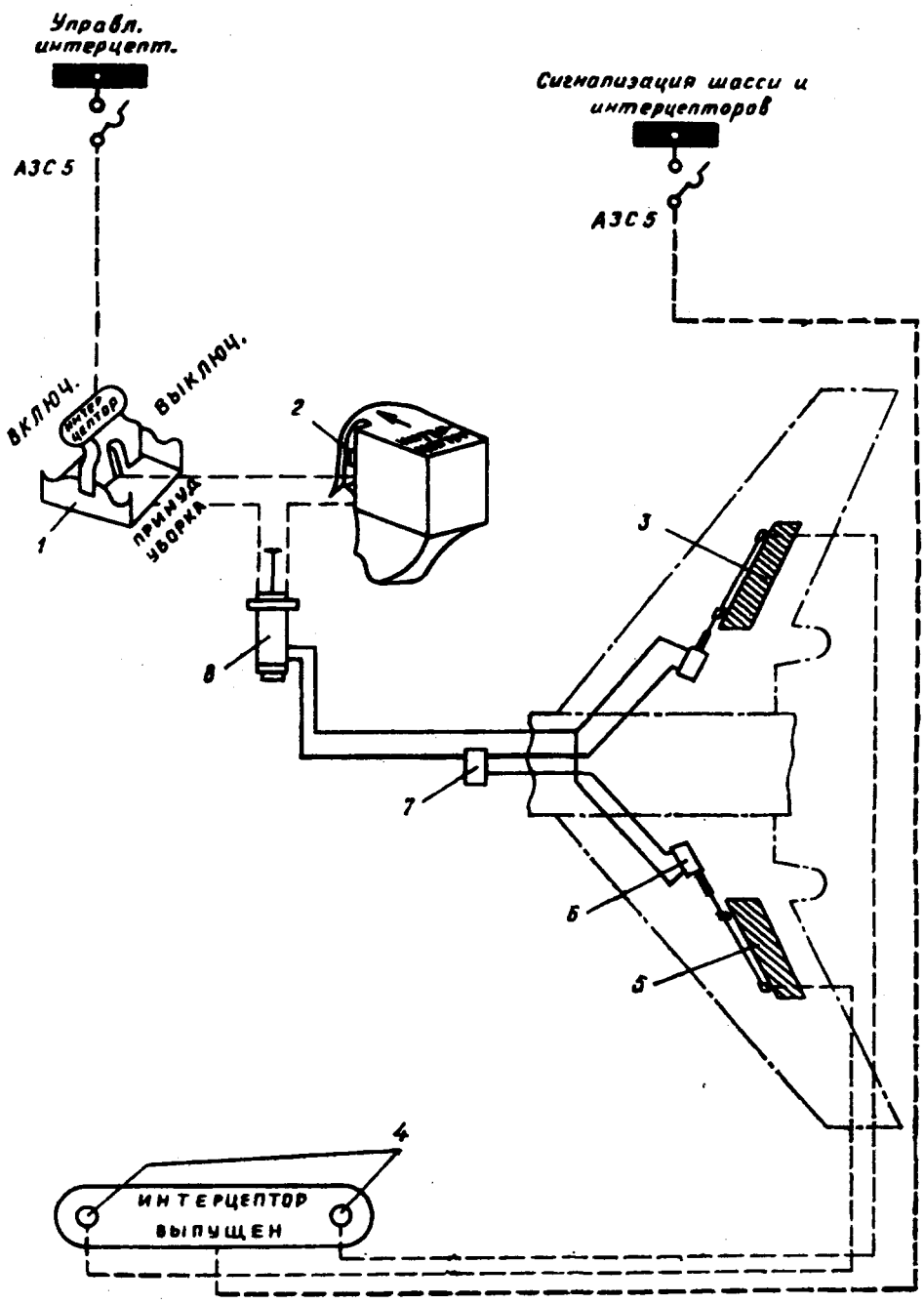
Условия (этап) работы	Необходимые действия
(4) Закрылки не отрабатывают угол, задаваемый рукояткой управления, указатель положения левых и правых закрылков показывает симметричный их выпуск, самолет не стремится войти в крен	Переключатель рода работ — в положение "РУЧНОЕ" Рукоятка управления закрылками — в положение: "0°" — для уборки, "30°" или "38°"* — для выпуска.
а) красный светосигнализатор "ПРОВЕРЬ ПОЛОЖЕНИЕ ЗАКРЫЛКОВ" горит, что свидетельствует о неисправности канала синхронизации	Контролировать по указателю достижение требуемого угла выпуска закрылков. При достижении закрылками требуемого угла остановить их, переведя рукоятку управления на фиксатор требуемого угла выпуска закрылков.
б) красный светосигнализатор "ПРОВЕРЬ ПОЛОЖЕНИЕ ЗАКРЫЛКОВ" не горит, что свидетельствует о неисправности канала автоматики управления	**ВНИМАНИЕ.** ЕСЛИ ЗАКРЫЛКИ ПОСЛЕ УСТАНОВКИ РУКОЯТКИ УПРАВЛЕНИЯ В ПОЛОЖЕНИЯ "0", "30°" ИЛИ "38°" НЕ ПЕРЕМЕЩАЮТСЯ ИЛИ ОСТАНОВИЛИСЬ В ПРОМЕЖУТОЧНОМ ПОЛОЖЕНИИ, УСТАНОВИТЬ РУКОЯТКУ УПРАВЛЕНИЯ В БЛИЖАЙШЕЕ ФИКСИРУЕМОЕ ПОЛОЖЕНИЕ, КРОМЕ "0", "30°" ИЛИ "38°", И ПРОИЗВЕСТИ ПОСАДКУ НА АЭРОДРОМ ВЫЛЕТА (ПОСАДКИ). ПОСАДКУ ВЫПОЛНЯТЬ С НЕОТКЛОНЕННЫМИ ИЛИ НЕПОЛНОСТЬЮ ОТКЛОНЕННЫМИ ЗАКРЫЛКАМИ В СООТВЕТСТВИИ С РЛЭ, 4.7.1.
(5) Возникновение крена самолета при выпущенных закрылках или в процессе их выпуска (уборки)	Переключатель рода работ — в положение "ВЫКЛЮЧ".
а) Горит красный светосигнализатор "ПРОВЕРЬ ПОЛОЖЕНИЕ ЗАКРЫЛКОВ" на верхнем электрощитке, указатель положения левых и правых закрылков показывает несимметричное их положение, что свидетельствует о нарушении механической связи между закрылками	Парировать крен соответствующим отклонением элеронов. Произвести посадку на аэродром вылета (посадки). Посадку выполнять в соответствии с разд. 0.4. "Посадка с невыпущенными закрылками" (РЛЭ, 4.7.1.). **ВНИМАНИЕ.** ПРИ ДАННОЙ НЕИСПРАВНОСТИ УПРАВЛЕНИЕ ЗАКРЫЛКАМИ НЕВОЗМОЖНО, НО МОЖЕТ ПРОИСХОДИТЬ ПЕРИОДИЧЕСКОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ ПРИВОДА ДЛЯ УСТРАНЕНИЯ РАССОГЛАСОВАНИЯ В УГЛАХ ВЫПУСКА ЗАКРЫЛКОВ.
б) указатель положения левых и правых закрылков показывает симметричный их выпуск и светосигнализаторы отклонения интерцепторов не горят, что свидетельствует об отсоединении одной из секций закрылков.	Переключатель рода работ — в положение "ВЫКЛЮЧ" Парировать крен соответствующим отклонением элеронов. Если усилия на штурвале не уменьшаются и неисправность возникла в процессе выпуска закрылков: — рукоятка управления закрылками — на уборку в ближайшее фиксируемое положение относительно достигнутого при выпуске положения;

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(5) Возникновение крена самолета при выпущенных закрылках или в процессе их выпуска (уборки) (прод.)	— переключатель рода работ — в положении "АВТОМАТ". Убрать закрылки, перемещая их импульсами по 2—3° до достижения минимального крена. Произвести посадку на аэродром вылета (посадки). Посадку выполнять в соответствии с разд. 0.4. "Посадка с невыпущенными закрылками" (РЛЭ, 4.7.1.).



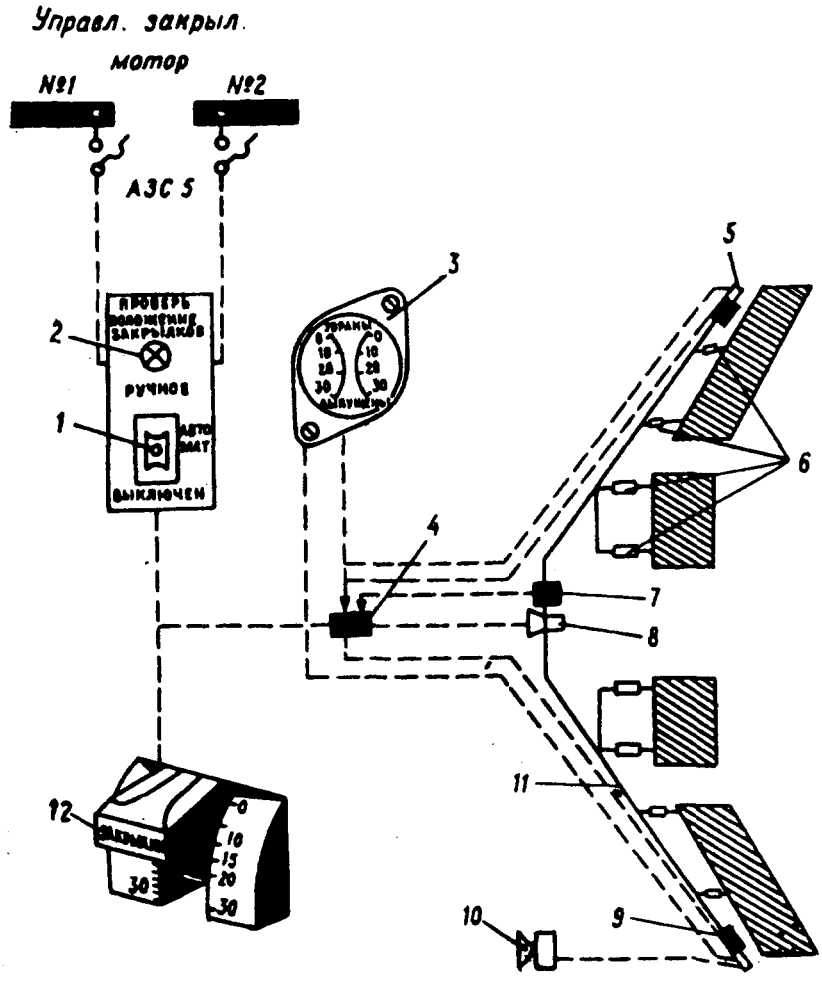
Управление закрылками:

1 — переключатель рода работ; *2* — красный светосигнализатор положения закрылков; *3* — указатель положения закрылков; *4* — блок управления БУ-2; *5* — датчик положения закрылков ДС-10; *6* — подъемники закрылков; *7* — механизм МКВ-42А; *8* — электромеханизм уборки и выпуска закрылков МПЗ-18А-5; *9* — механизм МКВ-41; *10* — сирена; *11* — трансмиссия закрылков; *12* — рукоятка управления закрылками



Управление интерцепторами:

1 — переключатель (перекидной) управления интерцепторами; *2* — гашетка-кнопка на роге штурвала КВС; *3* — интерцетор; *4* — красные светосигнализаторы отклоненного положения интерцепторов; *5* — интерцептор; *6* —гидропривод; *7* — синхронизатор; *8* — электромагнитный кран ГА-163/16 управления интерцепторами



Управление закрылками*:

1 — переключатель рода работ; *2* — красный светосигнализатор положения закрылков; *3* — указатель положения закрылков; *4* — блок управления БУ-2; *5* — датчик положения закрылков ДС-10; *6* — подъемники закрылков; *7* — механизм МКВ-42А; *8* — электромеханизм уборки и выпуска закрылков МПЗ-18А-5; *9* — механизм МКВ-41; *10* — сирена; *11* — трансмиссия закрылков; *12* — рукоятка управления закрылками

* Только для самолетов, доработанных по бюллетеню № 2022 БУГ.

6.1.3.
ШАССИ

6.1.3. ШАССИ

0.1. ОПИСАНИЕ

Шасси самолета — трехопорной схемы, убирающееся в полете. Оно состоит из передней опоры, правой и левой основных опор и ряда гидравлических, механических и электрических устройств, которые осуществляют уборку и выпуск опор с открытием и закрытием створок, поворот колес передней опоры, а также торможение колес основных опор. При отказе основной гидросистемы предусмотрена возможность аварийного выпуска шасси от тормозной гидросистемы, а при отказе насосной станции тормозной гидросистемы предусмотрен выпуск шасси вручную. Чтобы исключить возможность касания ВПП элементами конструкции самолета, максимально допустимый угол тангажа при касании ВПП основными колесами не должен превышать 12°.

(1) Передняя опора.

Передняя опора состоит из амортизационной стойки, складывающегося подкоса, механизма распора, двух спаренных колес К-288 с авиашинами 660×200 на общей оси, рулежно-демпфирующего агрегата, замка подвески, гидравлического цилиндра уборки и выпуска, механизмов управления задними и передними створками люка передней опоры. В полете передняя опора убирается назад. Механизм, управляющий передними створками при уборке и выпуске опоры, приводится в действие раскосами амортизационной стойки. Механизм, управляющий открытием и закрытием задних створок, приводится в действие гидравлическим цилиндром и складывающимся подкосом. При выпущенной опоре передние створки всегда открыты, а задние — закрыты. Для разворотов самолета при буксировке его тягачом используется разъемный шлиц-шарнир, установленный на амортизационной стойке.

(2) Основные опоры.

Основные опоры самолета — однотипные. Главными элементами каждой опоры являются: амортизационная стойка, тележка с четырьмя тормозными колесами КТ-81/3 с авиашинами 930×305, подкос-цилиндр уборки и выпуска с цанговым замком, механизмы управления задними створками люка, замок подвески, механизм запрокидывания тележки со стабилизирующим амортизатором. При выпущенных основных опорах амортизационные стойки наклонены назад, причем наклон по мере увеличения нагрузки на самолет увеличивается.

Основные опоры убираются по полету и в убранном положении удерживаются замками. После уборки основных опор их ниши закрываются щитками, боковыми и задними створками. После выпуска основных опор щитки и боковые передние створки остаются открытыми, задние створки закрываются. Открытие и закрытие передних боковых створок происходит под воздействием амортизационных стоек с помощью тяг с карданами на концах. Механизмы задних створок приводятся в действие гидравлическими цилиндрами.

(3) Уборка и выпуск шасси.

Уборка и выпуск шасси (с открытием и закрытием створок) от основной гидросистемы осуществляется гидравлическим цилиндром передней опоры и подкосами-цилиндрами основных опор с помощью электромагнитного крана ГА-142 с дистанционным управлением. Рукоятка переключателя дистанционного управления краном шасси находится на верхнем приборном щитке. Для предотвращения уборки шасси на земле на цилиндре амортизационной стойки правой основной опоры установлен блокировочный концевой выключатель.

На приборной доске КВС установлены светосигнализаторы положения опор шасси. При выпущенном положении опор шасси концевые выключатели замыкают цепи зеленых светосигнализаторов. При убранном положении опор шасси концевые выключатели замыкают цепи красных светосигнализаторов (при условии, что опоры стоят на замках убранного положения и их ниши закрыты створками).

Для проверки исправности светосигнализаторов необходимо нажать кнопку на приборе ППС-2МК.

На самолете имеется также световая и звуковая сигнализация, срабатывающая в случае, если РУД одного или двух двигателей находятся в положении "МАЛЫЙ ГАЗ", а опоры самолета (или одна из них) не выпущены: сирена прерывисто звучит, а светосигнальное табло "ВЫПУСТИ ШАССИ" мигает. Если необходимо осуществлять полет на режиме малого газа, концевые выключатели следует отвести кнопками, расположенными у РУД на пульте второго пилота. В этом случае концевые выключатели не срабатывают, а сирена и светосигнальное табло не включаются. Выпущенное положение передней опоры дополнительно контролируется по металлическому флажку, установленному на механизме распора, наблюдение за которым ведется через смотровое окно в полу кабины экипажа.

На самолетах с измененной схемой сигнализации положения шасси при любом промежуточном положении опор концевые выключатели замыкают цепи красных светосигнализаторов.

После установки опор на замки убранного положения и закрытия их ниш створками концевые выключатели размыкают цепи соответствующих красных светосигнализаторов. В случае невыпуска шасси при посадке звучит сирена С-1 и мигает светосигнальное табло "ВЫПУСТИ ШАССИ" на приборе ППС-2МК; сигнализация осуществляется по двум независимым каналам — скоростному и каналу по выпуску посадочных средств механизации (закрылков).

При достижении самолетом скорости 340 км/ч и положении РУД обоих двигателей ниже 0,87N или в случае выпуска закрылков при невыпущенном шасси включается предупреждающая сигнализация. Сигнализация по скоростному каналу работает до тех пор, пока каждая опора самолета не встанет на замок выпущенного положения.

Время работы сигнализации по каналу посадочных средств механизации ограничено временем выпуска закрылков.

(4) Аварийный выпуск шасси.

Аварийный выпуск шасси осуществляется от тормозной гидросистемы с помощью рукоятки крана аварийного выпуска, расположенной на правом моторном пульте. При этом давление от тормозной гидросистемы поступает через кран аварийного выпуска шасси по самостоятельным линиям к исполнительным гидравлическим агрегатам, обеспечивающим аварийный выпуск опор самолета. Электромагнитный кран ГА-142 основного управления шасси должен находиться в нейтральном положении. В случае отказа насосной станции тормозной системы выпуск шасси производится ручным насосом НР-01. Система сигнализации выпущенного положения шасси при аварийном выпуске работает так же, как и при выпуске от основной гидросистемы. После аварийного выпуска задние створки основных опор остаются открытыми.

(5) Поворот колес передней стойки шасси.

Основными элементами системы поворота колес передней стойки являются: педали управления РН, золотниковый пульт, рулежно-демпфирующий агрегат (РДА), электромагнитный кран управления золотниковым пультом и кран переключения. Питание системы поворота колес — только от основной гидросистемы.

При отклонении пилотом педалей происходит поворот золотника (через систему качалок и тяг), в результате чего открывается доступ рабочей жидкости в одну из полостей РДА. При этом из другой полости происходит слив жидкости.

Рабочая жидкость приводит в движение лопасти РДА и поворачивает колеса, а вместе с ними — систему обратной связи. При остановке педалей следящий золотник, набегая на ведущий, перекрывает каналы подачи рабочей жидкости в РДА, после чего поворот колес передней стойки прекращается. На разбеге и пробеге самолета РДА демпфирует боковые колебания колес за счет дросселирования рабочей жидкости между полостями РДА.

При рулении самолета с убранными закрылками система обеспечивает возможность поворота колес передней стойки на угол ±55°. На самолетах, не оборудованных рулежно-демпфирующим агрегатом (РДА-55), поворот обеспечивается только в пределах ±35°. На разбеге и пробеге самолета с выпущенными закрылками при полном отклонении педалей система ограничивает угол отклонения колес до ±8°30′ (±5°30′ — для

самолетов, не оборудованных РДА-55). При рулении самолета с выпущенными закрылками система позволяет перейти на максимальные углы отклонения передних колес (режим экстренного руления).

После отрыва самолета от ВПП система обеспечивает передним колесам режим свободного ориентирования и установку их в нейтральное положение, в котором они остаются в течение всего полета (до обжатия передней стойки шасси на пробеге).

Примечание. Углы ±55°±1° и ±8°30′±30′ даны для самолетов с усиленным РДА, на упорах которого имеется маркировка "УСИЛ".

На самолетах с неусиленным РДА система разворота колес регулируется на углы $(\pm 50^{+1}_{-2})°$ и $\pm 8°^{+30'}_{-1^{0}}$.

Включение системы управления производится выключателем "ПОВОРОТ КОЛЕСА", расположенным на электрощитке КВС.

Переключение системы управления на новый режим:

— при посадке самолета включение системы на режим пробега происходит автоматически, посредством замыкания электроцепи через блокировочный концевой выключатель, действующий при обжатии амортизатора передней опоры; в момент замыкания электрической цепи происходит согласование положения передней опоры с положением руля направления и включение гидропривода в действие;

— в конце пробега самолета после уборки закрылков включается блокировочный концевой выключатель в механизме МКВ-41, который подготавливает электроцепь включения ГА-163; кратковременным нажатием выключателя "РАЗВОРОТ КОЛЕСА ±35° (±55°)" на верхнем электрощитке осуществляется переход на режим руления (до этого закрылки должны быть полностью убраны); включение системы поворота колес передней стойки на большие углы контролируется по желтому светосигнализатору, установленному на пульте КВС;

— при необходимости экстренного перехода на режим руления с максимальными углами поворота передних колес (при выпущенных закрылках) следует нажать выключатель "РАЗВОРОТ КОЛЕСА ±35° (±55°)" и удерживать его в нажатом положении до окончания руления;

— перед взлетом самолета переход системы управления на режим разбега осуществляется автоматически при выпуске закрылков во взлетное положение;

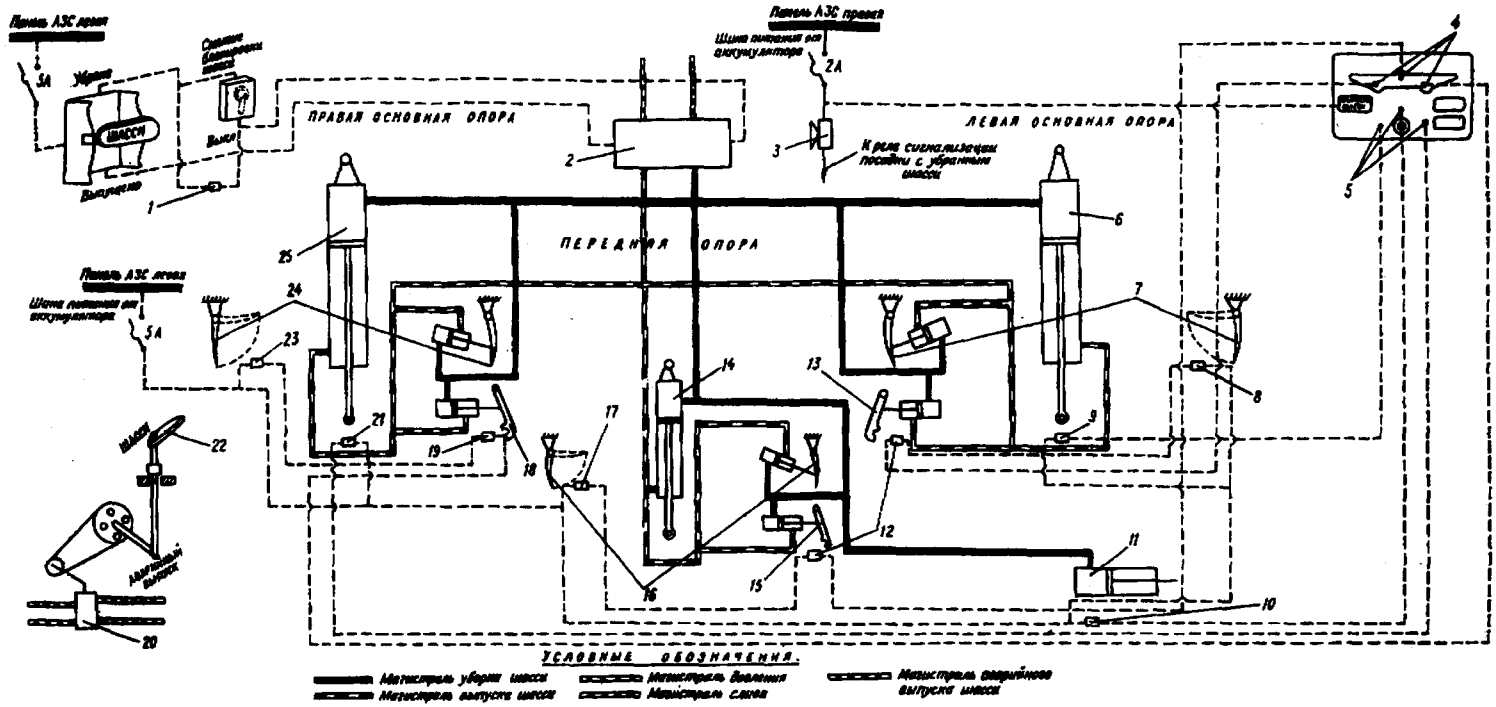
— после отрыва передних колес в результате срабатывания электроблокировочного концевого выключателя, расположенного на передней стойке шасси, система автоматически обесточивается, передняя опора самостоятельно устанавливается в нейтральное положение и остается в этом положении в течение всего полета, включая уборку и выпуск шасси в полете.

Примечание. На Ту-134Б вместо выключателя "РАЗВОРОТ КОЛЕСА ±35° (±55°)" установлена кнопка "ПОВОРОТ КОЛЕСА 55°", расположенная на левой задней части среднего пульта пилотов.

(6) Система управления тормозами.

Система управления тормозами обеспечивает торможение колес основных опор при движении самолета по земле и при стоянке.

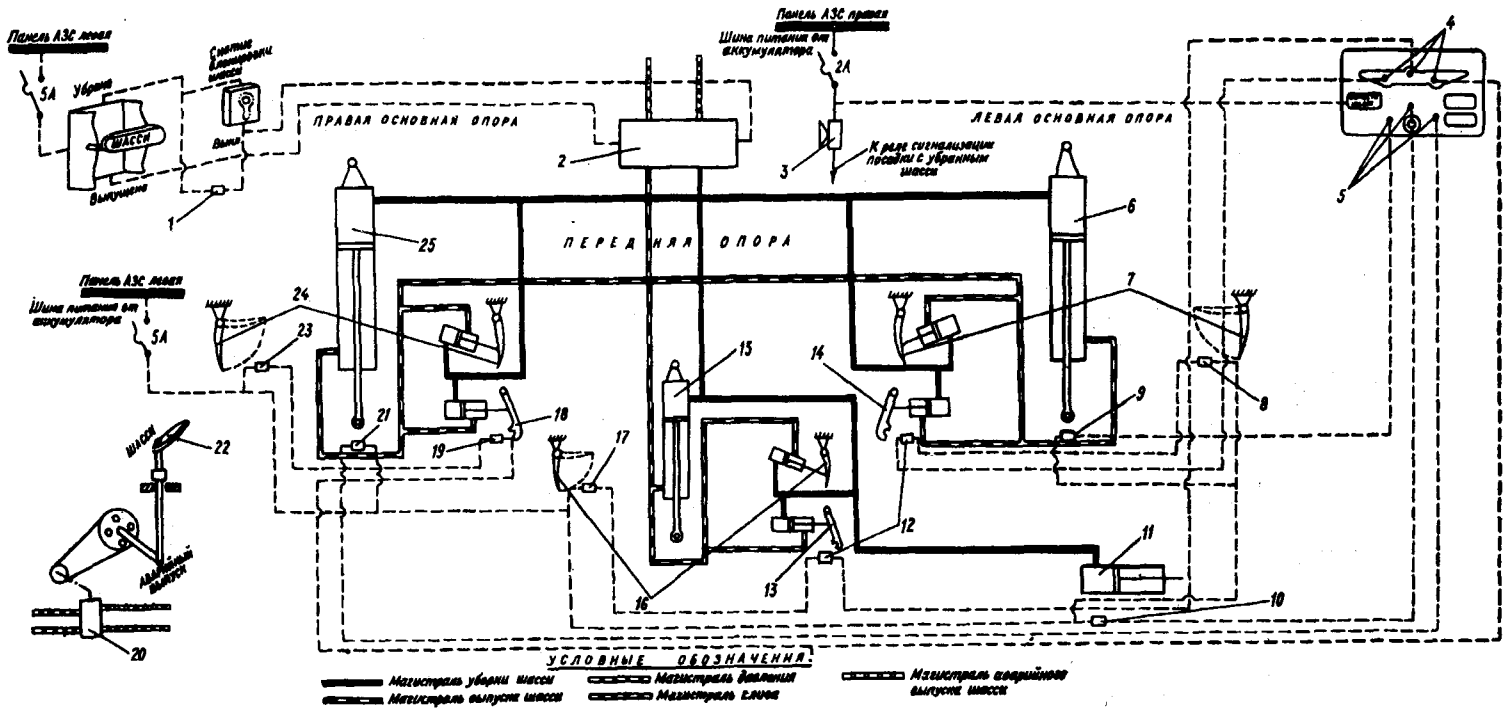
а) Основная система управления торможением колес левой и правой опор самолета состоит из тормозных педалей, тормозных клапанов, инерционных датчиков и кранов растормаживания тормозов колес. Управление тормозами — раздельное и производится тормозными педалями КВС и второго пилота. Тормозные клапаны обжимаются тормозными педалями, и рабочая жидкость поступает под давлением из тормозной гидросистемы через тормозные клапаны и краны растормаживания в тормоза. Давление в тормозах изменяется пропорционально усилиям на педалях. Безъюзовое движение колес обеспечивается инерционными датчиками, установленными на всех тормозных колесах, и электромагнитными кранами растормаживания,



Выпуск и уборка шасси:

1 — концевой выключатель блокировки уборки шасси на земле (на цилиндре амортстойки правой основной опоры самолета); *2* — кран основного управления шасси; *3* — сирена; *4* — красные светосигнализаторы убранного положения шасси; *5* — зеленые светосигнализаторы выпущенного положения шасси; *6* — подкос-цилиндр; *7, 16, 24* — створки опоры; *8, 23* — концевой выключатель сигнализации убранного положения опоры и закрытого положения створок (на цилиндре механизма задних створок); *9, 21* — концевой выключатель сигнализации выпущенного положения опоры (на подкосе-цилиндре опоры); *10* — концевой выключатель сигнализации выпущенного положения опоры (на механизме распора); *11* — цилиндр механизма распора передней опоры; *12, 19* — концевой выключатель сигнализации убранного положения опоры (на замке подвески); *13, 15, 18* — замок подвески; *14* — цилиндр уборки и выпуска; *17* — концевой выключатель сигнализации убранного положения опоры и закрытого положения створок (на редукторе механизма створок); *20* — кран аварийного выпуска шасси; *22* — рукоятка аварийного выпуска шасси; *25* — подкос-цилиндр.

Примечания: 1. Прерывистая звуковая и световая сигнализация подается, если сектор управления газом одного или двух двигателей поставлен на режим малого газа, а опоры самолета (или одна из них) не выпущены.
2. Рабочая жидкость к агрегатам выпуска шасси поступает по самостоятельным линиям

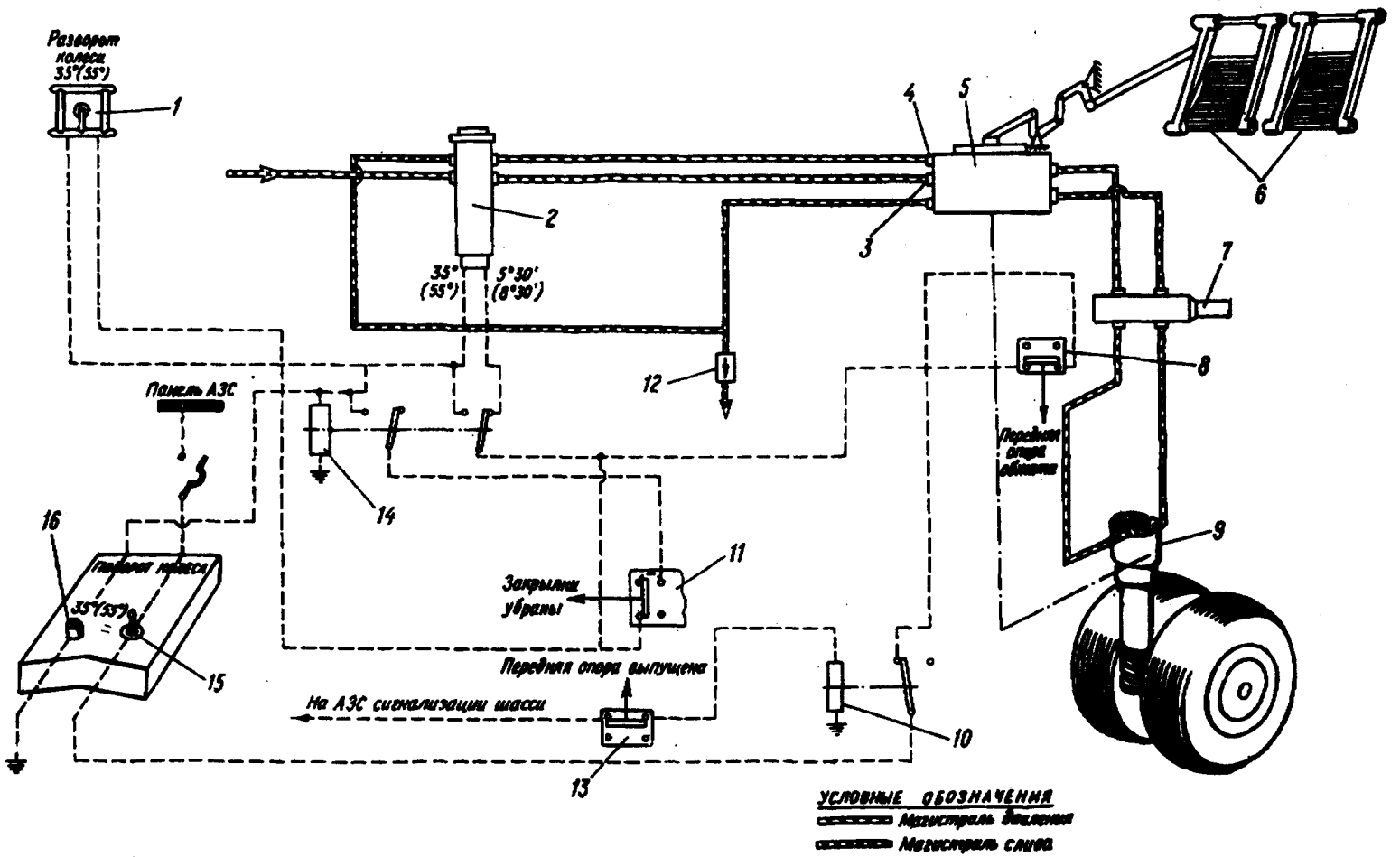


Выпуск и уборка шасси (на самолетах, оборудованных измененной схемой сигнализации положения опор самолета):

1 — концевой выключатель блокировки уборки шасси на земле (на цилиндре амортстойки правой основной опоры самолета); *2* — кран основного управления шасси; *3* — сирена; *4* — красные светосигнализаторы неубранного положения шасси; *5* — зеленые светосигнализаторы выпущенного положения шасси; *6* — подкос-цилиндр; *7, 16, 24* — створки опоры; *8, 23* — концевой выключатель сигнализации незакрытого положения створок (на цилиндре механизма задних створок); *9, 21* — концевой выключатель сигнализации выпущенного положения опоры (на подкосе-цилиндре опоры); *10* — концевой выключатель сигнализации выпущенного положения опоры (на механизме распора); *11* — цилиндр механизма распора передней опоры; *12, 19* — концевой выключатель сигнализации неубранного положения опоры (на замке подвески); *13, 14, 18* — замок подвески; *15* — цилиндр уборки и выпуска; *17* — концевой выключатель сигнализации незакрытого положения створок (на редукторе механизма створок); *20* — кран аварийного выпуска шасси; *22* — рукоятка аварийного выпуска шасси; *25* — подкос-цилиндр.

Примечания: 1. Прерывистая звуковая и световая сигнализация подается на посадке при убранном шасси, когда скорость самолета равна или превышает 340 км/ч и РУД в положении 0,87% и ниже или в момент выпуска закрылков.

2. Рабочая жидкость к агрегатам выпуска шасси поступает по самостоятельным линиям



Поворот передней опоры самолета:

1 — нажимной выключатель включения поворота колес на режим больших углов; *2* — электромагнитный кран включения поворота колес; *3* — штуцер малых углов; *4* — штуцер больших углов; *5* — золотниковый пульт управления поворотом колес; *6* — педали ножного управления; *7* — кран переключения; *8* — концевой выключатель блокировки поворота передних колес (на шлиц-шарнире); *9* — РДА-55; *10* — реле блокировки поворота колес; *11* — механизм концевых выключателей сигнализации положения закрылков; *12* — обратный клапан; *13* — концевой выключатель сигнализации выпущенного положения передней опоры шасси (на механизме распора); *14* — реле блокировки поворота при выпущенных закрылках; *15* — выключатель управления поворотом колес; *16* — желтый светосигнализатор включения поворота колес на режим больших углов

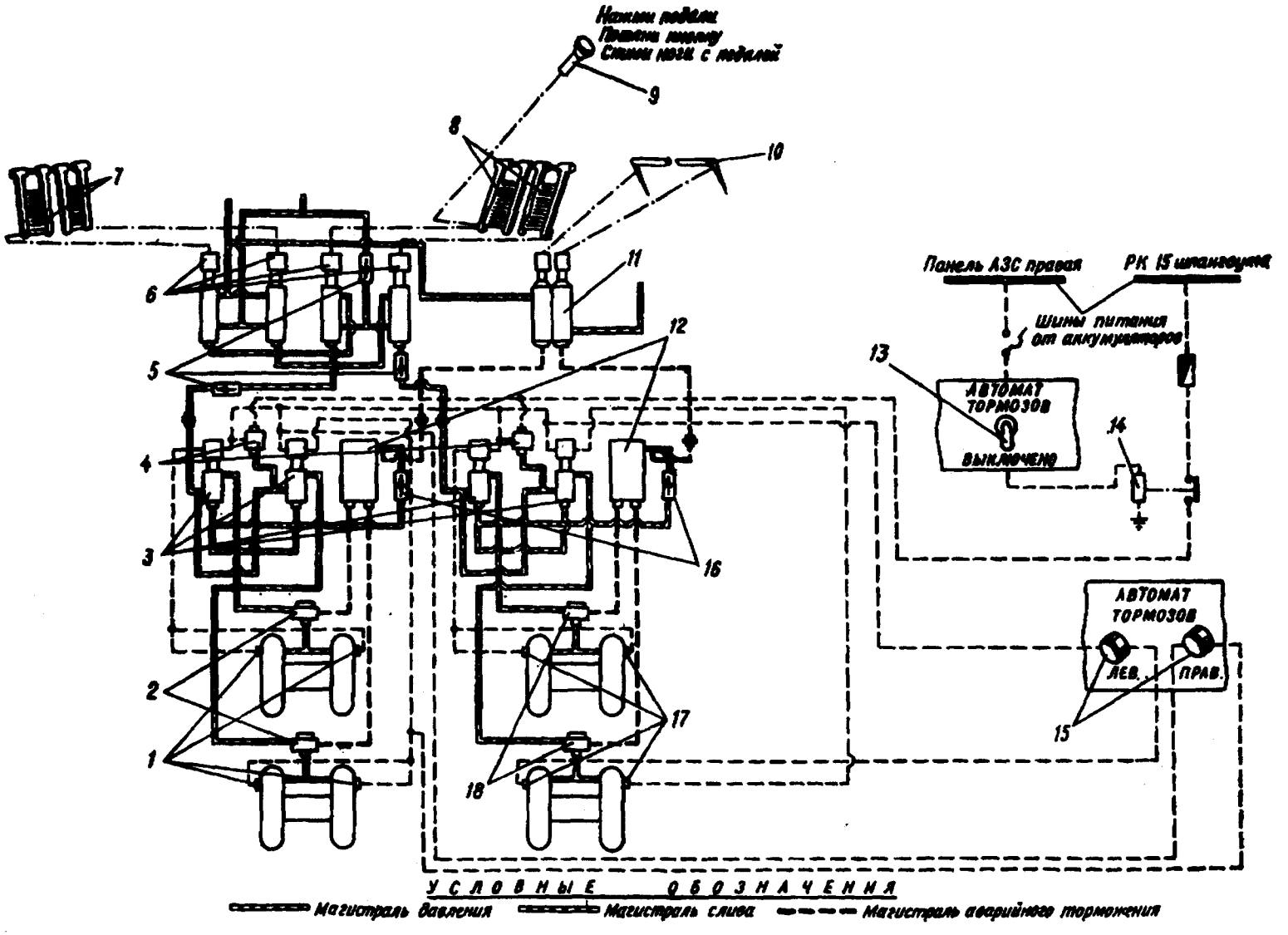


Рис. 11. Торможение колес:

1, 17 — инерционные датчики юза; *2, 18* — челночные клапаны; *3* — электромагнитные краны; *4* — гидравлические выключатели; *5, 16* — обратные клапаны; *6* — основные клапаны торможения; *7* — педали второго пилота; *8* — педали КВС; *9* — кнопка стояночного торможения; *10* — тормоза аварийные; *11* — аварийный клапан торможения; *12* — сдвоенные дозаторы; *13* — выключатель автомата торможения; *14* — контактор включения автомата торможения; *15* — желтые светосигнализаторы автомата торможения

установленными по одному на каждую переднюю и заднюю пару колес обеих опор. При появлении тенденции к юзовому движению колес срабатывают инерционные датчики. Они включают краны растормаживания, и колеса растормаживаются без вмешательства пилота. После прекращения юзового движения рабочая жидкость под давлением вновь поступает в тормоза колес. При срабатывании одного из инерционных датчиков передней или задней пары колес растормаживается соответственно только передняя или только задняя пара колес. Работа системы автоматического торможения контролируется по двум желтым светосигнализаторам "АВТОМАТ ТОРМОЗОВ", расположенным на средней приборной доске пилотов. При растормаживании задних пар колес левой и правой опор загорается соответственно левый и правый светосигнализатор.

б) Аварийная система управления торможением состоит из рукояток аварийного торможения, клапана аварийного торможения и сдвоенных дозаторов. Управление этой системой колес левой и правой опор — раздельное и производится рукоятками, расположенными под средней приборной доской пилотов. Клапаны аварийного торможения обжимаются рукоятками аварийного торможения, и рабочая жидкость под давлением поступает от гидроаккумулятора аварийного торможения через клапан аварийного торможения и сдвоенные дозаторы в тормоза. Давление в тормозах изменяется пропорционально усилиям на рукоятках. При аварийном торможении антиюзовая автоматика не работает.

в) Управление стояночным торможением колес предусмотрено в основной системе торможения и состоит из специального механизма, удерживающего тормозные клапаны педалей КВС в обжатом положении. Включение стояночного торможения производится путем обжатия тормозных педалей КВС и вытягивания кнопки "СТОЯНОЧНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ".

г) На самолете предусмотрена система автоматического затормаживания основных колес во время уборки. При установке переключателя управления шасси в положение "УБРАНО" срабатывает кран включения системы автоматического затормаживания, редуцированное давление от клапана подтормаживания поступает на тормоза колес и колеса затормаживаются. При установке переключателя управления шасси в нейтральное положение система автоматического затормаживания отключается и давление с тормозов снимается.

0.2. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Наименование параметра	Ед. изм.	Мин.	Норм.	Макс.
Стояночное обжатие стоек шасси по видимому зеркалу штока:	мм			
передней		70		310
основных		49		104
Стояночная усадка авиашин:	мм			
передних колес		15		45
основных колес		50		60
Минимальный радиус разворота самолета на земле (по внешним основным колесам внешней тележки) при движении со скоростью 5—10 км/ч (подтормаживание колес тележки со стороны разворота):	м			
с РДА-35		25		
с РДА-55		18		

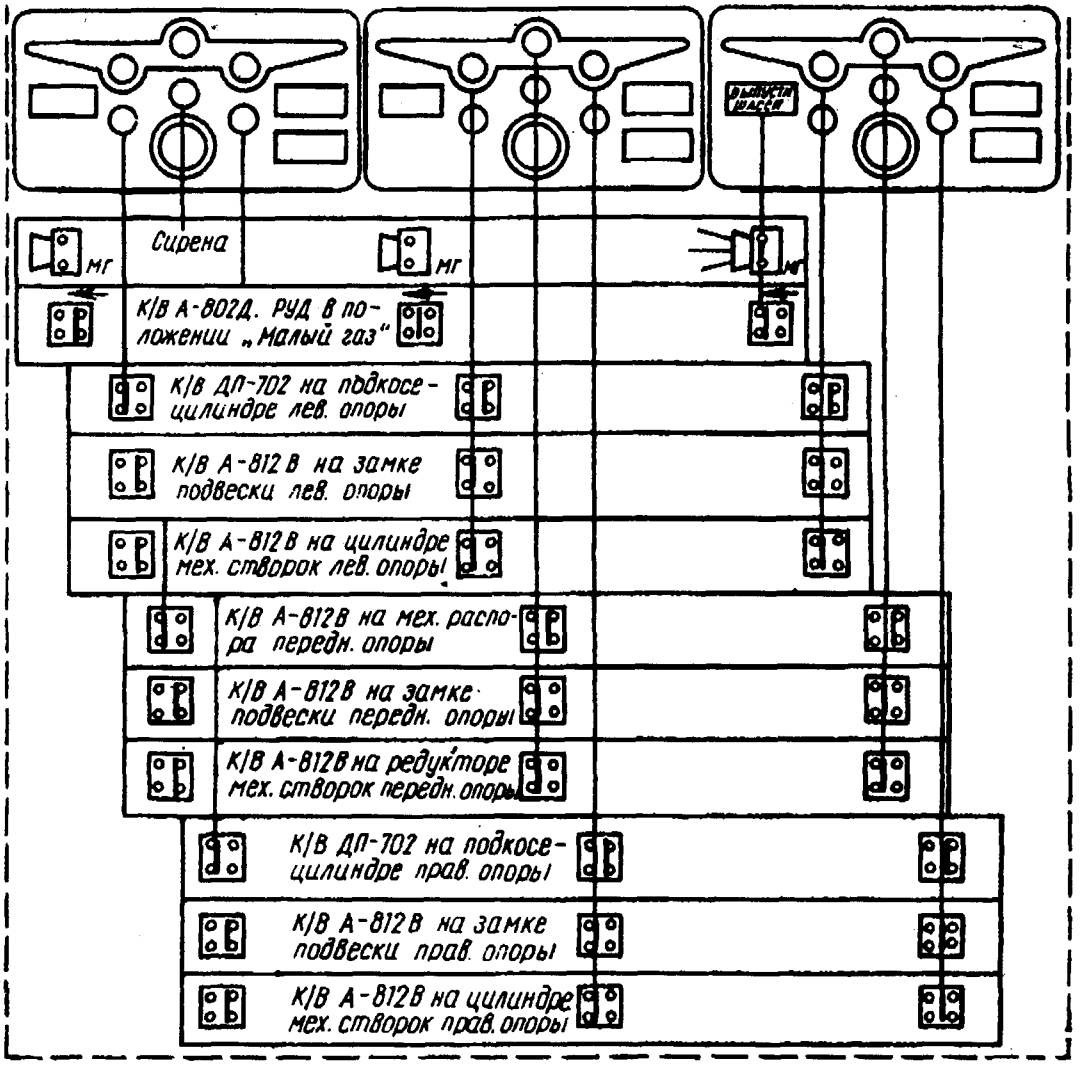


Схема сигнализации положения опор самолета

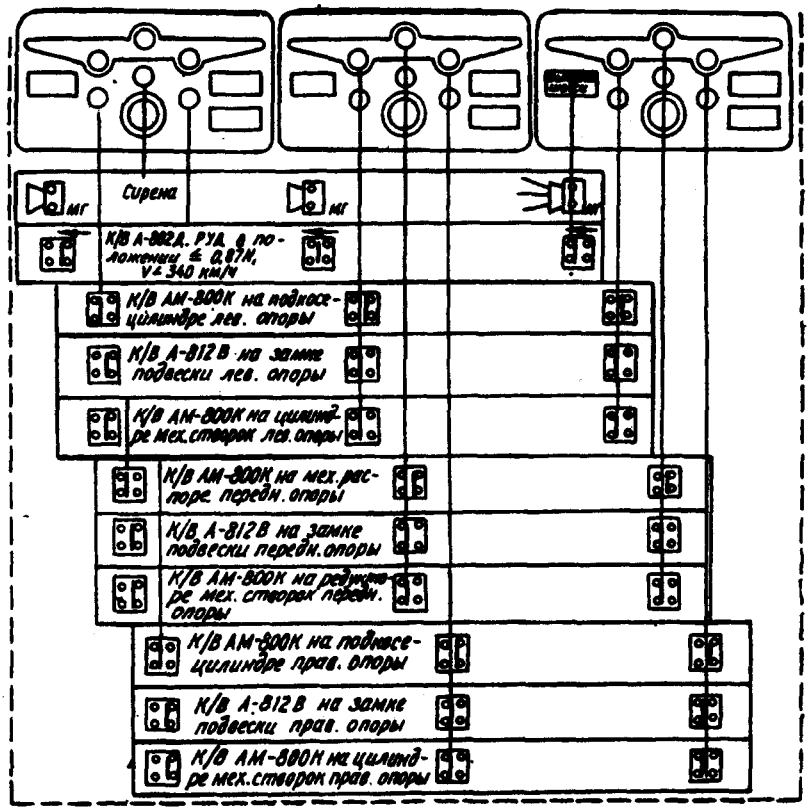


Схема сигнализации положения опор
(на самолетах, оборудованных измененной схемой сигнализации положения опор)

Наименование параметра	Ед. изм.	Мин.	Норм.	Макс.
Максимальные истинные скорости отрыва передних колес и приземления	— см. РЛЭ, 7.2.1			
Максимальные скорости уборки и выпуска шасси и полета с выпущенным шасси	— см. РЛЭ, 7.2.1			
Время уборки шасси	с	6,5 (7,0)		7,0 (9,0)
Время уборки шасси с одним неработающим насосом	с	(10,0)		10,0 (13,0)
Время выпуска шасси	с	9,0 (10,0)		10,0 (12,0)
Время выпуска шасси с одним неработающим насосом	с	(13,0)		13,0 (15,0)
Время аварийного выпуска шасси	с	18,0 (26,0)		26,0 (30,0)

Примечание. В скобках указано время уборки и выпуска шасси для самолетов Ту-134А с усиленным шасси.

ВНИМАНИЕ. ВРЕМЯ АВАРИЙНОГО ВЫПУСКА ШАССИ ПОСЛЕ ДЛИТЕЛЬНОГО ПРЕБЫВАНИЯ САМОЛЕТА (БОЛЕЕ 1 Ч) ПРИ ОТРИЦАТЕЛЬНЫХ ТЕМПЕРАТУРАХ НАРУЖНОГО ВОЗДУХА МОЖЕТ УВЕЛИЧИВАТЬСЯ ДО 70 С.

Максимальная скорость начала торможения колесами	— см. РЛЭ, 7.2.1.			

Наименование параметра	Ед. изм.	Мин.	Норм.	Макс.
Полное затормаживание от гидроаккумулятора аварийного торможения	кол-во			15
Время эффективного стояночного торможения	ч			48
Последовательные посадки с колесами КТ-81/3, посадочной массой не более 38 т, неинтенсивным торможением со скорости не более 180 км/ч, реверсивным устройством двигателей и полетом по кругу с выпущенным шасси в течение 15 мин.	кол-во			5

ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЯ: 1. ВО ИЗБЕЖАНИЕ ПЕРЕГРЕВА КОЛЕС ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНЫХ ПОСАДОК ТРЕБУЕТСЯ ОСОБЕННО ТЩАТЕЛЬНО КОНТРОЛИРОВАТЬ ТЕМПЕРАТУРУ КОЛЕС. ОЧЕРЕДНОЙ ВЗЛЕТ ДОЛЖЕН ПРОИЗВОДИТЬСЯ НЕ ПОЗЖЕ ЧЕМ ЧЕРЕЗ 10 МИН ПОСЛЕ ПОСАДКИ. ПОСЛЕ ВЫПОЛНЕНИЯ ПЯТИ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНЫХ ПОСАДОК, А ТАКЖЕ В СЛУЧАЕ УВЕЛИЧЕНИЯ ИНТЕРВАЛА МЕЖДУ ПОСАДКОЙ И ОЧЕРЕДНЫМ ВЗЛЕТОМ БОЛЕЕ 10 МИН ПРОИЗВЕСТИ ОХЛАЖДЕНИЕ ОСНОВНЫХ КОЛЕС И ТОРМОЗОВ. ОХЛАЖДЕНИЕ ВОДОЙ ПРОИЗВОДИТЬ ДО МОМЕНТА ПРЕКРАЩЕНИЯ ПАРООБРАЗОВАНИЯ. ПОСЛЕДУЮЩИЕ ПОЛЕТЫ РАЗРЕШАЕТСЯ ВЫПОЛНЯТЬ ТОЛЬКО ПОСЛЕ ОХЛАЖДЕНИЯ (ОСТЫВАНИЯ) ЭЛЕМЕНТОВ КОЛЕС ДО ТЕМПЕРАТУРЫ НАРУЖНОГО ВОЗДУХА.

2. В СЛУЧАЕ ПОСАДКИ САМОЛЕТА С МАССОЙ, ПРЕВЫШАЮЩЕЙ МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМУЮ, ПОСЛЕ ЗАРУЛИВАНИЯ НА СТОЯНКУ ПРОИЗВЕСТИ ОБЛИВ КОЛЕС ВОДОЙ ДО МОМЕНТА ПРЕКРАЩЕНИЯ ПАРООБРАЗОВАНИЯ И ОСМОТР КОЛЕС, ТОРМОЗОВ И ШАССИ. ОСОБОЕ ВНИМАНИЕ ОБРАТИТЬ НА УЗЛЫ КРЕПЛЕНИЯ ШАССИ И ТЕМПЕРАТУРУ КОЛЕС

3. В СЛУЧАЕ ПОСАДКИ САМОЛЕТА БЕЗ ПРИМЕНЕНИЯ РЕВЕРСИВНОГО УСТРОЙСТВА ХОТЯ БЫ ОДНОГО ИЗ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ПРОБЕГЕ ПОСЛЕ ЗАРУЛИВАНИЯ НА СТОЯНКУ ПРОИЗВЕСТИ ОБЛИВ КОЛЕС ВОДОЙ ДО МОМЕНТА ПРЕКРАЩЕНИЯ ПАРООБРАЗОВАНИЯ.

0.3. НОРМАЛЬНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Перед буксировкой	Стояночный тормоз	— обжать и отпустить тормозные педали.
	Выключатель "ПОВОРОТ КОЛЕСА"	— выключен.
	ВНИМАНИЕ. ВО ИЗБЕЖАНИЕ ПОВРЕЖДЕНИЯ ПЕРЕДНЕЙ ОПОРЫ НЕ ДОПУСКАЕТСЯ: 1. ПОВОРОТ КОЛЕС ПРИ НЕПОДВИЖНОМ САМОЛЕТЕ. 2. ПОВОРОТ КОЛЕС ДО УПОРОВ ПРИ НЕРАЗЪЕДИНЕННОМ ШЛИЦ-ШАРНИРЕ.	
(2) Руление	а) Перед началом движения:	
	Педали управления поворотом колес	— в нейтральном положении.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(2) Руление (прод.)	Выключатель "АВТОМАТ ТОРМОЗОВ" — включен. **Примечание.** Выключатель "АВТОМАТ ТОРМОЗОВ" включен в течение всего полета. Стояночный тормоз — обжать и отпустить тормозные педали.
	б) После начала движения: После страгивания с места, во время движения по прямой: Выключатель "ПОВОРОТ КОЛЕСА" — включен. **Примечание.** Выключатель "ПОВОРОТ КОЛЕСА" включен в течение всего полета. Нажимной выключатель "РАЗВОРОТ КОЛЕСА ±35° (±55°) (на Ту-134Б кнопка "ПОВОРОТ КОЛЕСА 55°") — нажать и после загорания желтого светосигнализатора включения поворота колес на большие углы отпустить. **ВНИМАНИЕ.** 1. ПРИ РУЛЕНИИ С ВЫПУЩЕННЫМИ ЗАКРЫЛКАМИ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ РУЛЕЖНОГО ДИАПАЗОНА ПОВОРОТА ПЕРЕДНИХ КОЛЕС НАЖИМНОЙ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ "РАЗВОРОТ КОЛЕСА ±35° (±55°)" НЕОБХОДИМО УДЕРЖИВАТЬ В НАЖАТОМ ПОЛОЖЕНИИ (НА Ту-134Б КНОПКУ "ПОВОРОТ КОЛЕСА 55°" НА СРЕДНЕМ ПУЛЬТЕ). 2. ВО ИЗБЕЖАНИЕ ПОВРЕЖДЕНИЯ ПЕРЕДНЕЙ ОПОРЫ НЕ ДОПУСКАТЬ ПОВОРОТА КОЛЕС ПРИ НЕПОДВИЖНОМ САМОЛЕТЕ.
	в) В процессе движения самолета: Проверить работу тормозов от основной тормозной системы плавным обжатием тормозных педалей. Проверить работу тормозов от аварийной системы плавным вытягиванием рукояток аварийного торможения. **ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ.** ОДНОВРЕМЕННО ПОЛЬЗОВАТЬСЯ ОСНОВНЫМ И АВАРИЙНЫМ ТОРМОЖЕНИЕМ ВО ИЗБЕЖАНИЕ ОТКАЗА ТОРМОЗНОЙ СИСТЕМЫ **ЗАПРЕЩАЕТСЯ.** При необходимости — дозарядить гидроаккумулятор тормозной системы.
(3) Уборка шасси	Тормозные педали — обжать до упора и через 2—3 с отпустить. На самолетах, оборудованных системой автоматического затормаживания колес основных опор, при уборке тормозные педали не нажимать. Переключатель "ШАССИ" — в положение "УБРАНО".

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(3) Уборка шасси (прод.)	При этом гаснут три зеленых светосигнализатора и загораются три красных светосигнализатора положения опор самолета (при измененной схеме сигнализации — гаснут три зеленых светосигнализатора, а затем загораются и гаснут три красных светосигнализатора). После загорания последнего красного светосигнализатора (при измененной схеме — после погасания последнего красного светосигнализатора): Давление в основной гидросистеме — 205—225 кгс/см^2 Выдержать систему под этим давлением в течение 20—25 с. Переключатель "ШАССИ" — в нейтральное положение. **ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЯ:** 1. **ЗАПРЕЩАЕТСЯ** ПРОИЗВОДИТЬ ТОРМОЖЕНИЕ КОЛЕС В ПРОЦЕССЕ УБОРКИ ШАССИ ВО ИЗБЕЖАНИЕ ПОВРЕЖДЕНИЯ ЕГО ЭЛЕМЕНТОВ — ДЛЯ САМОЛЕТОВ, НЕ ОБОРУДОВАННЫХ СИСТЕМОЙ АВТОМАТИЧЕСКОГО ЗАТОРМАЖИВАНИЯ КОЛЕС ОСНОВНЫХ ОПОР. 2. **ЗАПРЕЩАЕТСЯ** ПРОИЗВОДИТЬ В ПОЛЕТЕ УБОРКУ ШАССИ ОТ ОСНОВНОЙ СИСТЕМЫ ПОСЛЕ АВАРИЙНОГО ВЫПУСКА ШАССИ. 3. ДЛЯ ИСКЛЮЧЕНИЯ СЛУЧАЕВ ПЕРЕБРОСА ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЯ ШАССИ ИЗ ВЫПУЩЕННОГО ПОЛОЖЕНИЯ В ПОЛОЖЕНИЕ **"УБРАНО"**, МИНУЯ НЕЙТРАЛЬ, И НАОБОРОТ, ПОСТАНОВКУ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЯ В НЕЙТРАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ СЛЕДУЕТ ПРОИЗВОДИТЬ БЕЗ ОТТЯЖКИ НА СЕБЯ РУКОЯТКИ УПРАВЛЕНИЯ КРАНОМ ШАССИ.
(4) Выпуск шасси	Скорость по прибору — в допустимых для выпуска пределах. Переключатель "ШАССИ" — в положение "ВЫПУЩ". При этом гаснут три красных светосигнализатора и загораются три зеленых светосигнализатора положения шасси (при измененной схеме — загораются и гаснут три красных светосигнализатора, а затем загораются три зеленых светосигнализатора). После загорания последнего зеленого светосигнализатора: Давление в основной гидросистеме — 205—225 кгс/см^2 Выдержать систему под этим давлением в течение не менее 25 с. Переключатель "ШАССИ" — в нейтральное положение. **ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ.** ДЛЯ ИСКЛЮЧЕНИЯ СЛУЧАЕВ ПЕРЕБРОСА ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЯ ШАССИ ИЗ ВЫПУЩЕННОГО ПОЛОЖЕНИЯ В ПОЛОЖЕНИЕ **"УБРАНО"**, МИНУЯ НЕЙТРАЛЬ, И НАОБОРОТ, ПОСТАНОВКУ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЯ В НЕЙТРАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ СЛЕДУЕТ ПРОИЗВОДИТЬ БЕЗ ОТТЯЖКИ НА СЕБЯ РУКОЯТКИ УПРАВЛЕНИЯ КРАНОМ ШАССИ.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(5) Перед посадкой	Убедиться в том, что: Выключатель "АВТОМАТ ТОРМОЗОВ" — включен. Выключатель "ПОВОРОТ КОЛЕСА" — включен.
(6) Заруливание на стоянку	**а) После уборки закрылков в конце пробега:** Выполнить операции, изложенные в РЛЭ, 6.1.3, параграф 0.3, п. 2б. **ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ.** В СЛУЧАЕ ПРИМЕНЕНИЯ ТОРМОЖЕНИЯ ПРИ ПРОБЕГЕ ИЛИ ПРЕРВАННОМ ВЗЛЕТЕ НА СКОРОСТИ БОЛЕЕ 250 КМ/Ч КОЛЕСА И ТОРМОЗА ОХЛАДИТЬ ВОДОЙ ДО МОМЕНТА ПРЕКРАЩЕНИЯ ПАРООБРАЗОВАНИЯ.
	б) В конце движения перед остановкой самолета: Педали управления поворотом колес передней стойки — в нейтральное положение. Выключатель "ПОВОРОТ КОЛЕСА" — выключить.
	в) После остановки самолета: Стояночный тормоз — обжать тормозные педали, вытянуть на себя кнопку механизма стояночного торможения, отпустить педали.
	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 тормозных колес.

0.4. НЕИСПРАВНОСТИ

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) При установке переключателя "ШАССИ" в положение "ВЫПУЩ" не гаснут три красных светосигнализатора положения опор самолета (при измененной схеме — не загорается ни один из красных и зеленых светосигнализаторов)	Свидетельствует о том, что не сработал электромагнитный кран основного управления шасси. Переключатель "ШАССИ" — в нейтральное положение, а затем — "ВЫПУЩ". а) Если погасли три красных, а затем загорелись три зеленых светосигнализатора положения опор самолета (при измененной схеме — загорелись и погасли три красных, а затем загорелись три зеленых светосигнализатора), создать давление в магистралях выпуска подкосов-цилиндров шасси от тормозной системы: Переключатель "ШАССИ" — в нейтральное положение.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) При установке переключателя "ШАССИ" в положение "ВЫПУЩ" не гаснут три красных светосигнализатора положения опор самолета (при измененной схеме — не загорается ни один из красных и зеленых светосигнализаторов) (прод.)	Рукоятка "ШАССИ. АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК" — расконтрить, нажать кнопку фиксатора, вытянуть рукоятку вверх до упора. **ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЯ. 1. РУКОЯТКУ "ШАССИ. АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК" ОСТАВИТЬ В ВЫТЯНУТОМ ПОЛОЖЕНИИ В ТЕЧЕНИЕ ВСЕГО ПОЛЕТА И ПОСАДКИ ВПЛОТЬ ДО ОСТАНОВКИ САМОЛЕТА НА СТОЯНКЕ И ПРИНЯТИЯ МЕР ПРОТИВ СКЛАДЫВАНИЯ ШАССИ (ДО ПОДСТРАХОВКИ САМОЛЕТА С ПОМОЩЬЮ ГИДРОПОДЪЕМНИКОВ ОТ ПАДЕНИЯ).** **2. ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ В МАГИСТРАЛЯХ ВЫПУСКА ПОДКОСОВ-ЦИЛИНДРОВ ШАССИ ОДИН ИЗ ДВИГАТЕЛЕЙ НА СТОЯНКЕ НЕ ВЫКЛЮЧАТЬ ДО ПОДКЛЮЧЕНИЯ НАЗЕМНОГО ИСТОЧНИКА ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩЕГО РАБОТУ НАСОСНОЙ СТАНЦИИ 465Д.**
	б) Если не погасли три красных, а затем не загорелись три зеленых светосигнализатора положения опор самолета (при измененной схеме — не загорелись три красных, а затем не загорелись три зеленых светосигнализатора), произвести аварийный выпуск шасси: Переключатель "ШАССИ" — в нейтральное положение. Рукоятка "ШАССИ. АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК" — расконтрить, нажать кнопку фиксатора, вытянуть рукоятку вверх до упора. После этого должны погаснуть три красных, а затем загореться три зеленых светосигнализатора положения опор самолета (при измененной схеме — загореться и погаснуть три красных, а затем загореться три зеленых светосигнализатора). **Примечание.** При аварийном выпуске шасси створки основных опор остаются в открытом положении. **ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЯ: 1. РУКОЯТКУ "ШАССИ, АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК" ОСТАВИТЬ В ВЫТЯНУТОМ ПОЛОЖЕНИИ В ТЕЧЕНИЕ ВСЕГО ПОЛЕТА И ПОСАДКИ ВПЛОТЬ ДО ОСТАНОВКИ САМОЛЕТА НА СТОЯНКЕ И ПРИНЯТИЯ МЕР ПРОТИВ СКЛАДЫВАНИЯ ШАССИ (ДО ПОДСТРАХОВКИ САМОЛЕТА С ПОМОЩЬЮ ГИДРОПОДЪЕМНИКОВ ОТ ПАДЕНИЯ).** **2. ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ В МАГИСТРАЛЯХ ВЫПУСКА ПОДКОСОВ-ЦИЛИНДРОВ ШАССИ ОДИН ИЗ ДВИГАТЕЛЕЙ НА СТОЯНКЕ НЕ ВЫКЛЮЧАТЬ ДО ПОДКЛЮЧЕНИЯ НАЗЕМНОГО ИСТОЧНИКА ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩЕГО РАБОТУ НАСОСНОЙ СТАНЦИИ 465Д.**

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(2) При установке переключателя "ШАССИ" в положение "ВЫПУЩ" погасли три красных светосигнализатора и не загорается один (два) зеленый светосигнализатор положения опор самолета (при измененной схеме — загорелись три красных светосигнализатора, а затем, после погасания двух (одного) красных светосигнализаторов, загорелись два (один) зеленых светосигнализатора и продолжает гореть соответствующий один (два) красный светосигнализатор)	Свидетельствует либо о неисправности лампы (ламп) светосигнализатора выпущенного положения опоры (опор) для самолетов с неизмененной схемой, либо концевого выключателя (концевых выключателей) на подкосах-цилиндрах основных опор или на механизме распора передней опоры, либо о том, что одна (две) опора не дошла до крайнего положения. Переключатель "ШАССИ" — в нейтральное положение. Для самолетов с неизмененной схемой сигнализации: Кнопка проверки ламп на приборе ППС-2МК — нажать. **1) Если лампа (лампы) зеленого светосигнализатора положения шасси не загорелась:** Кнопка проверки ламп на приборе ППС-2МК — отпустить. Неисправная лампа (лампы) — заменить. После этого зеленый светосигнализатор (светосигнализаторы) должен загореться. Произвести нормальную посадку. **2) Если лампа (лампы) зеленого светосигнализатора положения шасси загорелась:** Кнопка проверки ламп на приборе ППС-2МК — отпустить. При этом зеленый светосигнализатор (светосигнализаторы) должен погаснуть. Для самолетов как с неизмененной, так и с измененной схемой сигнализации: Произвести нормальную уборку шасси, а затем повторный нормальный выпуск шасси. **а) Если загорелись три зеленых светосигнализатора положения шасси,** создать давление в магистрали выпуска подкосов-цилиндров шасси от тормозной системы и произвести посадку (порядок действий и предостережения см. РЛЭ, 6.1.3, стр. 15). **б) Если не загорелся один (два) зеленый светосигнализатор положения шасси,** то визуально проверить положение опоры, сигнализация которой не сработала. **в) Если флажок передней опоры соответствует выпущенному положению** (для самолетов, не оборудованных флажком, задние створки передней опоры закрыты) или задние створки основных опор закрыты: создать давление в магистрали выпуска подкосов-цилиндров шасси от тормозной системы и произвести посадку. Порядок действий и предостережения указаны в РЛЭ, 6.1.3, стр. 15).

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(2) При установке переключателя "ШАССИ" в положение "ВЫПУЩ" погасли три красных светосигнализатора и не загорается один (два) зеленый светосигнализатор положения опор самолета (при измененной схеме — загорелись три красных светосигнализатора, а затем, после погасания двух (одного) красных светосигнализаторов, загорелись два (один) зеленых светосигнализатора и продолжает гореть соответствующий один (два) красный светосигнализатор) (прод.)	**г) Если флажок передней опоры указывает на неполный выпуск** (для самолетов, не оборудованных флажком, задние створки передней опоры закрыты не полностью) или задние створки основных опор закрыты не полностью: произвести нормальную уборку, а затем аварийный выпуск шасси (см. РЛЭ, 6.1.3, стр. 17). Если при этом: 1. Загорелись три зеленых светосигнализатора положения шасси — произвести нормальную посадку; 2. Не загорается один (два) зеленый светосигнализатор положения шасси — принять решение о способе посадки. **Примечание.** В случае невыпуска или неполного выпуска опор самолета, проявление которых отличается от указанных в РЛЭ, 6.1.3, параграф 0.4, пп. 1 и 2, порядок выполнения операций по управлению шасси, за исключением действий по проверке исправности ламп прибора ППС-2МК и визуального наблюдения за положением опор, такой же, как указан в РЛЭ, 6.1.3, параграф 0.4, п. 2. Необходимость проверки исправности ламп прибора ППС-2МК и визуального наблюдения за положением опор определяется в каждом случае отдельно, в зависимости от работы сигнализации положения опор самолета.
(3) Самопроизвольная уборка или выпуск шасси в полете	Произвести аварийный выпуск шасси (см, РЛЭ, 6.1.3, стр. 17) или дать давление в магистрали выпуска подкосов-цилиндров шасси от тормозной системы и произвести посадку. Порядок действий и предостережения указаны в РЛЭ, 6.1.3, стр. 16, 17.
(4) При установке переключателя "ШАССИ" в положение "УБРАНО" не гаснут три зеленых светосигнализатора положения опор самолета	Свидетельствует о том, что либо неисправен концевой выключатель блокировки уборки шасси на земле, либо не сработал электромагнитный кран основного управления шасси. Выключатель "СНЯТИЕ БЛОКИР. ШАССИ" — нажать и удерживать в нажатом положении.
	а) Если погасли три зеленых, а затем загорелись три красных светосигнализатора положения опор (при измененной схеме — погасли три зеленых, а затем загорелись и погасли три красных светосигнализатора), то после загорания последнего красного светосигнализатора (по измененной схеме — после погасания последнего красного светосигнализатора): Давление в основной гидросистеме — 205—225 кгс/см^2. Выдержать в течение 20—25 с. Переключатель "ШАССИ" — в нейтральное положение. Выключатель "СНЯТИЕ БЛОКИР. ШАССИ" — отпустить. Продолжать полет по маршруту.
	б) Если не гаснут три зеленых светосигнализатора выпущенного положения опор самолета:

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(4) При установке переключателя "ШАССИ" в положение "УБРАНО" не гаснут три зеленых светосигнализатора положения опор самолета (прод.)	Выключатель "СНЯТИЕ БЛОКИРОВ. ШАССИ"	— отпустить.
	Переключатель "ШАССИ"	— в нейтральное положение, а затем в положение "ВЫПУЩ".
	Давление в основной гидросистеме	— 205—225 кгс/см^2. Выдержать не менее 25 с.
	Переключатель "ШАССИ"	— в нейтральное положение.
	Прекратить полет по маршруту и произвести нормальную посадку на аэродром вылета.	
(5) При установке переключателя "ШАССИ" в положение "УБРАНО" погасли три зеленых светосигнализатора и не загорается один (два) красный светосигнализатор положения опор самолета (при измененной схеме — погасли три зеленых светосигнализатора, загорелись, а затем погасли два (один) красных светосигнализатора и не гаснет соответствующий один (два) красный светосигнализатор)	Свидетельствует о неисправности лампы (ламп) светосигнализатора (для самолетов с неизмененной схемой сигнализации) или концевых выключателей либо о том, что одна (две) опора не встала на замок убранного положения или не закрылись створки ниши какой-либо из опор.	
	Переключатель "ШАССИ"	— в нейтральное положение.
	Для самолетов с неизмененной схемой сигнализации:	
	Кнопка проверки ламп на приборе ППС-2МК	— нажать.
	а) Если лампа (лампы) светосигнализатора положения опоры не загорелась:	
	Кнопка проверки ламп на приборе ППС-2МК	— отпустить.
	Неисправная лампа (лампы)	— заменить.
	После этого красный светосигнализатор (светосигнализаторы) должен загореться.	
	Продолжить полет по маршруту.	
	б) Если лампа (лампы) светосигнализатора загорелась:	
	Кнопка проверки ламп на приборе ППС-2МК	— отпустить.
	При этом красный светосигнализатор (светосигнализаторы) гаснет. Для самолетов как с неизмененной, так и с измененной схемой сигнализации: Прекратить полет по маршруту, произвести нормальный выпуск шасси и посадку на аэродром вылета.	

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(5) При установке переключателя "ШАССИ" в положение "УБРАНО"погасли три зеленых светосигнализатора и не загорается один (два) красный светосигнализатор положения опор самолета (при измененной схеме — погасли три зеленых светосигнализатора, загорелись, а затем погасли два (один) красных светосигнализатора и не гаснет соответствующий один (два) красный светосигнализатор) (прод.)	**Примечание.** В случае неуборки или неполной уборки опор самолета, проявление которых отличается от указанных в РЛЭ, 6.1.3, параграф 0.4, пп. 4 и 5, порядок выполнения операций по управлению шасси, за исключением действий по проверке исправности ламп прибора ППС-2МК, такой же, как указан в РЛЭ, 6.1.3, параграф 0.4, п. 5. Необходимость проверки исправности ламп прибора ППС-2МК определяется в каждом случае отдельно, в зависимости от работы сигнализации положения опор самолета.
(6) На пробеге или на рулении при обжатии тормозных педалей торможения не происходит	Свидетельствует об отказе основной системы торможения. Тормозные педали — отпустить. Торможение производить плавным вытягиванием рукояток аварийного торможения. ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ. ПРИ ПОЛЬЗОВАНИИ АВАРИЙНЫМ ТОРМОЖЕНИЕМ АНТИЮЗОВАЯ АВТОМАТИКА НЕ РАБОТАЕТ. ВО ИЗБЕЖАНИЕ ЮЗОВОГО РАЗРУШЕНИЯ ШИН КОЛЕС НЕ СЛЕДУЕТ ПРИ СКОРОСТЯХ ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА БОЛЕЕ 100 КМ/Ч РЕЗКО И ПОЛНОСТЬЮ ВЫТЯГИВАТЬ РУКОЯТКИ АВАРИЙНОГО ТОРМОЖЕНИЯ.
(7) При отклонении педалей управления поворотом колес передней стойки самолет не разворачивается	Свидетельствует об отказе системы управления поворотом колес передней стойки. Выключатель "ПОВОРОТ КОЛЕСА" — выключить. Управление самолетом производить: на рулении — раздельным торможением колес; на пробеге — рулем направления и раздельным торможением колес.

6.2.1.

СВОДКА ОБЩИХ ОГРАНИЧЕНИЙ ПО СИЛОВОЙ УСТАНОВКЕ

6.2.1. СВОДКА ОБЩИХ ОГРАНИЧЕНИЙ ПО СИЛОВОЙ УСТАНОВКЕ

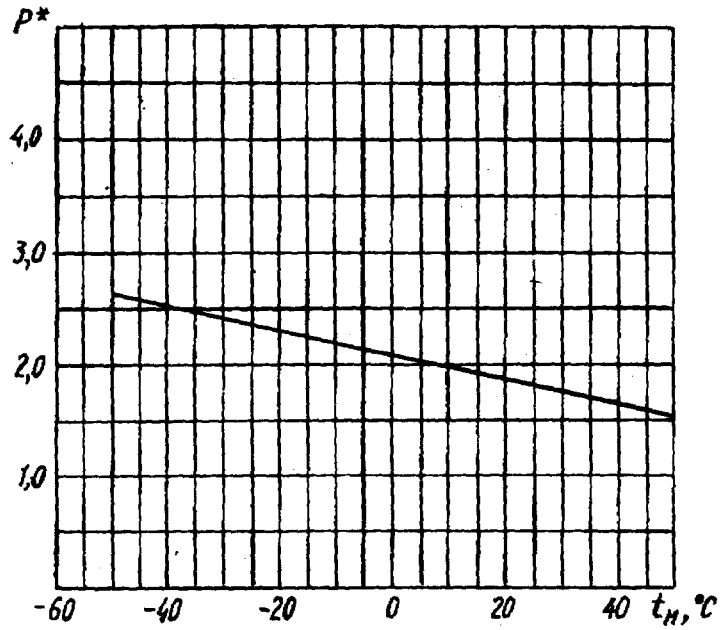
0.1. ПО ДВИГАТЕЛЮ

Наименование параметра	Ед. изм.	Мин.	Норм.	Макс.
(1) Частота вращения ротора 1-го каскада	%		РЛЭ, 6.2.1, стр. 5, 6	93,5
(2) Частота вращения ротора 2-го каскада	%		РЛЭ, 6.2.1, стр. 5, 6	99,5 (100)*
(3) Температура газа за турбиной при запуске:	°С		РЛЭ, 6.2.1., стр. 5, 6	
— на земле:				
$t_{нв} \geq 15$ °С				525
$t_{нв} < 15$ °С				475
— в полете на режимах:				525
малый газ				360
номинальный				РЛЭ, 6.2.1, стр. 5, 6
взлетный				РЛЭ, 6.2.1, стр. 5, 6
максимальной обратной тяги				520(505)*
(4) Давление топлива перед насосом-регулятором	кгс/см^2	1,8		2,9
				(4,8 на 1—2 с)
(5) Давление топлива перед форсунками	кгс/см^2	14		60 (65*)
(6) Давление масла на входе в двигатель:	кгс/см^2			
— на всех режимах			3,5—4,5	
— на малом газе			Не менее 2,5	
(7) Температура масла на входе в двигатель	°С	–30	50—80 (70*)	80

Примечания: 1 Максимально допустимая температура масла в течение не более 10 мин равна 90°С.
2. Минимально допустимая температура масла МК-8П равна –30°С.
3. Величины, указанные в скобках со звездочкой, относятся к двигателю Д-30 сер. 3.

(8) Вибрация двигателя	мм/с			50
(9) Время непрерывной работы на взлетном режиме	мин			5
(10) Время выхода двигателя на режим малого газа при запуске	с			120
(11) Допустимая высота для запуска двигателей в полете:	м			
Д-30 сер. 2				8000
Д-30 сер. 3				7000

Наименование параметра	Ед. изм.	Мин.	Норм.	Макс.
(12) Частота вращения ротора 2-го каскада при авторотации в случае запуска в полете:	%			
на высоте менее 4000 м		10,5		
на высоте от 4000 до 8000 м		13		
на высоте 8000 м		13	17	
(13) Давление воздуха на входе в СтВ при запуске двигателей (должно соответствовать графику на стр. 4, 6.2.1.)	ати	1,5—2,6		
(14) Режимы работы двигателей на земле и в полете (устанавливаются по частоте вращения ротора 2-го каскада)			РЛЭ, 6.2.1, графики	
(15) Время непрерывной работы двигателя на режиме обратной тяги	мин			1



Минимально допустимые значения давления воздуха на входе в стартер СтВ-10 в процессе запуска, в зависимости от температуры окружающей среды при Н=0

Режимы работы двигателя на земле (Н = 0, М = 0)

Режим работы	Частота вращения ротора 1-го каскада, %	Частота вращения ротора 2-го каскада, %	Температура газа за турбиной (не более), °С
Взлетный	РЛЭ, 6.2.1, стр. 8, 9		
Номинальный	79,5 - 81,5	91,5 - 93,5	530
0,88 номинального	76 - 78	89,5 - 91,0	495
0,7 номинального	70 - 72	86,0 - 88,0	450
0,6 номинального	66,5 - 68,5	84,0 - 85,0	420
0,53 номинального	63,5 - 65,5	82,0 - 84,0	400
Малый газ	РЛЭ, 6.2.1, стр. 7		360

Режимы работы двигателя Д-30 сер. 3 на земле (Н = 0, М = 0)

Взлетный	РЛЭ, 6.2.1, стр. 8		
Номинальный	78,5 - 80,0	91,5 - 93,0	500
0,88 номинального	75,0 - 76,5	90,0 - 91,0	465
0,7 номинального	69,5 - 71,5	86,5 - 88,0	420
0,6 номинального	66,0 - 68,0	85,0 - 86,0	400
0,53 номинального	63,0 - 65,0	83,0 - 84,5	385
Малый газ	РЛЭ, 6.2.1, стр. 7		

Примечания: 1. На установившихся режимах работы двигателя допускаются колебания частот вращения роторов ±0,5% — 1-го каскада, ±0,5% — 2-го каскада и температуры газа за турбиной ±3 °С.

2. При включении отбора воздуха на самолетные нужды на всех режимах, кроме взлетного, допускается повышение температуры газа за турбиной на 20 °С, а на взлетном режиме — до температуры, ограничиваемой системой ПРТ-35.

3. При выходе двигателя на взлетный режим при $t_{н-в} \geq$: 12 °С (в зоне ограничения по гидрозамед) допускается повышение температуры газа за турбиной до $t^*_{огр.}$ по ПРТ-35, но не выше 635 °С для двигателей Д-30 сер. 1 и 2 и не выше 630 °С для двигателя Д-30 сер. 3 на время до 60 с с последующим снижением в течение 1,5—2 мин до нормы.

Режимы работы двигателя на высоте (Н = 11 000 м, М = 0,75 в условиях СА)

Режим работы	Частота вращения ротора 2-го каскада, %	Температура газа за турбиной (не более), °С
Взлетный	96,5—98,0	630
Номинальный	91,5-93,5	540
0,88 номинального	89,5—91,0	505
0,7 номинального	86,0—88,0	460
0,6 номинального	84,0—85,5	430

Режимы работы двигателя Д-30 сер. 3 на высоте (Н = 11 000 м, М = 0,75 в условиях СА)

Режим работы	Частота вращения ротора 2-го каскада КВД, %	Температура газа за турбиной (не более), °С
Взлетный	96,5 — 97,5	590
Номинальный	91,5 — 93,0	510
0,88 номинального	90,0 — 91,0	475
0,7 номинального	86,5 — 88,0	430
0,6 номинального	85,0 — 86,0	410

Примечания: 1. На установившихся режимах работы двигателя допускаются колебания частот вращения роторов ±0,5% — КНД, ±0,5% — КВД и температуры газа за турбиной ±3 °С.

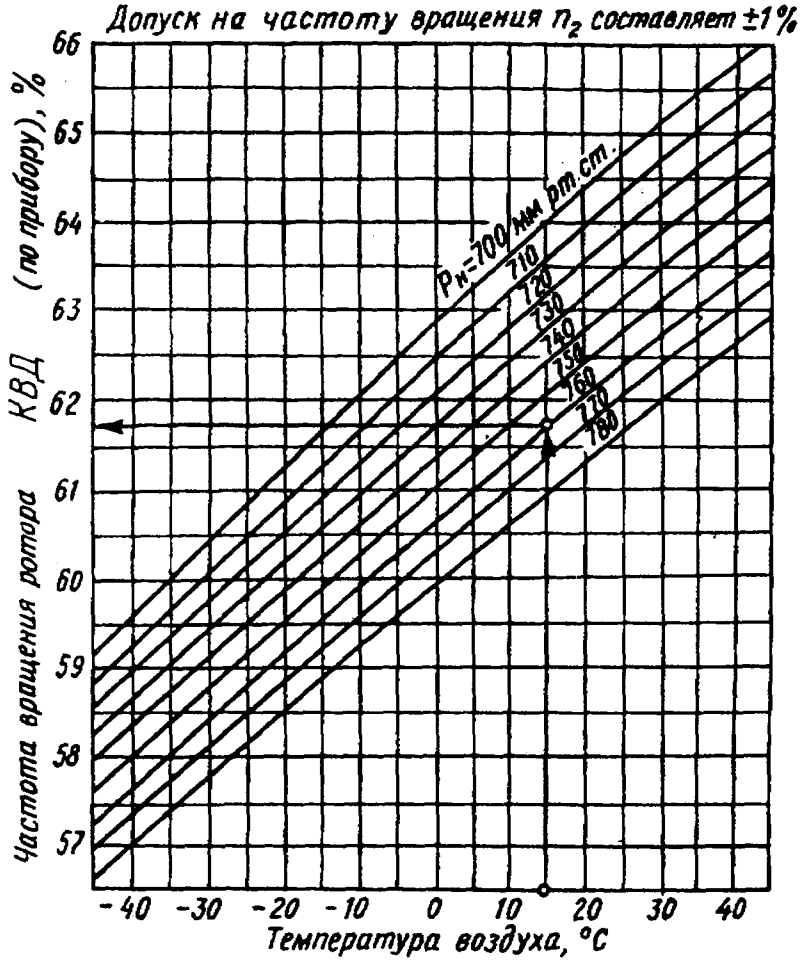
2. При включении отбора воздуха на самолетные нужды на всех режимах, кроме взлетного, допускается повышение температуры газа за турбиной до 20 °С, а на взлетном режиме — до температуры, ограничиваемой системой ПРТ-35.

3. При изменении высоты и скорости полета частота вращения ротора КВД на взлетном режиме изменяется в пределах ±1,5%, но не выше 100%; температура газа за турбиной на всех режимах изменяется в пределах ± 15 °С, но не выше 630 °С.

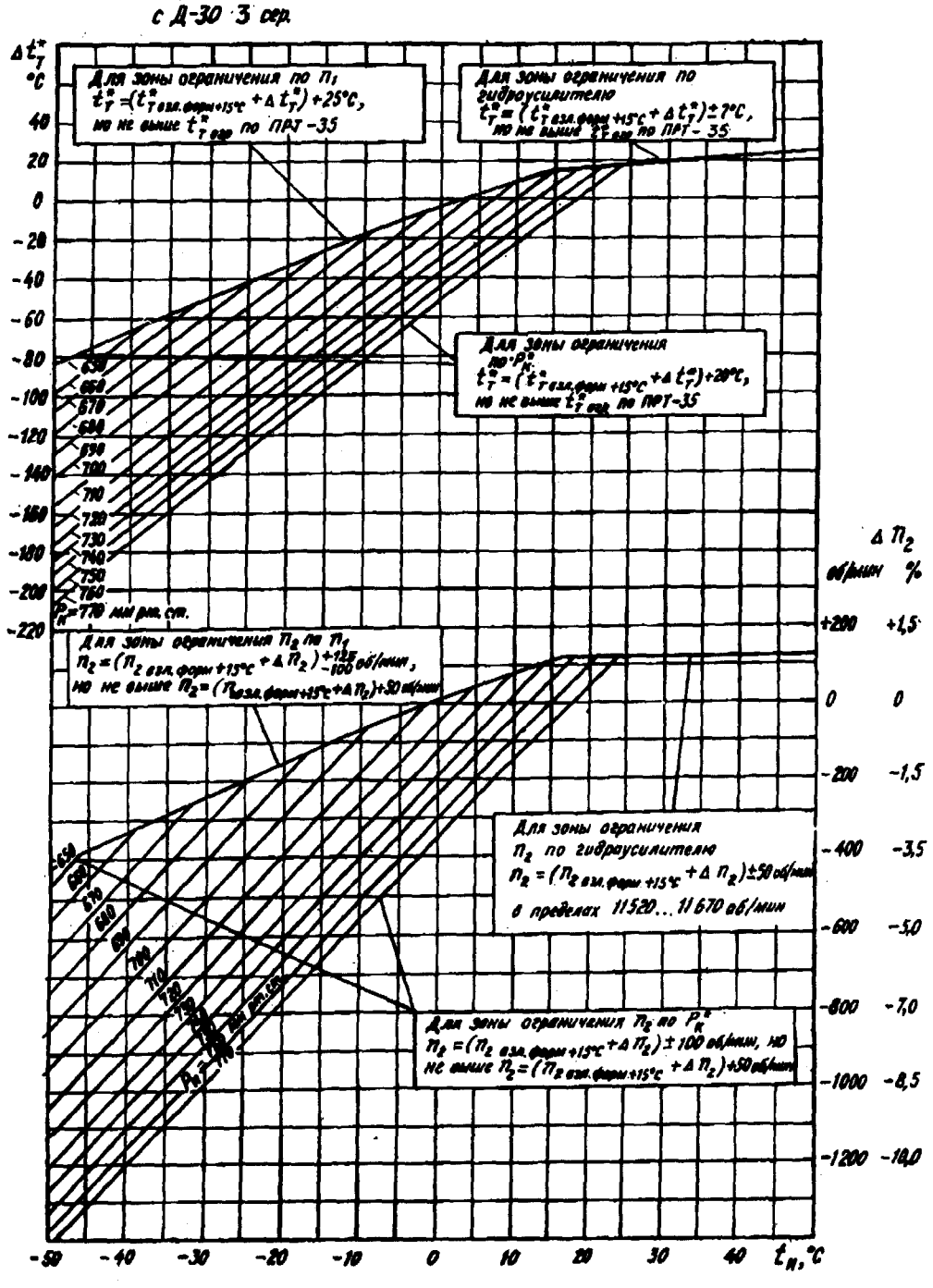
4. При изменении температуры воздуха на ±20 °С от СА температура газа за турбиной изменяется на ± 15 °С, но не выше 630 °С для двигателей Д-30 сер. 1, 2, 3.

5. При встречной приемистости двигателя Д-30 сер. 3 в условиях H = 6000 м, в момент переключения механизации компрессора (загорание контрольного светосигнализатора) перевод РУД на повышение режима осуществлять не ранее чем через 3—5 с. В случае перевода РУД на повышение режима без 3—5-секундной задержки может иметь место неустойчивая работа двигателя, сопровождаемая 1—3 "хлопками". Изменения параметров работы двигателя по визуальным приборам контроля при этом не наблюдается. Режим устойчивой работы восстанавливается без вмешательства пилота в управление им, и двигатель выходит на необходимый режим.

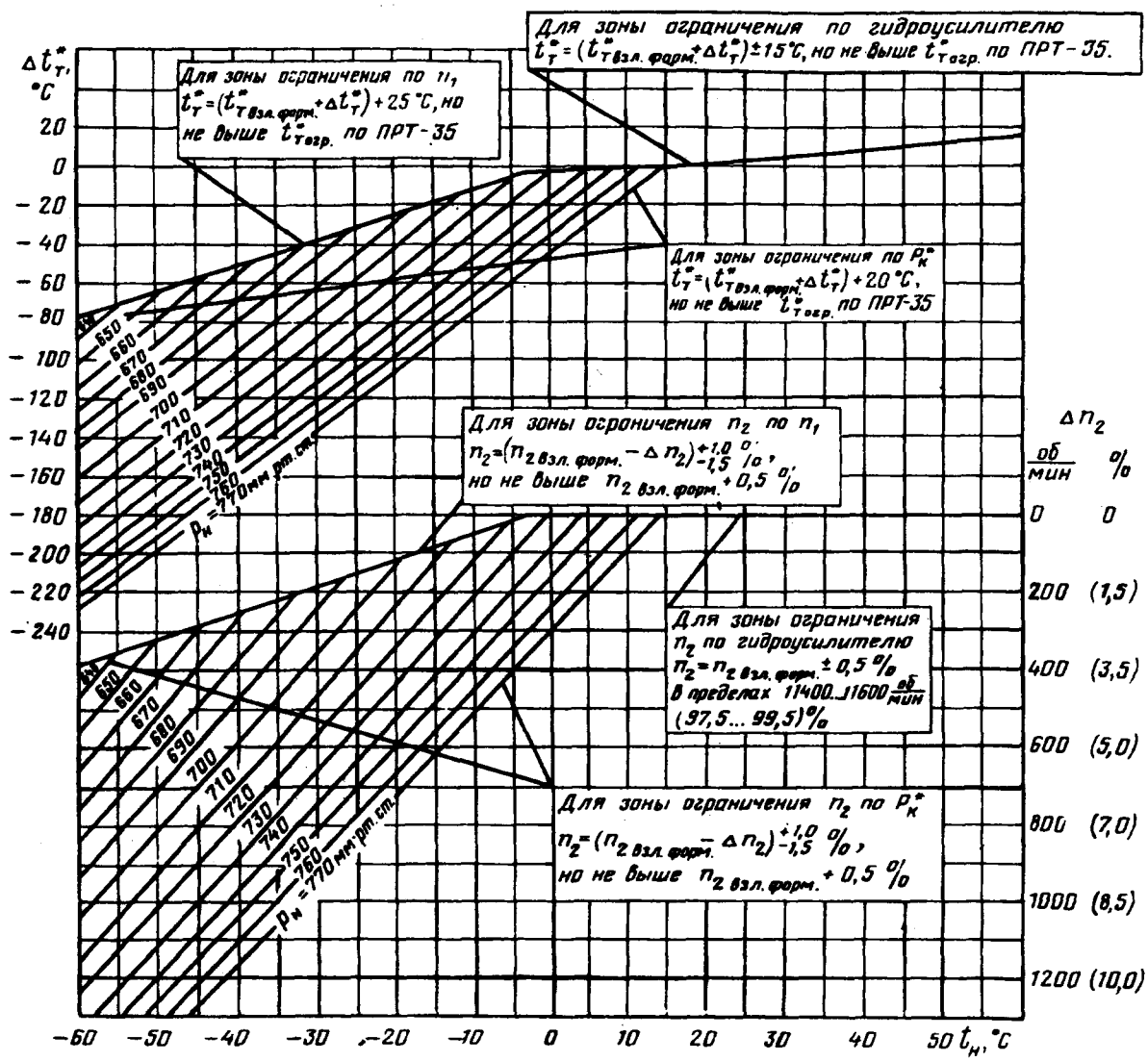
6. Для ремонтных двигателей допуск на частоту вращения ротора КНД составляет $^{+75}_{-125}$ об/мин или,
$^{+1}_{-1,5}$ % для всех режимов и условий работы двигателя, кроме взлетного режима в высотных условиях.



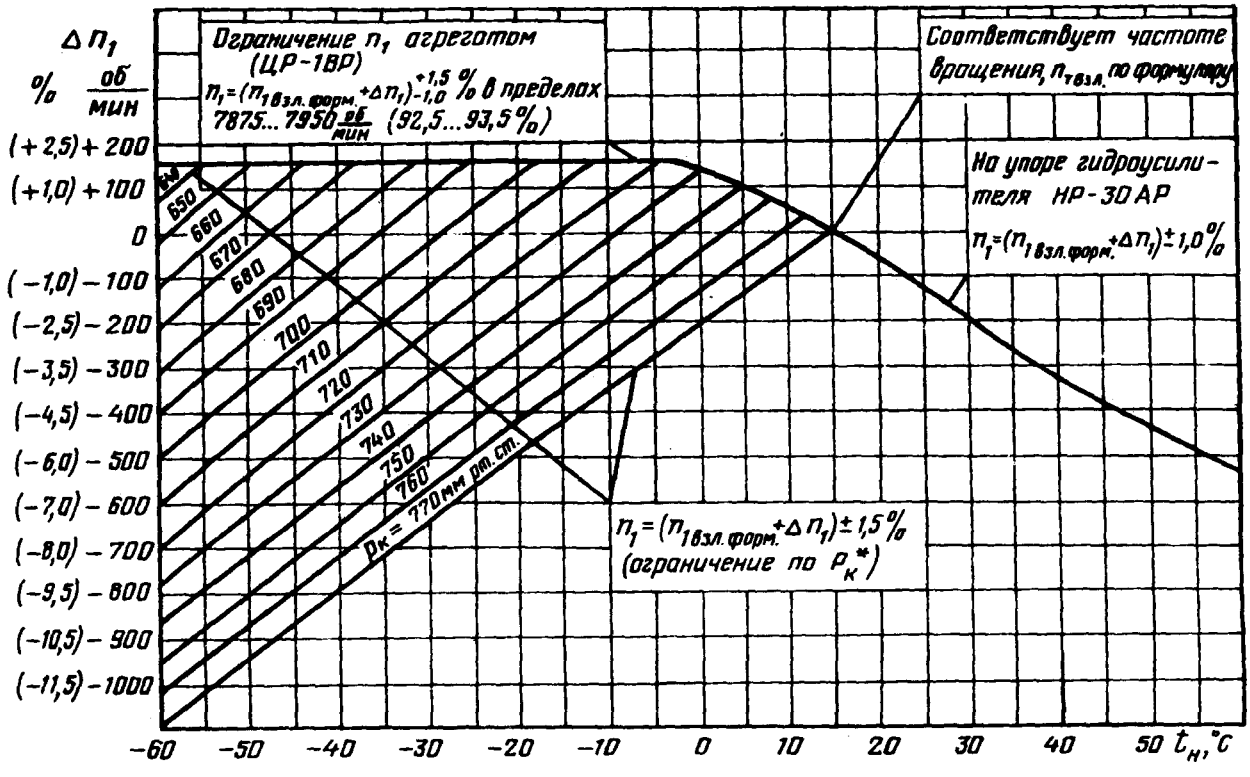
Частота вращения ротора КВД при работе двигателя на земле на режиме малого газа



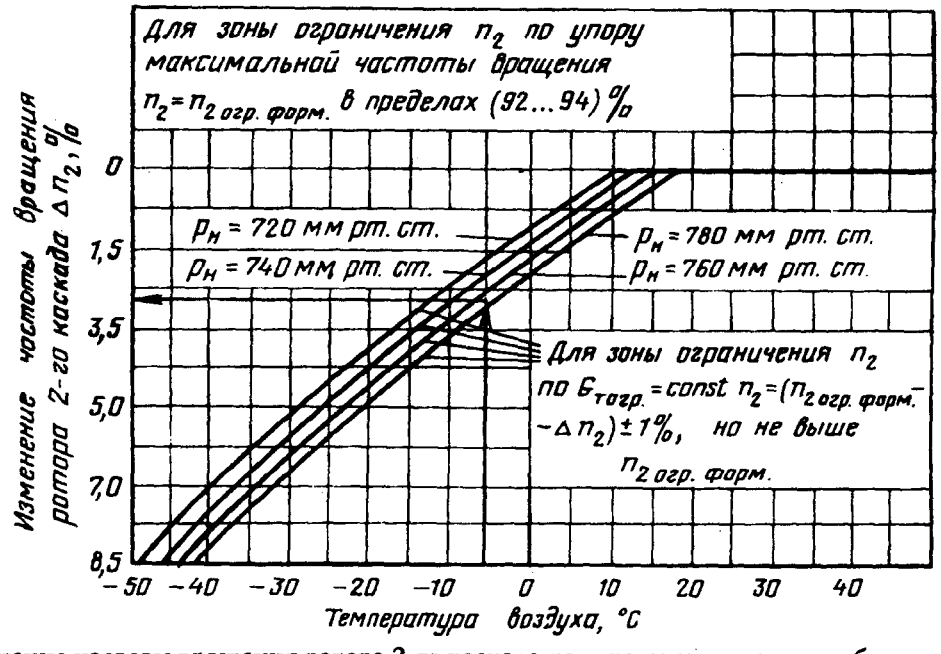
Максимально допустимая температура газа за турбиной и частота вращения ротора 2-го каскада в зависимости от атмосферных условий при работе двигателя на земле на взлетном режиме



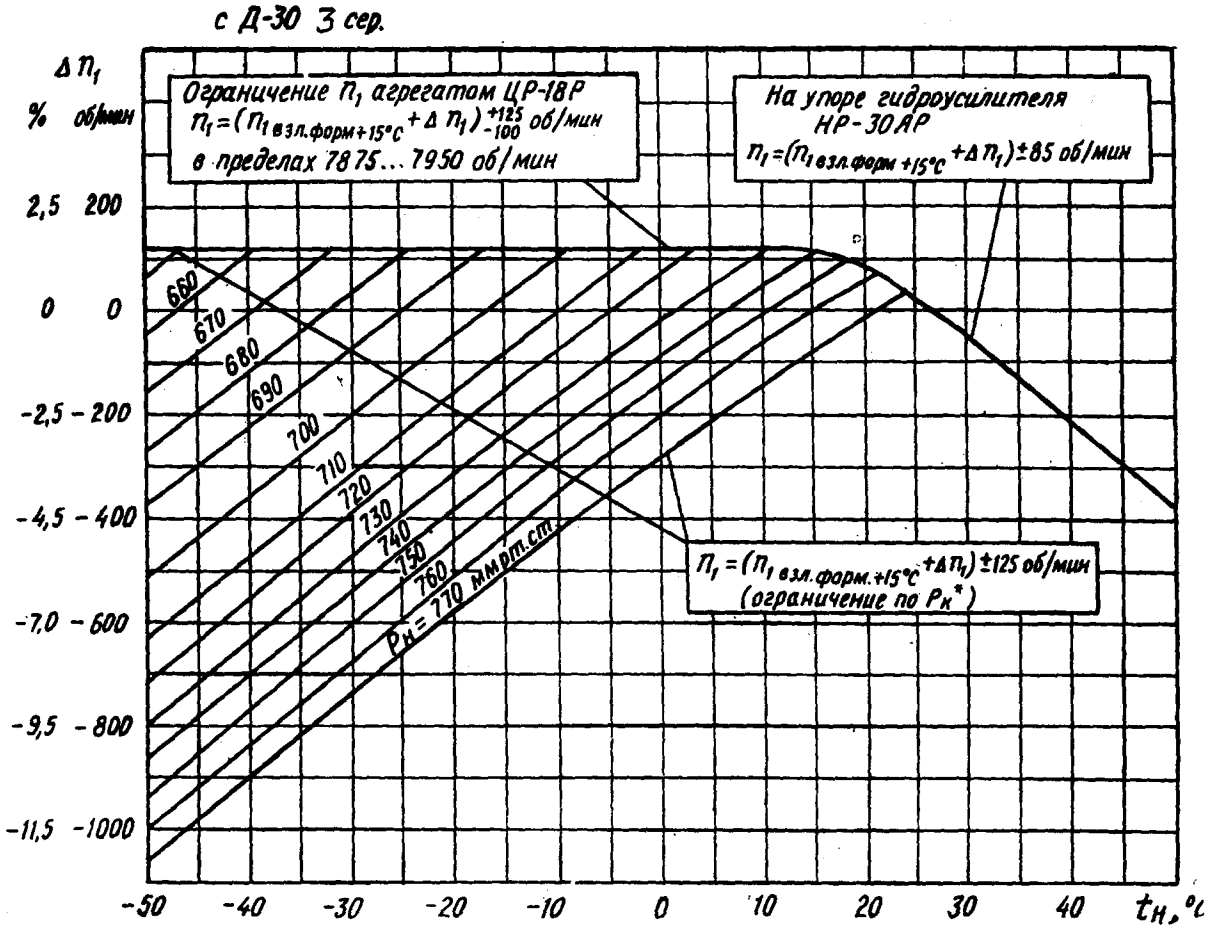
Изменение максимально допустимой температуры газа за турбиной и частоты вращения 2-го каскада компрессора на взлетном режиме в зависимости от атмосферных условий при работе на земле



Изменение частоты вращения ротора 1-го каскада компрессора на взлетном режиме в зависимости от атмосферных условий при работе на земле



Изменение частоты вращения ротора 2-го каскада компрессора на режиме обратной тяги при работе на земле



Частота вращения ротора 1-го каскада в зависимости от атмосферных условий при работе двигателя на земле на взлетном режиме

0.2. ПО ВСПОМОГАТЕЛЬНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКЕ

Наименование параметра	Ед. изм.	Мин.	Норм.	Макс.
(1) Режим запуска ВСУ на земле и в полете				
Напряжение питания ГС-12ТО в стартерном режиме	В	16	24—27	30
Температура газа за турбиной	°С			680 (не более 5 с)
Частота вращения	%	97 (с последующим восстановлением до нормальных в течение не более 5 с)	100—101,5	104,5 (с последующим восстановлением до нормальных в течение не более 5 с)
Время выхода на режим холостого хода	с	14		44
Высота запуска (H)	м			3000
Скорость самолета при запуске ($V_{пр}$)	км/ч	350		500
Запуски на земле подряд	кол-во			7
Перерыв между запусками	мин	1		
Перерыв после 5-го и 6-го запусков	мин	15		
Перерыв после 7-го запуска	мин	30		
Холодные прокрутки подряд	кол-во			3
Перерыв после трех холодных прокруток	мин	30		
Запуски в полете	кол-во			1

ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЯ: 1. ПОВТОРНЫЙ ЗАПУСК ВСУ В ПОЛЕТЕ НЕ ДОПУСКАЕТСЯ.
2. НА САМОЛЕТАХ С ЗАВ. № 60932 И ДОРАБОТАННЫХ ПО БЮЛЛЕТЕНЮ № 699ДК РАЗРЕШАЕТСЯ ЗАПУСК ВСУ БЕЗ ПОДОГРЕВА ОТ АЭРОДРОМНОГО ПОДОГРЕВАТЕЛЯ НЕ БОЛЕЕ ЧЕМ ЧЕРЕЗ 20 МИН ПОСЛЕ ПОСАДКИ ПРИ ТЕМПЕРАТУРЕ ВОЗДУХА –25 °С И НИЖЕ.

Время подогрева ВСУ от аэродромного подогревателя при температуре воздуха ниже –25 °С	мин	25		30
Температура воздуха аэродромного подогревателя	°С			80
(2) Режим холостого хода				
Температура газа за турбиной	°С			575
Частота вращения	%	100	101	101,5

Наименование параметра	Ед. изм.	Мин.	Норм.	Макс.
(2) Режим холостого хода (прод.)				
Время прогрева при частоте вращения на режиме холостого хода (перед включением внешней нагрузки)	мин	1		
Примечание. В экстренных случаях разрешается включать внешнюю нагрузку сразу после выхода ВСУ на режим холостого хода.				
(3) Режим загрузки ВСУ				
Высота, ограничивающая применение ВСУ в целях кондиционирования пассажирского салона на взлете	м			1000
Высота полета на режиме электронагрузки	м			4000
Скорость полета самолета при работающей ВСУ на режиме электронагрузки ($V_{пр}$)	км/ч	350		550
Температура газа за турбиной:	°С			
— при отборе воздуха				680 (не более 5 с) 670 (длительно)
Частота вращения	%	95,5 (с последующим восстановлением до нормальных в течение не более 5 с)	98,5—102	105 (с последующим восстановлением до нормальных в течение не более 5 с)
Мощность, снимаемая с ГС-12ТО	кВт			12
Ток нагрузки ГС-12ТО при использовании его для питания самолетных потребителей	А			400
Ток нагрузки ГС-12ТО при использовании его для питания самолетных потребителей с одновременным отбором воздуха от ВСУ	А			350
Отдаваемое напряжение генератора ГС-12ТО	В	26,5	28,5	30
Время работы ВСУ на режиме	ч			5
Время работы ВСУ на холостом ходу после снятия электронагрузки и прекращения отбора воздуха	мин	1		

Наименование параметра	Ед. изм.	Мин.	Норм.	Макс.
(4) Холодная прокрутка				
Частота вращения	%	20		
Время холодной прокрутки	с	32		
Напряжение генератора ГС-12ТО	В	20		
(5) "Ложный" запуск				
Частота вращения	%	20		
Напряжение генератора	В	20		
ГС-12ТО				
(6) Останов ВСУ				
Время "выбега" ротора с 20% до 5% частоты вращения	с	12		

0.3. ПО ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЕ

(1) При эксплуатации самолета использовать отечественные и зарубежные топлива в соответствии с приведенной далее таблицей взаимозаменяемости топлива.

Топлива СНГ	Топлива зарубежных стран	
	маркировка	спецификация
ТС-1, Т-1 (ГОСТ 10227—62), РТ (ГОСТ 16564—71) и их смеси	AVTUR, AVCAT (IP-5), ATK IP-1, ATF, ETF PL-4 PS-2 LW-9025 и их смеси	DERD-2494 AIR 3405/B ТРД-25-005-64 PN-67/C-96026 TYTNL-12991

Примечание. Допускается смешение в самолетных топливных баках отечественных и зарубежных топлив.

(2) Для предотвращения в полете кристаллизации топлива "ДЖЕТ-А" и смеси его с другими сортами топлива продолжительность полета в зависимости от температуры заправляемого в самолет топлива, без ограничений по температуре наружного воздуха на эшелоне, составляет:

Температура заправляемого в самолет топлива (не ниже)	Продолжительность полета по расписанию (не более)
0 °С	2 ч 30 мин
минус 10 °С	2 ч 00 мин
минус 25 °С	1 ч 30 мин

(3) При температуре воздуха на аэродроме вылета +5 °С и ниже, а также в полетах за Полярный круг к топливу добавлять в количестве 0,1 % по объему одну из противообледенительных присадок: жидкость "И", И-М, ТГФ-М или зарубежную присадку "метилцеллозольв" по спецификациям: США — MIL-1-27686D и MIL-1-27686E, Англии — DERD-2451, Канады — 3GP626a.

В зарубежных аэропортах допускается заправка самолета зарубежными топливами без применения противообледенительных присадок. Топлива PL-4, PS-2 и LW-9025 по спецификациям ТРД-25-005-64, PN-67/C-96026 и TYTNL-12991 необходимо применять с противообледенительными присадками во всех случаях, оговоренных ранее.

(4) Максимально допустимое давление топлива при заправке от ТЗ или от другого средства заправки должно составлять 4,5 кгс/см^2.

6.2.2.

СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

6.2.2. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

0.1. ОПИСАНИЕ

(1) Общие сведения о двигателе Д-30 сер. 2.

На самолете установлен двигатель Д-30 сер. 2, который представляет собой двухконтурный двухроторный турбореактивный двигатель. Тяга двигателя в статических условиях при СА на взлетном режиме — $6800_{-2\%}$ кгс, на номинальном режиме — $5000_{-2\%}$ кгс. Удельные расходы топлива 0,620 и 0,585 кг/кгс тяги в час соответственно.

Компрессор двигателя — двухкаскадный, осевого типа. 1-й каскад компрессора — четырехступенчатый, 2-й — десятиступенчатый. Для обеспечения устойчивой работы на малых частотах вращения во 2-м каскаде компрессора за IV и V ступенями предусмотрен перепуск воздуха в наружный контур двигателя и поворот лопаток входного направляющего аппарата.

Камера сгорания — трубчато-кольцевого типа, жаровых труб — 12. Для улучшения запуска двигателя и распыления топлива при малых частотах вращения применяются двухконтурные топливные форсунки ФР-30ДС с первым контуром малой подачи.

Турбина двигателя — осевого типа, реактивная, двухкаскадная. Каждый каскад состоит из двух ступеней.

Двигатель оборудован системой отбора воздуха для наддува гермокабин, ПОС самолета и двигателя, а также системами сигнализации пожаротушения в мотогондолах и внутри двигателя. На нем имеются системы реверсирования тяги, воздушного запуска и защиты турбины от перегрева при запуске.

(2) Общие сведения о двигателе Д-30 сер. 3.

На самолете устанавливаются двигатели Д-30 сер. 3, которые являются модификацией двигателей Д-30 сер. 2.

Двигатель Д-30 сер. 3 улучшает летно-технические характеристики самолета в условиях высоких температур воздуха. От двигателя сер. 2 он отличается повышенной надежностью и увеличенным ресурсом. При этом его тяга в статических условиях при СА увеличена до 6930 кгс.

Значение тяги двигателя Д-30 сер. 3 на взлетном режиме 6800 кг сохраняется в условиях $H = 0$, $V = 0$ до температуры воздуха 25 °С вместо 15 °С для двигателя Д-30 сер. 2.

Двигатель Д-30 сер. 3 имеет следующие основные конструктивные отличия от двигателя Д-30 сер. 2:

- — введена дополнительная V ступень в 1-м каскаде компрессора;
- — перепрофилированы рабочие и направляющие лопатки IV ступени 1-го каскада компрессора;
- — уменьшена длина теплообменника входного корпуса 1-го каскада компрессора и т.д.

Двигатели Д-30 сер. 3 взаимозаменяемы с двигателями сер. 2 и имеют те же приборы контроля работы.

На самолете допускается эксплуатация двигателей одной серии.

(3) Система смазки и суфлирования двигателя.

Система смазки предназначена для смазки трущихся поверхностей в целях уменьшения трения и отвода тепла при работе двигателя. В качестве смазки применяются масла МК-8П, ГОСТ 6457—66, и ВНИИНП 50-1-4Ф, ГОСТ 13076—67, МС-8П, ОСТ 38.01163—78.

При работе двигателя масло из маслобака нагнетается основным маслонасосом к сетчатому фильтру. Пройдя фильтр, масло подается к подшипникам и зубчатым колесам двигателя.

Маслонасосом откачки и откачивающей ступенью основного маслонасоса масло откачивается из двигателя через центробежный воздухоотделитель и топливно-масляный радиатор в маслобак.

Необходимое избыточное давление в масляных полостях двигателя и маслобака поддерживается центробежным суфлером.

(4) Система запуска двигателей.

Система запуска обеспечивает:

- запуск двигателей на земле;
- холодную прокрутку двигателей на земле;
- "ложный" запуск двигателя на земле;
- автоматический запуск двигателя в полете;
- ручной запуск двигателя в полете (при отказе автоматического запуска);
- прекращение запуска.

Запуск двигателей автоматизирован, осуществляется одной автоматической панелью АПД-55. В панели запуска смонтированы программный механизм и реле, предназначенные для включения агрегатов запуска в заданной очередности.

Запуск двигателя осуществляется с помощью воздушного стартера СТВ-10. В качестве источника сжатого воздуха используется вспомогательная силовая установка (ВСУ) с газотурбинным двигателем ТА-8.

(5) Приборы контроля двигателя.

В кабине экипажа установлены следующие приборы для контроля работы двигателя:

- тахометр частоты вращения ротора 1-го каскада ИТЭ-2Т;
- тахометр частоты вращения ротора 2-го каскада ИТЭ-2Т;

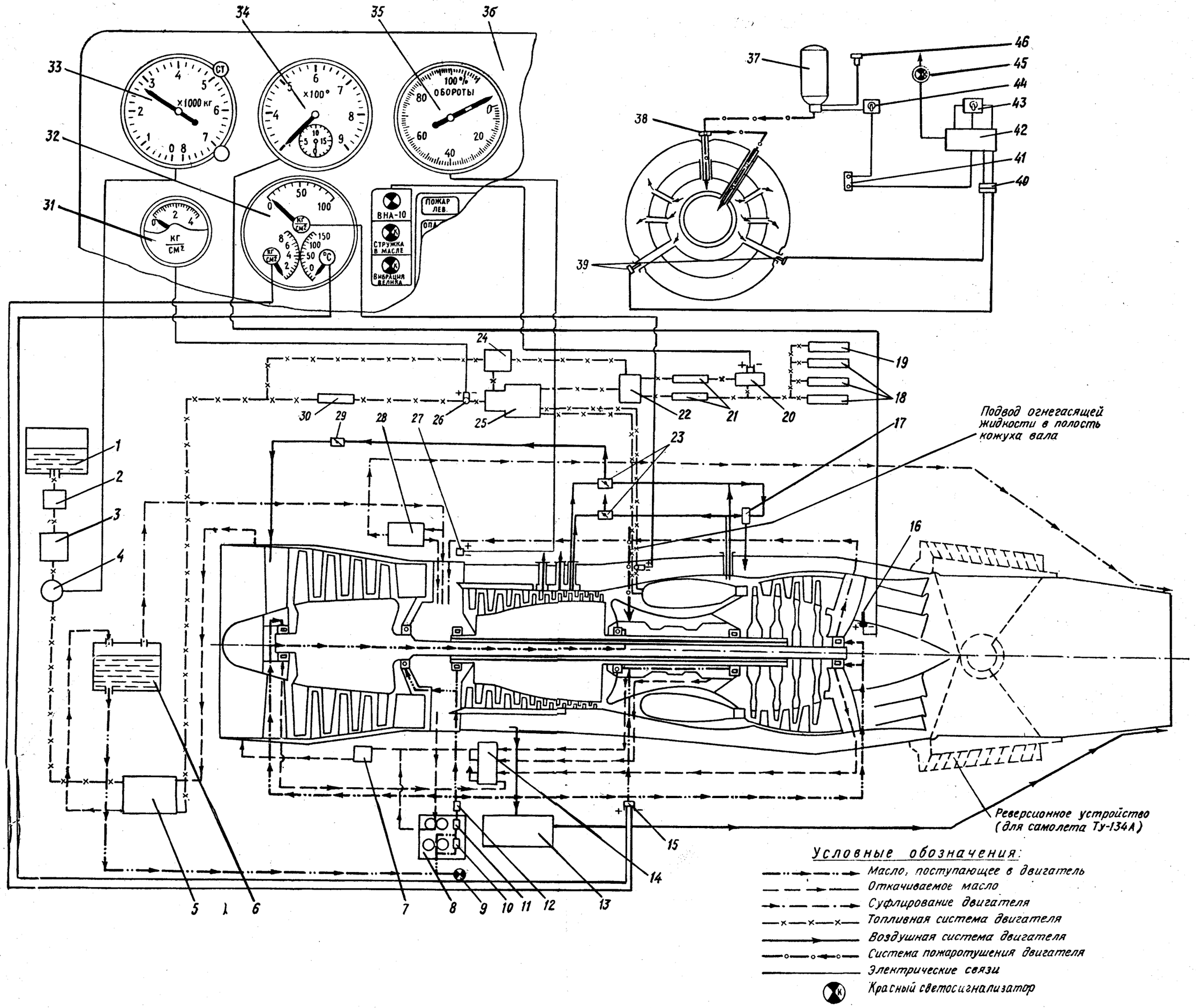
измеритель температуры газа за турбиной ИТ-2Т;

- трехстрелочный индикатор ЭМИ-3РТИ (давление топлива перед форсунками, давление и температура масла);
- манометр давления топлива на входе в двигатель ДИМ-4Т;
- указатель расходомера топлива РТСВ-10-8;
- указатель измерителя вибрации ИВ-200Е и светосигнальное табло "ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА";
- светосигнальное табло "СТРУЖКА В МАСЛЕ";
- светосигнальное табло положения лопаток ВНА 2-го каскада компрессора "ВНА-10";
- светосигнальное табло "ДАВЛЕНИЕ МАСЛА МАЛО";
- светосигнализатор открытия замка реверсивного устройства "ЗАМОК РЕВЕРСА";
- светосигнализатор включения реверсивного устройства "РЕВЕРС ВКЛЮЧЕН";
- светосигнализатор опасных оборотов стартера СТВ-10;
- светосигнальное табло "ФИЛЬТР ЗАСОРЕН";
- светосигнальные табло "НЕИСПРАВНОСТЬ ДВИГАТЕЛЯ", "ПРОВЕРЬ ДВИГАТЕЛЬ"*;
- светосигнализатор "ТЕМПЕРАТУРА ВЕЛИКА ".

0.2. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

См. РЛЭ, 6.2.1.

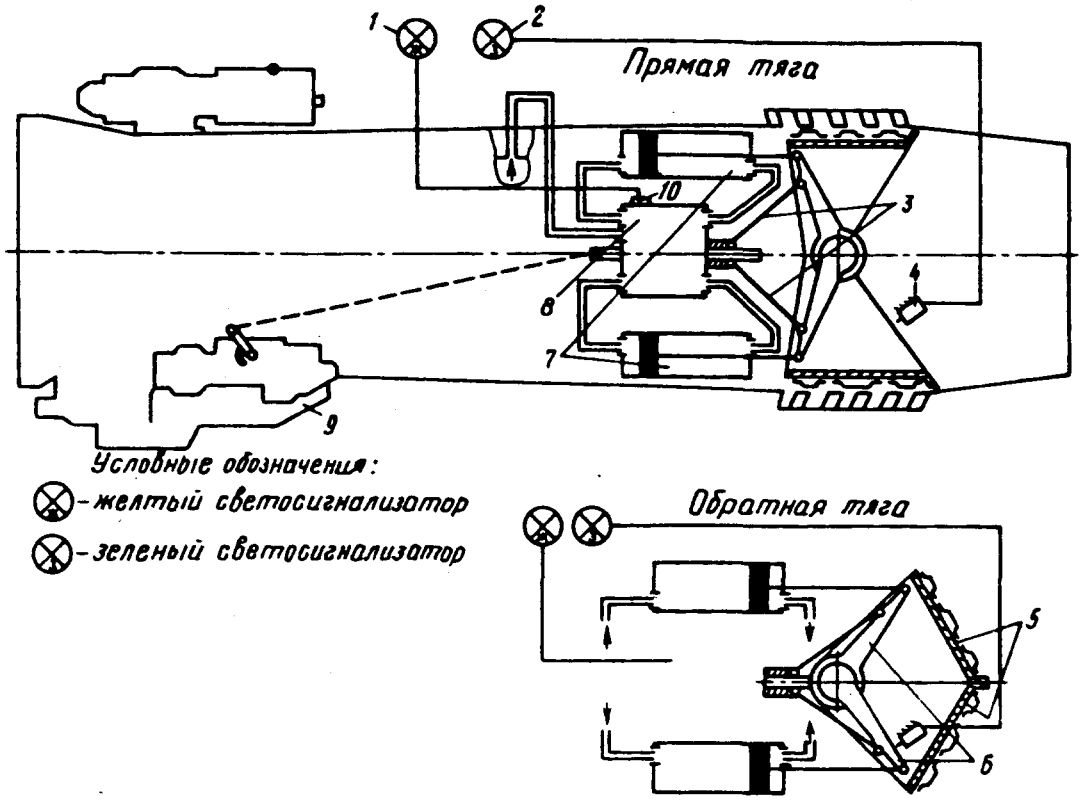
*Для самолетов, доработанных по бюллетеню, № 909-БУ-Г.



Принципиальная схема масляной, топливной, воздушной систем и системы пожаротушения двигателя:

1 — топливный бак; *2* — самолетный подкачивающий насос; *3* — подкачивающий насос ДЦН-44-ПЗТ; *4* — датчик расходомера; *5* — топливно-масляный радиатор; *6* — масляный бак; *7* — центробежный воздухоотделитель ЦВО-ФС-30; *8* — основной маслонасос ОМН-30; *9* — кран слива масла; *10* — редукционный клапан; *11* — обратный клапан; *12* — основной фильтр МФС-30; *13* — дренажный бачок; *14* — маслонасос откачки МНО-30; *15* — датчик замера давления и температуры масла на входе в двигатель; *16* — датчик замера температуры выходящих газов; *17* — клапан перепуска воздуха в наружный контур; *18* — гидроцилиндры управления заслонками перепуска воздуха (ЗПВ); *19* — гидроцилиндр распределительной заслонки отбора воздуха (ЗОВ); *20* — гидроцилиндр управления поворотом лопаток ВНА; *21* — топливные фильтры; *22* — центробежный регулятор ЦР-2В (для самолета Ту-134А — ЦР-2ВР); *23* — дроссельные заслонки; *24* — центробежный регулятор ЦР-1В (для самолета Ту-134А — НР-30АР); *25* — насос-регулятор НР-30 (для самолета Ту-134А — НР-30АР); *26* — датчик замера давления топлива на входе в насос-регулятор; *27* — датчик замера частоты вращения ротора (числа оборотов 2-го каскада компрессора); *28* — центробежный суфлер ЦС-30; *29* — перекрывная заслонка; *30* — топливный фильтр тонкой очистки; *31* — указатель давления топлива на входе в двигатель; *32* — трехстрелочный указатель давления топлива, давления и температуры масла; *33* — указатель расходомера топлива; *34* — указатель измерителя температуры выхлопных газов; *35* — указатель оборотов ротора 2-го каскада компрессора; *36* — средняя приборная доска; *37* — баллон с огнегасящим составом; *38* — диафрагма; 39 — термодатчик ДП-11 (2 шт.); *40* — штепсельный разъем; *41* — бортовая сеть; *42* — блок реле 2С7К-БР; *43* — кнопка контроля исправности ламп; *44* — кнопка включения электропитания пиропатронов; *45* — светосигнализатор пожара в двигателе; *46* — пиропатрон баллона

Изд. 404. Вклейка № 2, с – лицо, б/обор.



Функциональная схема управления реверсивным устройством:

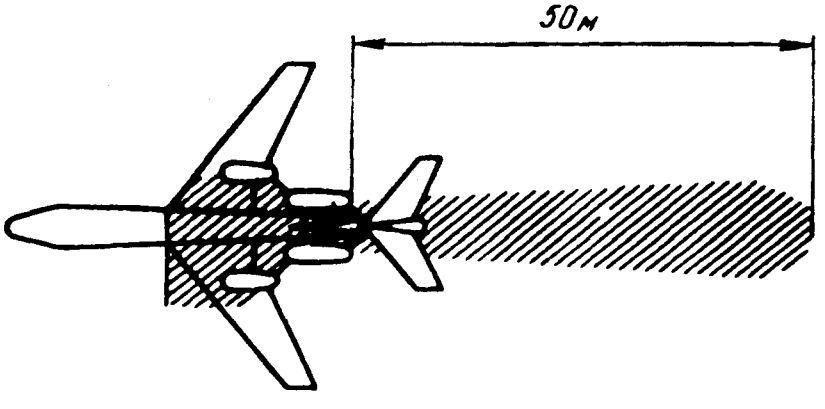
1 — светосигнализатор "ЗАМОК РЕВЕРСА"; *2* — светосигнализатор "РЕВЕРС ОТКРЫТ"; *3* — тяги синхронизатора; *4* — микровыключатель; *5* — створки; *6* — рычаги привода створок; *7* — силовые пневмоцилиндры; *8* — распределительный механизм; *9* — агрегат НР-30АР; *10* — микровыключатель.

Примечания: 1. Светосигнализатор "ЗАМОК РЕВЕРСА" горит при открытии замка реверсивного устройства.

2. Светосигнализатор "РЕВЕРС ОТКРЫТ" горит при перекладке створок в положение "ОБРАТНАЯ ТЯГА"

0.3. НОРМАЛЬНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Подготовка двигателя к запуску	Связь по СПУ со связным на земле	— надежная.
	Технический состав	— готов к запуску.
	Наземное оборудование и персонал	— на безопасном удалении (вне области, заштрихованной на рисунке).
	Все заглушки	— снять.
	Входные двери и грузовые люки	— закрыть.
	Колеса шасси	— затормозить, под колеса поставить колодки.
	Выключатель "КРЫЛЬЯ—КИЛЬ"	— выключить.
	Переключатели "НАДДУВ КАБИНЫ", "ОБОГРЕВ КАБИНЫ", "ВЕНТИЛЯЦИЯ НА МАЛЫХ ВЫСОТАХ", "ВЕНТИЛЯЦИЯ НА ЗЕМЛЕ", "ПИТАНИЕ АВТОМАТОВ"	— выключить.
	Сигнализация падения давления и перенадува кабины	— нажать кнопки и отпустить.
	В момент нажатия кнопок должны загореться светосигнализаторы.	



Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(2) Перед запуском двигателя	а) Все АЗС, необходимые для запуска, и АЗС системы пожаротушения	— включить.
	б) Напряжение бортовых аккумуляторов при нагрузках: 22 А — для 12САМ-55; 90—100 А для 20НКБН-25	— проверить (не менее 24 В)
	в) Аэродромное питание (при запуске от наземного источника)	— включить
	г) Напряжение аэродромного источника	— проверить (не менее 28,5 В)
	д) Преобразователь ПО-500	— включить.
	е) Приборы ИТ-2Т	— включить.
	ж) Выключатели генераторов	— выключить.
	з) Выключатели "ТОПЛИВОМЕРЫ"	— включить.
	и) Выключатель системы пожаротушения	— включить.
	По загоранию белого светосигнализатора убедиться в исправности системы	
	к) Кнопка проверки светосигнализатора пожара	— нажать и отпустить.
	л) Кнопка "КОНТРОЛЬ ЛАМП" на средней приборной доске*	— нажать.
	При этом главный выключатель выбора двигателя на щитке запуска поставить в положение "ПРАВЫЙ", а затем "ЛЕВЫЙ", после чего кнопку отпустить**.	
	При нажатой кнопке должны загореться светосигнальные табло "ПОЖАР СУ", "ВНА—10°", "ЗАМОК РЕВЕРСА", "РЕВЕРС ВКЛЮЧЕН", "НЕИСПРАВНОСТЬ ДВИГАТЕЛЯ", "ПРОВЕРЬ ДВИГАТЕЛЬ"***, "ВНИМАНИЕ", "ОБОРОТЫ СТАРТЕРА ВЕЛИКИ", ОТКАЗ ПРТ", "АПД РАБОТАЕТ", что свидетельствует об их исправности.	
	м) Выключатели автоматов расхода топлива	— включить.
	н) Переключатель "ПЕРЕКАЧКА"	— в положение "АВТОМАТ".
	о) Выключатели "ПИТАНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ"	— включить.
	При этом должны загореться зеленые светосигнализаторы контроля работы топливных насосов. По отсутствию давления на манометрах ДИМ-4Т при закрытых перекрывных (пожарных) кранах топлива убедиться в герметичности кранов.	

---

* На самолетах с унифицированными приборными досками (УПД) кнопки "КОНТРОЛЬ ЛАМП ТАБЛО" установлены на боковых пультах КВС и второго пилота.

** На самолетах с задней пассажирской дверью контроль ламп выполнять при закрытой двери.

*** Для самолетов, доработанных по бюллетеню № 909-БУ-Г.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(2) Перед запуском двигателя (прод.)	п) Выключатели "ПОЖАРНЫЕ КРАНЫ" — в положение «ОТКРЫТО».
	При открытии перекрывных (пожарных) кранов проверить загорание зеленых светосигнализаторов открытого положения перекрывных (пожарных) кранов.
	р) Рули управления самолетом — расстопорить.
	с) РУД — в положение "МАЛЫЙ ГАЗ".
	т) Рычаги останова двигателей — в положение "ОСТАНОВ".
	у) Рычаги управления реверсом — вперед до упора. Убедиться в легкости хода всех рычагов.
	Примечание. При запуске от бортовых аккумуляторов включение ИТ-2Т, ИВ-50П (ИВ-200)*, топливных подкачивающих насосов и проверку герметичности пожарных кранов производить после запуска ВСУ.
(3) Запуск двигателя от ВСУ	а) По сигналу с земли (по СПУ) — убедиться в готовности наземного персонала к запуску двигателя.
	б) ВСУ — запустить (РЛЭ, 6.2.4).
	в) Переключатель "ОТБОР ВОЗДУХА ОТ ВСУ" — в положение "АВТОМАТ".
	г) Крышка на щитке запуска — открыть.
	д) "ГЛАВНЫЙ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ" — включить
	е) Переключатель "РАБОТА—КОНТРОЛЬ -СОТ" — в положение "КОНТРОЛЬ". Загорается светосигнализатор "ТЕМПЕРАТУРА ВЕЛИКА".
	ж) Переключатель "РАБОТА—КОНТРОЛЬ СОТ" — в положение "РАБОТА", закрыть колпачком.
	з) Светосигнализатор "ТЕМПЕРАТУРА ВЕЛИКА" — горит
	и) Главный выключатель — в нейтральное положение Светосигнализатор "ТЕМПЕРАТУРА ВЕЛИКА" должен погаснуть.
	к) Главный выключатель — включить.
	л) Выключатель "ПРТ ДВИГАТЕЛЯ" — включить.

* Для самолетов, не доработанных по бюллетеню 2134 БУ-Г.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(3) Запуск двигателя от ВСУ (прод.)	м) Выключатель ПРТ-35	— в положение "РАБОТА" (среднее положение).
	н) Выключатель системы пожаротушения	— в положение "ВКЛЮЧ. СИСТЕМЫ".
	По загоранию белых светосигнализаторов убедиться в исправности системы пожаротушения.	
	о) Переключатель "ЗАПУСК—ПРОКРУТКА"	— в положение "ЗАПУСК".
	п) Давление топлива по манометру ДИМ-4Т	— не менее 0,8—1,0 кгс/см^2.
	р) Дать команду "От двигателей" и получить ответ с земли (по СПУ) "Есть от двигателей".	
	с) Рычаг останова двигателя	— перевести в положение "ЗАПУСК".
	т) Кнопка "ЗАПУСК"	— нажать на 1—2 с; одновременно включить секундомер.
	При этом должен загореться светосигнализатор "АПД РАБОТАЕТ".	
	у) Давление воздуха перед стартером по манометру на щитке контроля ВСУ (при H = 0)	— 1,5—2,6 кгс/см^2.
	В процессе запуска (время выхода на малый газ — не более 120 с) контролировать параметры работы двигателя.	
	ВНИМАНИЕ: 1. В ПРОЦЕССЕ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ КОРРЕКТИРОВАТЬ РАСХОД ТОПЛИВА ПЕРЕМЕЩЕНИЕМ РУД **ЗАПРЕЩАЕТСЯ.** 2. ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ ОТ ВСУ НАГРУЗКА НА ЕГО ГЕНЕРАТОР ДОЛЖНА БЫТЬ НЕ БОЛЕЕ 350 А. 3. В СЛУЧАЕ ПРЕКРАЩЕНИЯ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ ИЗ-ЗА ЗАГОРАНИЯ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОРА "ОПАСНЫЕ ОБОРОТЫ" СТАРТЕРА ПОВТОРНЫЙ ЗАПУСК ВОЗМОЖЕН ПОСЛЕ СНЯТИЯ БЛОКИРОВКИ ПУТЕМ ПЕРЕКЛЮЧЕНИЯ ГЛАВНОГО ВЫКЛЮЧАТЕЛЯ. ДЛЯ САМОЛЕТОВ, ДОРАБОТАННЫХ ПО БЮЛЛЕТЕНЮ № 992, ПОВТОРНЫЙ ЗАПУСК ВОЗМОЖЕН ТОЛЬКО ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ВСУ И ОБЕСТОЧИВАНИЯ БОРТСЕТИ.	
После запуска двигателя	а) "ГЛАВНЫЙ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ"	— в положение "ВЫКЛЮЧЕНО".
	б) Выключатель "ГЕНЕРАТОР"	— включить.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(4) После запуска двигателя (прод.)	в) Крышка щитка запуска — закрыть.
	г) Преобразователи: ПО-4500 — включить ПО-4500 резервный на вспомогательную шину — включить. При этом горит светосигнализатор "РЕЗЕРВНЫЙ ПО-4500 РАБОТАЕТ". Выключатель ИВ- 50П (ИВ-200)* — включить. Нажав кнопку "КОНТРОЛЬ", убедиться в исправности аппаратуры (см. РЛЭ, 6.2-5.).
	д) Кнопка проверки исправности прибора ИТ-2Т — нажать на 2—3с. При исправном измерителе температуры газа стрелка измерителя должна установиться в крайнее левое положение. **ВНИМАНИЕ:** 1. ПОСЛЕ НЕУДАВШЕГОСЯ ЗАПУСКА. КОГДА В ДВИГАТЕЛЬ ПОДАВАЛОСЬ ТОПЛИВО И НЕ ПРОИЗОШЛО ЕГО ВОСПЛАМЕНЕНИЯ, ПРОИЗВЕСТИ ХОЛОДНУЮ ПРОКРУТКУ ДВИГАТЕЛЯ И ПОВТОРИТЬ ЗАПУСК. ПОВТОРНЫЙ ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ ПРОИЗВОДИТЬ ТОЛЬКО ПОСЛЕ ПОЛНОЙ ОСТАНОВКИ РОТОРА КВД. В СЛУЧАЕ ПОВТОРНОГО НЕЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ ВЫЯСНИТЬ И УСТРАНИТЬ ПРИЧИНУ НЕ ЗАПУСКА. 2. ПЕРЕРЫВ МЕЖДУ ПОВТОРНЫМИ ЗАПУСКАМИ ДВИГАТЕЛЯ. ХОЛОДНЫМИ ПРОКРУТКАМИ ИЛИ "ЛОЖНЫМИ" ЗАПУСКАМИ ДОЛЖЕН БЫТЬ НЕ МЕНЕЕ 3 МИН. А ПОСЛЕ ПЯТИ ЗАПУСКОВ — 30 МИН, СЧИТАЯ С МОМЕНТА НАЖАТИЯ КНОПКИ "ЗАПУСК". 3. ПЕРЕД ЗАПУСКОМ ДВИГАТЕЛЯ ПОСЛЕ СТОЯНКИ СВЫШЕ ПЯТИ ДНЕЙ НЕОБХОДИМО ПРЕДВАРИТЕЛЬНО ПРОИЗВЕСТИ ХОЛОДНУЮ ПРОКРУТКУ. 4. ПОСЛЕ ВЫХОДА ДВИГАТЕЛЯ НА МАЛЫЙ ГАЗ ПЕРЕД ВЫКЛЮЧЕНИЕМ "ГЛАВНОГО ВЫКЛЮЧАТЕЛЯ"- УБЕДИТЬСЯ, ЧТО СВЕТОСИГНАЛИЗАТОР "ОПАСНЫЕ ОБОРОТЫ" СТАРТЕРА НЕ ГОРИТ.
(5) Холодная прокрутка двигателя	а) Рычаг останова двигателя — в положение "ОСТАНОВ".
	б) Переключатель "ЗАПУСК—ПРОКРУТКА" — в положение "ПРОКРУТКА". В остальном действовать, как при запуске двигателя.
	в) Частота вращения при холодной прокрутке — не менее 14 — 20%.

* Для самолетов, не доработанных по бюллетеню 2134 БУ-Г.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(5)Холодная прокрутка двигателя (прод.)	г) Давление масла на входе в двигатель	- не менее 0,2
	д) Время холодной прокрутки	- 30 с.
(6) Прогревдвигателя	1.Проработать на малом газе не менее 2 мин: плавно установить режим 0,2 номинального (75,5 - 76,5%) и проработать не менее 1 мин; при $t \leq 0$ ° С в зимних условиях и стоянке более 5 ч плавно установить режим 0,7 номинального и проработать не менее 1 мин. 2. При совмещении прогрева двигателей с рулением (кроме прогрева на режиме 0,7 номинального) для страгивания самолета с места стоянки разрешается кратковременно, не более 10 с, увеличивать режим до 0.7 номинального (87%) после прогрева на малом газе с последующим снижением до 0,2 номинального при общем времени работы двигателей на режиме 0,2 номинального не менее 1 мин. 3, После прогрева разрешается выводить двигатель на любой режим, включая взлетный. Параметры работы двигателей должны соответствовать значениям, приведенным в таблицах и на графиках (РЛЭ, 6.2.1.). **ВНИМАНИЕ:** 1. НЕ РЕКОМЕНДУЕТСЯ РАБОТА ДВИГАТЕЛЕЙ НА РЕЖИМАХ $П_2$ = 77 - 81,5%. 2. **ЗАПРЕЩАЕТСЯ** ВКЛЮЧАТЬ ПОС КРЫЛА И КИЛЯ И НАДДУВ КАБИНЫ САМОЛЕТА ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА РЕЖИМЕ $П_2$ ВЫШЕ 94%, ДЛЯ ДВИГАТЕЛЕЙ Д-30 3 СЕРИИ $П_2$= 93%. 3. НА ЗЕМЛЕ И В ПОЛЕТЕ ДО ВЫСОТЫ 2000 М ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА РЕЖИМАХ ВЫШЕ 95% ПОС ДВИГАТЕЛЕЙ И ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ ДВИГАТЕЛЕЙ РАЗРЕШАЕТСЯ ВКЛЮЧАТЬ НА ВРЕМЯ НЕ БОЛЕЕ 2 МИН.	
(7) Выключение двигателей на земле	а) РУД	- в положение МАЛЫЙ ГАЗ".
	б) Охладить двигатели на режиме "МАЛЫЙ ГАЗ"	- не менее 2 мин.
	При температуре наружного воздуха $t_{нв}$ = 5 ° С и ниже, в целях равномерного охлаждения деталей, перед выключением двигателя проработать на режиме малого газа не менее 4 мин. Если выключение двигателя производится после посадки самолета, время работы на малом газе 4 мин, считая с момента касания колесами самолета ВПП и до выключения двигателя. В процессе руления допускается кратковременное (на 10-15 с не более) повышение режима работы двигателя с последующим снижением режима до малого газа. Перед выключением двигателя, непосредственно после запуска, необходимо для продувки дренажной системы проработать на малом газе не менее 1 мин.	
	в) Генераторы	- выключить
	г) Кнопка "ВКЛ.АКК. НА СЕТЬ ПОСЛЕ ОСТАНОВА ДВИГАТЕЛЕЙ"	- нажать(на коротроткий период) одновременно с выключением последнего генератора.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(7) Выключение двигателей на земле (прод.)	д) Рычаги останова двигателей — в положение "ОСТАНОВ".
	е) Плавность выбега — контролировать по тахометру ИТЭ-2. При необходимости измерить время выбега 8,5 % частоты вращения, которое должно быть: не менее 90 с — для ротора 1-го каскада; не менее 50 с — для ротора 2-го каскада (независимо от модификации двигателя).
	ж) После останова двигателей: выключатели "ПОЖАРНЫЕ КРАНЫ" — в положение ЗАКРЫТО"; выключатели "ПИТАНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ" — выключить.
	з) Закрыть заглушками каналы воздухозаборников, а через 10 - 15 мин — реактивные сопла **ВНИМАНИЕ:**.1. НОРМАЛЬНЫЙ ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЕЙ ЗАКРЫТИЕМ ПЕРЕКРЫВНЫХ (ПОЖАРНЫХ) КРАНОВ ТОПЛИВА **ЗАПРЕЩАЕТСЯ.** 2. ПОСЛЕ ВЫНУЖДЕННОГО ОСТАНОВАВ ДВИГАТЕЛЕЙ ЗАКРЫТИЕМ ПЕРЕКРЫВНЫХ (ПОЖАРНЫХ) КРАНОВ ТОПЛИВА ПОВТОРНЫЙ ЗАПУСК **ЗАПРЕЩАЕТСЯ.**
(8) Эксплуатация двигателей	а) Горизонтальный полет производить на всех режимах работы двигателей. Работа на n_2 = 77 + 81,5% не рекомендуется.
	б) Применение взлетного режима разрешается в течение 5 мин (не более) только с выключенным отбором воздуха.
	в) При приемистости с любого режима превышение температуры газов за турбиной не должно быть более 630°С для двигателей Д-30 сер. 1, 2, 3. При полете по кругу и снижении по глиссаде разрешается использовать режим работы двигателей n_2 = 77 + 81,5% без ограничений.
(9) Особенности эксплуатации двигателей при температуре 5° С и ниже Общие указания	а) Перед запуском двигателей необходимо убедиться в отсутствии льда на лопатках ВНА и рабочих лопатках I ступени КНД и проверить от руки вращение роторов КНД. Если на лопатках имеется лед и (или) не вращается ротор, прогреть проточную часть двигателя горячим (не выше 80 °С) воздухом для удаления льда и проверить вращение ротора. Механическое скалывание льда **запрещается.** **ВНИМАНИЕ.** ЗАПУСКАТЬ ДВИГАТЕЛЬ ПРИ НАЛИЧИИ ЛЬДА И СНЕГА НА ЛОПАТКАХ ВНА, РАБОЧИХ ЛОПАТКАХ I СТУПЕНИ КНД И НА ЭЛЕМЕНТАХ ВХОДНОГО КАНАЛА **ЗАПРЕЩАЕТСЯ.**

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(9) Особенности эксплуатации двигателей при температуре 5 °С и ниже Общие указания (прод.)	б) При температуре воздуха 5 °С и ниже и наличии облачности, тумана, снегопада, дождя или мороси работа двигателей допускается только с включенной ПОС двигателей.
	в) Перед запуском двигателя необходимо подогреть от аэродромных средств насос-регулятор НР-30АР (область автомата запуска, фильтра подвода воздуха к ТАЗ), переходник, охлаждающий масло, нижнюю часть входного направляющего аппарата КНД, маслорадиатор, маслобак, воздушный стартер. Подогрев производить горячим (не выше 80 °С) воздухом до повышения температуры масла на входе в двигатель не ниже 10 °С, если стоянка самолета продолжалась: более 2 ч при температуре наружного воздуха от −30 до −40 °С — в течение 20 мин (не менее); более 1 ч при температуре наружного воздуха −40 °С — в течение 30 мин (не менее).
	г) При отрицательных температурах воздуха после останова двигателя плотно закрыть заглушками воздухозаборник и реактивное сопло во избежание попадания в двигатель снега.
	д) При температуре воздуха ниже −45 °С выключать двигатели с n_2 = 84% с выдержкой на этом режиме не менее 2 мин.
(10) Пользование рычагами управления двигателями	а) Перемещение РУД и РОД производить только при расстопоренных рулях управления самолетом.
	б) Установку РУД в положение "МАЛЫЙ ГАЗ" производить перемещением РУД вперед до вертикального положения с последующим перемещением их назад до упора малого газа.
	в) Всякое перемещение РУД на земле и в полете производить плавно, без рывков и больших усилий.
	г) Для предотвращения самопроизвольного перемещения РУД при работе двигателей на земле и в полете необходимо притормаживать их с помощью ручного тормоза. Перед взлетом убедиться, что рычаги управления реверсивным устройством тяги и остановом двигателей зафиксированы (стоят на защелках), светосигнализаторы "ЗАМОК РЕВЕРСА" и "РЕВЕРС ОТКРЫТ" не горят. В полете запрещается снимать с защелок рычаги управления реверсивным устройством тяги и остановом двигателей. Рычаги управления реверсивным устройством из зафиксированного положения должны выводиться только после приземления или при прерванном взлете самолета для включения реверсивного устройства.
(11) Применение реверсивного устройства тяги при посадке	а) РУД — в положение "МАЛЫЙ ГАЗ". Рычаги реверсивного устройства — на себя до упора.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(11) Применение реверсивного устройства тяги при посадке	б) Светосигнализаторы "ЗАМОК РЕВЕРСА" и "РЕВЕРС ВКЛЮЧЕН" - контролировать загорание
	в) Параметры работы двигателей - контролировать.
	г) Реверсивное устройство на скорости Vпр = 110 км/ч - выключить.
	д) Светосигнализаторы "ЗАМОК РЕВЕРСА" и "РЕВЕРС ВКЛЮЧЕН" - контролировать
	ВНИМАНИЕ: 1. В СЛУЧАЕ ПОСАДКИ НА МОКРУЮ, ОБЛЕДЕНЕВШУЮ ВПП, ОТКАЗА ТОРМОЗОВ И Т.Д. ДОПУСКАЕТСЯ ПОЛЬЗОВАТЬСЯ РЕВЕРСИВНЫМ УСТРОЙСТВОМ ТЯГИ ДО ПОЛНОЙ ОСТАНОВКИ САМОЛЕТА. 2. ОБ ИСПОЛЬЗОВАНИИ РЕВЕРСИВНОГО УСТРОЙСТВА ТЯГИ ДО ОСТАНОВ САМОЛЕТА ПОСЛЕ ПОСАДКИ СООБЩИТЬ НАЗЕМНОМУ ПЕРСОНАЛУ. 3. ИСПОЛЬЗОВАТЬ РЕВЕРСИВНОЕ УСТРОЙСТВО ТЯГИ ДЛЯ РУЛЕНИЯ "ХВОСТОМ ВПЕРЕД" ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

4. НЕИСПРАВНОСТИ

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Прекращение запуска двигателя	Рычаг останова - в положение "ОСТАНОВ". Кнопка "ПРЕКРАЩЕНИЕ ЗАПУСКА" - нажать и отпустить.
(2) Неисправности, при которых необходимо немедленно прекратить запуск.	а) Не отключается стартер при частоте вращения 2-го каскада 45—48 % или через 60 с после нажатия кнопки "ЗАПУСК".
	б)Отсутствует давление масла при частоте вращения 2-го каскада 20%.
	в) Зависание частоты вращения роторов.
	г) Повышение температуры газов за турбиной до 525 °С при $t_{нв} \geq 15$ °С и до 475 °С при $t_{нв} < 15$ °С.
	д) Загорание светосигнальных табло "СТРУЖКА В МАСЛЕ", "ДАВЛЕНИЕ МАСЛА МАЛО", "ПОЖАР СУ". Загорание светосигнальных табло "ЗАМОК РЕВЕРСА", "РЕВЕРС ВКЛЮЧЕН", "НЕИСПРАВНОСТЬ ДВИГАТЕЛЯ", "ПРОВЕРЬ ДВИГАТЕЛЬ"*.
	е) Повышение температуры масла более 90 °С.
	ж) Повышение давления топлива перед форсунками более 60 $кгс/см^2$, для двигателей Д-30 3 серии 65 $кгс/см^2$.

*Для самолетов , доработанных по бюллетеню № 909-БУ-Г.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(2) Неисправности, при которых необходимо немедленно прекратить запуск (прод.)	з) Появление постороннего шума в двигателе.	
	и) Появление течи топлива или масла.	
	к) Появление факеления или сильного дымления из реактивного сопла.	
	л) Обледенение воздухозаборника.	
	м) Самопроизвольное движение самолета.	
	н) Отказ приборов контроля работы двигателя.	
	о) Загорание светосигнализатора "ОПАСНЫЕ ОБОРОТЫ" стартера.	
	п) Загорание светосигнализатора "ТЕМПЕРАТУРА ВЕЛИКА".	
(3) Экстренное выключение двигателя	а) Рычаг останова	— в положение "ОСТАНОВ".
	б) Выключатель "ПОЖАРНЫЙ КРАН"	— в положение "ЗАКРЫТО".
	в) Генераторы	— выключить.
	г) Выключатель "НАДДУВ КАБИНЫ"	— в положение "ЗАКРЫТО".
	д) Кран кольцевания топлива двигателей	— открыть.
	ВНИМАНИЕ: 1. ПРИ ЭКСТРЕННОМ ВЫКЛЮЧЕНИИ ДВИГАТЕЛЯ РУКОВОДСТВОВАТЬСЯ ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕМ (СМ. РЛЭ, 6.2.2.). 2. ЕСЛИ ЭКСТРЕННОЕ ВЫКЛЮЧЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯ С РЕЖИМА ВЫШЕ МАЛОГО ГАЗА НЕ БЫЛО СВЯЗАНО С ОТКЛОНЕНИЯМИ В РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЯ, А ТАКЖЕ В СЛУЧАЕ БЫСТРОГО УСТРАНЕНИЯ ДЕФЕКТОВ НЕОБХОДИМО НЕ БОЛЕЕ ЧЕМ ЧЕРЕЗ 15 МИН ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ЗАПУСТИТЬ ДВИГАТЕЛЬ, ПРОРАБОТАТЬ НА РЕЖИМЕ МАЛОГО ГАЗА 2 МИН И НА РЕЖИМЕ 0,2 НОМИНАЛЬНОГО — 1 МИН, ПОСЛЕ ЧЕГО ПРОДОЛЖИТЬ РАБОТУ ИЛИ ОСТАНОВИТЬ ДВИГАТЕЛЬ В СООТВЕТСТВИИ С РЕКОМЕНДАЦИЯМИ, ИЗЛОЖЕННЫМИ В П. (11), ПАРАГРАФА 0.3, РЛЭ, 6.2.2. "ВЫКЛЮЧЕНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ЗЕМЛЕ". ПРИ НЕВЫПОЛНЕНИИ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.	
(4) Неисправности, требующие выключения или уменьшения режима работы двигателя: а) Выброс пламени (факеления) из реактивного сопла б) Течь топлива или масла в) Срабатывание сигнализации о пожаре	Экстренно выключить двигатель.	

Условия (этап) работы	Необходимые действия
г) Увеличение виброскорости более 90% (для ИВ-200 – 90 мм/с)**. д) Загорание светосигнальных табло "ЗАМОК РЕВЕРСА" и "РЕВЕРС ВКЛЮЧЕН" е) Помпаж двигателя (хлопки, падение частоты вращения ротора двигателя с ростом температуры газов)	← Экстренно выключить двигатель.
ж) Загорание светосигнализа-тора "ТЕМПЕРАТУРА ВЕЛИКА" (только при запуске на земле)	а) Экстренно выключить двигатель. При этом горит светосигнализатор "ТЕМПЕРАТУРА ВЕЛИКА".
	б) Выяснить причину срабатывания СЗТ.
з) Загорание светосигнального табло "ЗАМОК РЕВЕРСА"	Двигатель не выключать, усилить контроль за температурой газа за турбиной, а также за светосигнальными табло "ЗАМОК РЕВЕРСА", "РЕВЕРС ВКЛЮЧЕН" и положением РУД. **ВНИМАНИЕ.** ПРИ ЗАГОРАНИИ ЗЕЛЕНОГО СВЕТОСИГНАЛИЗАТОРА "РЕВЕРС ВКЛЮЧЕН" ДВИГАТЕЛЬ ЭКСТРЕННО ВЫКЛЮЧИТЬ.
и) Повышение температуры газа за турбиной более 630 °С	а) Уменьшить режим работы двигателя до значения, при котором параметры двигателя станут нормальными.
к) Повышение температуры масла более 90 °С	б) На этом режиме продолжить полет, усилив контроль за параметрами двигателя.
	в) Если при уменьшении режима работы двигателя или в процессе полета на пониженном режиме значения параметров не соответствуют ТУ, двигатель экстренно выключить.
л) Несоответствие давления масла ТУ или загорание светосигнальных табло "ДАВЛЕНИЕ МАСЛА МАЛО", НЕИСПРАВНОСТЬ ДВИГАТЕЛЯ", "ПРОВЕРЬ ДВИГАТЕЛЬ" *.	а) На этом режиме продолжать полет, усилив контроль за параметрами двигателя, особенно за температурой масла.
	б) Если параметры двигателя не соответствуют ТУ или наблюдается рост температуры масла, уменьшить режим работы двигателя до значения, при котором параметры двигателя станут нормальными или прекратится рост температуры масла.
	в) Если при уменьшении режима работы двигателя или в процессе полета на пониженном режиме значения параметров не соответствуют ТУ, двигатель экстренно выключить.

*Для самолетов, доработанных по бюллетеню № 909-БУ-Г.
** Для самолетов, не доработанных по бюллетеню 2134 БУ-Г.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
м) Загорание светосигнальных табло "СТРУЖКА В МАСЛЕ", "НЕИСПРАВНОСТЬ ДВИГАТЕЛЯ, "ПРОВЕРЬ ДВИГАТЕЛЬ"*	а) На всех этапах полета (кроме взлета) в нормальных условиях двигатель выключить. На взлете двигатель не выключать. Выключение двигателя произвести после набора безопасной высоты. б) При полете с одним выключенным двигателем или при полете в особых условиях (в зоне обледенения, грозовой деятельности, в горной местности и др.) двигатель не выключать, а установить ему режим работы, на котором величины давления, температуры масла и виброскорости будут соответствовать ТУ. Если это не обеспечивается, двигатель выключить.
н) Загорание светосигнальных табло "ТОПЛИВНЫЙ ФИЛЬТР ЗАСОРЕН", "НЕИСПРАВНОСТЬ ДВИГАТЕЛЯ", ПРОВЕРЬ ДВИГАТЕЛЬ"*	а) Если частота вращения ротора двигателя не уменьшается, то продолжить полет на заданном режиме, усилив контроль за давлением топлива. б) Если частота вращения ротора двигателя падает, то установить РУД путем плавной уборки его в положение, при котором падение частоты вращения прекратится, и продолжить полет на этом пониженном режиме работы двигателя. в) Если уменьшение режима работы двигателя при уборке РУД не приостанавливает снижения частоты вращения, то уменьшить высоту полета. Если и после этого частота вращения продолжает снижаться, двигатель выключить. **ВНИМАНИЕ:** ПРИ ЗАГОРАНИИ СВЕТОСИГНАЛЬНЫХ ТАБЛО «ТОПЛИВНЫЙ ФИЛЬТР ЗАСОРЕН» ЛЕВОГО И ПРАВОГО ДВИГАТЕЛЕЙ ПРОИЗВЕСТИ ПОСАДКУ НА БЛИЖАЙШЕМ АЭРОДРОМЕ.
о) Загорание светосигнализатора "ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА"	а) Убедиться по указателю в наличии повышенной величины виброскорости более 50 %. (50 мм/с)**.
	б) При величине виброскорости более 90 % (более 90 мм/с)** двигатель экстренно выключить с любого режима.
	в) При значении виброскорости в пределах 50—90 % (50—90 мм/с)** уменьшить режим работы двигателя для снижения величины виброскорости. Если при этом светосигнализатор погаснет и величина виброскорости станет менее 50 % (50 мм/с)**, продолжить полет на этом режиме, усилив контроль за параметрами двигателя.
	г) Если при уменьшении режима работы двигателя до малого газа величина виброскорости превышает 50 % (50 мм/с)**, неисправный двигатель выключить, предварительно убедившись в исправности аппаратуры ИВ-50П (ИВ-200).** При нажатии кнопки "КОНТРОЛЬ" стрелка указателя должна установиться в диапазоне шкалы 75—95 % (60—100 мм/с)**, а светосигнализатор — гореть.
	д) При обнаружении неисправности аппаратуры ИВ-50П (ИВ-200)** (стрелка указателя не устанавливается в указанном выше диапазоне) и отсутствии отклонений параметров двигателя от их нормальных значений вывести двигатель на требуемый режим и продолжить полет до базового аэродрома, усилив контроль за параметрами двигателя.

*Для самолетов, доработанных по бюллетеню № 909-БУ-Г.
** Для самолетов, не доработанных по бюллетеню 2134 БУ-Г.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(4) Неисправности, требующие выключения или уменьшения режима работы двигателя: Загорание сетосигнализатора "ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА" (прод.)	ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ. НА ВЗЛЕТЕ, КОГДА КВС ПРИНИМАЕТ РЕШЕНИЕ ПРОДОЛЖИТЬ ВЗЛЕТ, ВЫКЛЮЧЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯ ПРОИЗВОДИТЬ ТОЛЬКО ПРИ ЗАГОРАНИИ СВЕТОСИГНАЛЬНОГО ТАБЛО "ПОЖАР СУ", А ТАКЖЕ В СЛУЧАЕ ЗАГОРАНИЯ СВЕТОСИГНАЛЬНЫХ ТАБЛО "ЗАМОК РЕВЕРСА" И "РЕВЕРС ВКЛЮЧЕН". ПРИ ВОЗНИКНОВЕНИИ ОСТАЛЬНЫХ ВЫШЕПЕРЕЧИСЛЕННЫХ НЕИСПРАВНОСТЕЙ ВЫКЛЮЧЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯ ИЛИ ПЕРЕВОД ЕГО НА ПОНИЖЕННЫЙ РЕЖИМ РАБОТЫ ПРОИЗВОДИТЬ ТОЛЬКО ПОСЛЕ НАБОРА БЕЗОПАСНОЙ ВЫСОТЫ (ВЫСОТЫ КРУГА).	
(5) Выключение двигателя в полете, не связанное с его экстренным остановом	а) РУД	— в положение "МАЛЫЙ ГАЗ".
	б) Двигатель на режиме малого газа	— проработать не менее 1 мин.
	в) Генераторы	— выключить.
	г) Рычаг останова	— в положение "ОСТАНОВ.".
	д) Выключатель "ПОЖАРНЫЙ КРАН"	— в положение "ЗАКРЫТО".
	е) Кран "НАДДУВ КАБИНЫ"	— в положение "ЗАКРЫТО".
	ж) Кран кольцевания топлива	— открыть.
	Примечание. В тренировочных полетах после выключения двигателя перекрывной (пожарный) кран топлива не закрывать и не выключать выключатель "ПИТАНИЕ ДВИГАТЕЛЯ".	
(6) Запуск двигателя в полете	Запуск двигателя в полете производить до высоты:	
	Д-30 сер. 2	— 8000 м включительно
	Д-30 сер. 3	— 7000 м включительно
	При этом частота вращения при авторотации должна быть не менее:	
	n_2 = 10,5%	— на высотах до 4000 м;
	n_2 = 13%	— на высотах более 4000 м;
	n_2 = 13÷17%	— на высоте 8000 м.
	а) РУД	— в положение "МАЛЫЙ ГАЗ".
	б) РОД	— в положение "ОСТАНОВ".
	в) Выключатели "ПИТАНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ"	— включить.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(6) Запуск двигателя в полете (прод.)	г) Выключатель "ПОЖАРНЫЙ КРАН"	— в положение "ОТКРЫТО".
	Дать команду: "Запускаю правый (левый) двигатель".	
	д) Кнопка "ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ В ВОЗДУХЕ"	— нажать на 1—2 с; одновременно включить секундомер.
	При этом должен загореться светосигнализатор "АПД РАБОТАЕТ".	
	е) РОД через 5—8 с после нажатия кнопки	— в положение "ЗАПУСК".
	ж) В процессе запуска (время выхода на малый газ — не более 120 с) контролировать параметры двигателя	
	з) Двигатель на режиме малого газа	— проработать не менее 1 мин.
	и) Кран "НАДДУВ КАБИНЫ"	— в положение "ОТКРЫТО".
	к) Кран кольцевания топлива	— закрыть.
	ВНИМАНИЕ: 1. ПОСЛЕ ОСТАНОВА ДВИГАТЕЛЯ ЗАКРЫТИЕМ ПЕРЕКРЫВНОГО (ПОЖАРНОГО) КРАНА ТОПЛИВА ЗАПУСКАТЬ ДВИГАТЕЛЬ **ЗАПРЕЩАЕТСЯ.** 2. ПРИ ЗАПУСКЕ ДОПУСКАЕТСЯ ПРЕВЫШЕНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА ЗА ТУРБИНОЙ ДО 525 °С (НЕ БОЛЕЕ). 3. ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ **ЗАПРЕЩАЕТСЯ.**	
(7) При запуске двигателя в полете светосигнализатор "АПД РАБОТАЕТ" не горит или гаснет после отпускания кнопки	Кнопка "ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ"	— нажать и удерживать 60 с.
(8) Отсутствие воспламенения топлива или "зависание" оборотов при запуске двигателя в воздухе	В случае неудавшегося запуска необходимо увеличить обороты авторотации на 2% за счет увеличения скорости полета. После трех неудавшихся запусков снизить высоту полета до 4 000 м и запустить двигатель на соответствующих оборотах авторотации не ниже 10,5%.	

6.2.3.
ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

6.2.3. ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА (ТС)

0.1. ОПИСАНИЕ

(1) ТС предназначена для бесперебойного питания двигателей топливом в любых условиях полета при различных режимах работы двигателей и обеспечивает необходимую дальность и продолжительность полета с сохранением центровки самолета в допустимых пределах.

(2) ТС самолета включает:

(а) основную ТС;
(б) систему заправки;
(в) систему дренажа;
(г) систему подачи топлива к ВСУ;
(д) систему автоматики и измерения количества топлива.

Функциональные схемы топливной системы приведены в РЛЭ, 6.2.3.

а) Основная ТС обеспечивает питание двигателей топливом и автоматическое регулирование подачи топлива на всех режимах работы двигателей.

Топливо, размещенное в шести баках-кессонах, подается в расходные отсеки насосами перекачки ЭЦН-91 в соответствии с установленным порядком расхода. Насосами подкачки ЭЦН-45 топливо подается по трубопроводам через перекрывной кран топлива к насосу двигателя ДЦН-44-ПЗТ и затем через расходомер РТСВ-10-8, топливно-масляный радиатор (изд. 62) и топливный фильтр самолета — к насосу-регулятору НР-30АР двигателя.

Система подкачки топлива к двигателям выполнена раздельно. Для объединения топливных магистралей установлен кран кольцевания топлива на трубопроводе, соединяющем магистрали.

б) Система заправки предназначена для заправки самолета топливом от топливозаправщика или от аэродромной системы централизованной заправки (ЦЗ). Заправку самолета топливом производят с помощью системы ЦЗ. Горловина системы централизованной заправки расположена на переднем лонжероне правой половины крыла.

В исключительных случаях, а также при отказе системы ЦЗ заправку производят через верхние заливные горловины.

Заправка самолета топливом ведется согласно графику очередности заправки (РЛЭ, 6.2.3).

Заправочная вместимость топливной системы

Двигатель № 1		Двигатель № 2	
№ бака	Заправочная вместимость, л	№ бака	Заправочная вместимость, л
1	4910	1	4910
2	2190	2	2190
3	1150	3	1150
Итого	8250	Итого	8250

Общая заправочная вместимость при централизованной заправке	16500 л (13200 кг при $\gamma_т$ = 0,8 г/см^3)
Полная вместимость баков при заправке через заливные горловины . . .	17500 л
Несливаемый остаток топлива	Не более 130 кг
Невырабатываемый остаток топлива без учета несливаемого остатка . . .	Не более 100 кг

На самолетах с двумя дополнительными топливными мягкими баками в центроплане вместимость топливной системы увеличивается на 1500 л.

в) Система дренажа топливных баков самолета — открытого типа, раздельная для баков правой и левой половин крыла; обеспечивает связь полости баков с атмосферой. Через заборники, расположенные на обшивке фюзеляжа у шп. № 25, в нижней его части, воздух проходит петлю, трубопроводы и попадает в баки № 1, 2 и 3.

г) Система подкачки топлива к ВСУ осуществляется от магистрали, питающей двигатель № 1. Схема и описание ВСУ приведены в РЛЭ, 6.2.4.

д) Расходомер топлива — суммирующий весовой (РТСВ-10-8), предназначен для дистанционного измерения в единицах массы (кг) остатка топлива в топливных баках каждого двигателя.

Расходомер предназначен для работы на топливе трех сортов. При топливе Т-1 переключатель сорта топлива (кремальера "СТ" на лицевой стороне показывающего прибора) устанавливается в нейтральное (среднее) положение. При использовании другого топлива кремальера "СТ" устанавливается в соответствующее положение. Ошибка суммарного показания одного указателя расходомера накапливается по мере выработки топлива и может достигать ±320 кг.

е) Система автоматики и измерения количества топлива имеет три модификации: СЭТС-470 (расходный отсек в баке-кессоне № 2), СЭТС-470А (расходный отсек в баке-кессоне № 1), СЭТС-470Б (расходный отсек в баке-кессоне № 1, два дополнительных — в фюзеляже).

Система автоматики и измерения количества топлива состоит из трех частей: электроемкостного топливомера, автомата расхода и автомата заправки самолета топливом.

Электроемкостный топливомер позволяет измерять количество топлива, находящегося в каждом баке, а также общее количество топлива во всех баках (раздельно для левого и правого двигателя). Измерение количества топлива производится с помощью двухстрелочного указателя УТД-52.

Примечание. Топливомер не измеряет невырабатываемый насосами остаток топлива.

Автомат расхода регулирует выработку топлива по заданной программе с сигнализацией очередности выработки и остатка топлива (2400 кг — для систем СЭТС-470А и СЭТС-470Б, 2200 кг — для системы СЭТС-470).

Очередность выработки топлива из баков-кессонов № 1, 2, 3 соответственно левой и правой половин крыла в расходные отсеки определяется порядком включения перекачивающих насосов ЭЦН-91.

Автомат заправки регулирует заправку самолета топливом при централизованной заправке.

(3) Управляющие элементы ТС, приборы контроля и сигнализация расположены на верхнем электрощитке пилотов, средней и правой приборных досках пилотов (РЛЭ, 6.2.3).

Автоматы защиты ТС находятся на левой и правой панелях АЗС. Приборы контроля и сигнализация дают возможность контролировать работу агрегатов, автоматики и остаток топлива. Светосигнальное табло остатка топлива включается при остатке топлива 1100 кг в баке-кессоне № 2 (топливная система с расходным баком в баке-кессоне № 2) и при остатке 1200 кг в баке-кессоне № 1 (топливная система с расходным баком в баке-кессоне № 1).

Управление ТС может осуществляться автоматически и вручную.

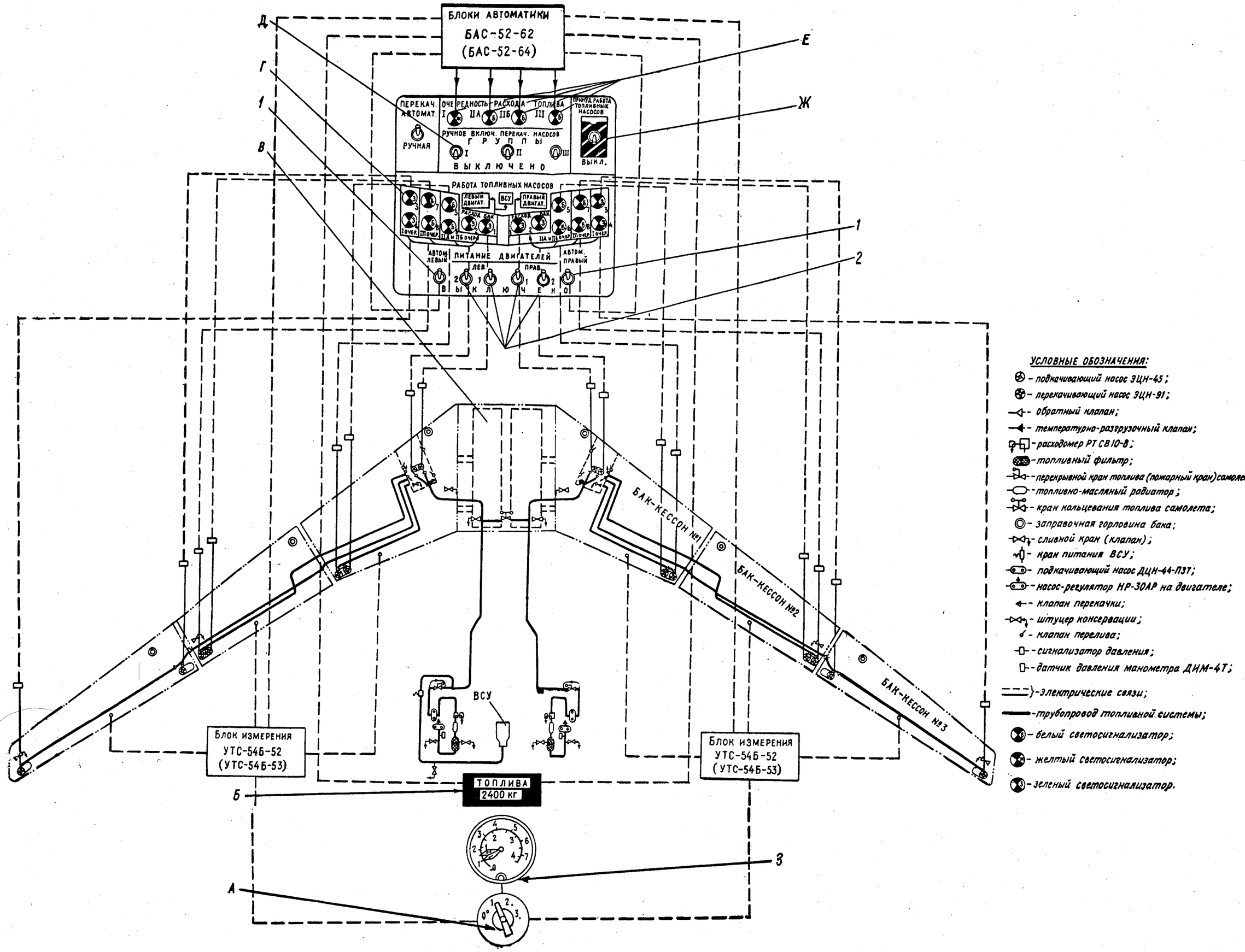


Схема автоматической системы расхода топлива (показан момент расхода из I очереди): *1* — выключатели блока автоматической системы расхода топлива; *2* — выключатели топливоподкачивающих насосов ЭЦН-45

А. После каждой проверки количества топлива переключатель топливомера установить в положение расходной очереди.

Б. При остатке топлива 1200 кг в баке-кессоне № 1 загорается светосигнальное табло "ТОПЛИВА 2400 кг".

В. На некоторых самолетах устанавливаются дополнительные мягкие топливные баки. Выработка топлива из этих баков идет совместно с выработкой из баков № 1 (система топливоизмерения СЭТС-470Б).

Г. Работу насосов контролировать по загоранию их светосигнализаторов.

Д. При отказе автоматической системы расхода топлива включить выключатели "РУЧНОЕ ВКЛЮЧ. ПЕРЕКАЧ. НАСОСОВ".

Е. Правильность работы автомата расхода топлива определяется по загоранию светосигнализаторов в соответствии с порядком расхода топлива.

Ж. Если при ручном включении насосов I и III очередей светосигнализаторы работы топливных насосов не загораются, включить выключатель "ПРИНУД. РАБОТА ТОПЛИВНЫХ НАСОСОВ". При этом следить по топливомеру, чтобы количество топлива в баке-кессоне № 1 было в пределах:

3000—3500 кг при перекачке из I очереди;

1700—2200 кг при перекачке из III очереди.

З. Нажатием кнопки на указателе убедиться в работоспособности системы по отклонению стрелок указателя к нулевой отметке шкалы

б/обор.

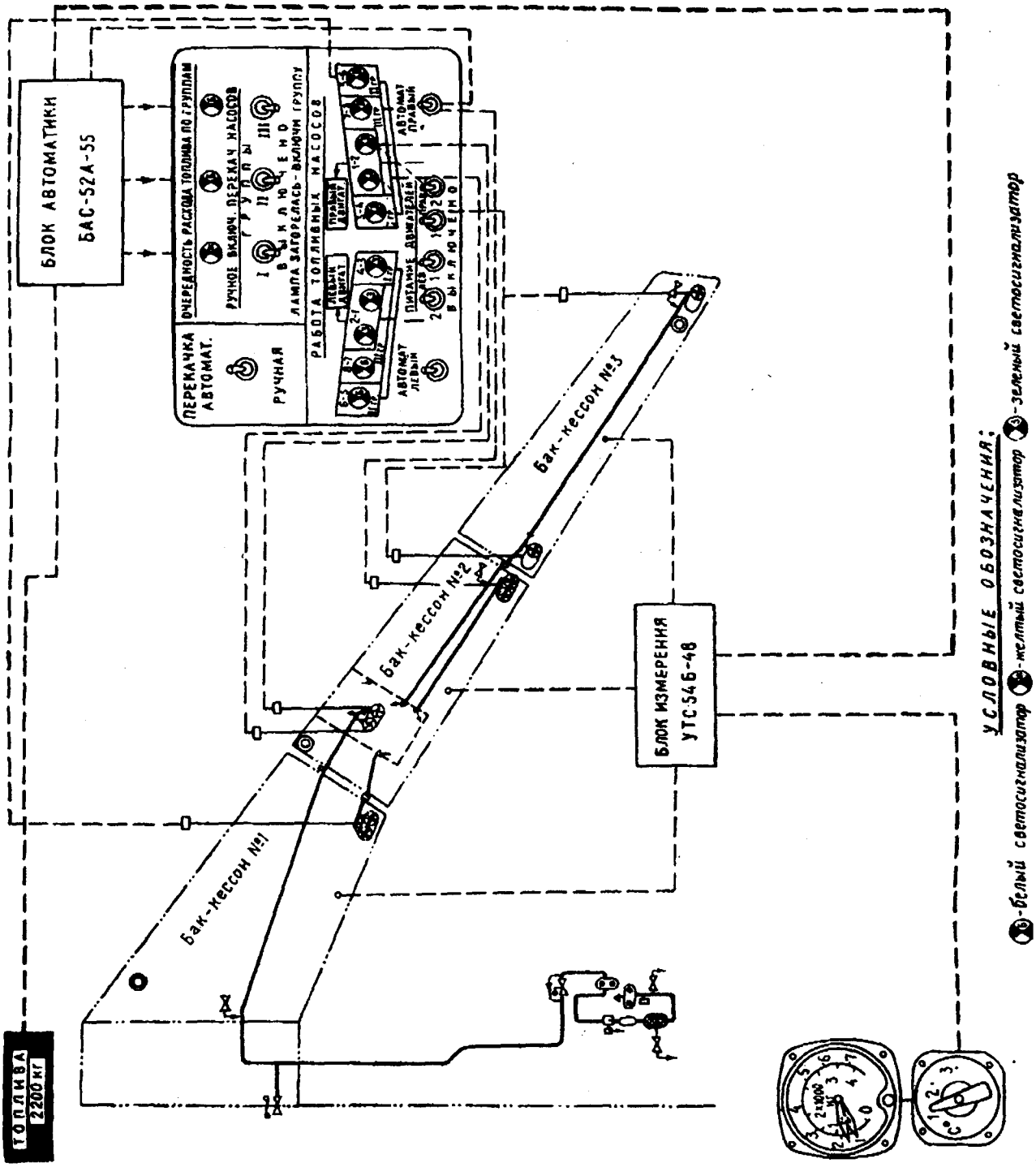


Схема автоматической системы расхода топлива для самолетов до № 04-01 (показан момент расхода из I очереди)

Приборы контроля ТС питаются от источника переменного тока 115 В 400 Гц, агрегаты топливной системы — от источника 27 В.

При обесточенной основной электросети самолета управление расходом топлива ведется вручную. Питание топливных насосов осуществляется от генераторов работающих двигателей и аварийной шины (аккумуляторной).

Для системы с расходным баком в баке-кессоне № 1

насосы	питаются от генератора
№ 1, 5 (прав.)	№ 2
№ 1, 5 (лев.)	№ 3
№ 2, 6 (прав.)	№ 4
№ 2, 6 (лев.)	№ 1

насосы № 4, 7 (прав. и лев.) питаются от аварийной шины.

Для системы с расходным баком в баке-кессоне № 2

насосы	питаются от генератора
№ 1, 7 (прав.)	№ 2
№ 1, 7 (лев.)	№ 3
№ 2, 8 (прав.)	№ 4
№ 2, 8 (лев.)	№ 1

насосы № 4, 5 (прав. и лев.) питаются от аварийной шины.

При обесточенной основной электросети и запуске двигателей в воздухе топливные насосы № 2 и 6 автоматически подключаются к аварийной шине.

Топливомеры питаются от аварийной шины (27 В) и от резервного преобразователя ПО-500 (115 В 400 Гц).

Управляющие элементы и сигнализация централизованной заправки ТС находятся на щитке управления заправкой топливом, расположенном на переднем лонжероне правой половины крыла (см. РЛЭ, 8.1.1).

Примечание. На самолетах, на которых выключатель "РУЧНОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ ПЕРЕКАЧ. НАСОСОВ II ГРУППЫ" отсутствует, включение и выключение перекачивающих насосов II группы производится выключателями "ПИТАНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ 1, 2 ЛЕВ.; 1, 2 ПРАВ.". Эти насосы на таких самолетах работают совместно с подкачивающими насосами.

Слив и проверка отстоя топлива

(1) Слив и проверка отстоя топлива производятся в целях выявления и удаления из топливной системы механических примесей, воды и кристаллов льда.

(2) Слив и проверка отстоя топлива выполняются:

— при приемке экипажем самолета (если не будет производиться заправка самолета);
— перед заправкой самолета топливом;
— после заправки самолета топливом;

Во всех указанных случаях слив и проверка отстоя топлива выполняются из всех сливных точек. При этом слив и проверка отстоя после заправки самолета топливом производится не ранее чем через 15 мин после заправки.

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

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

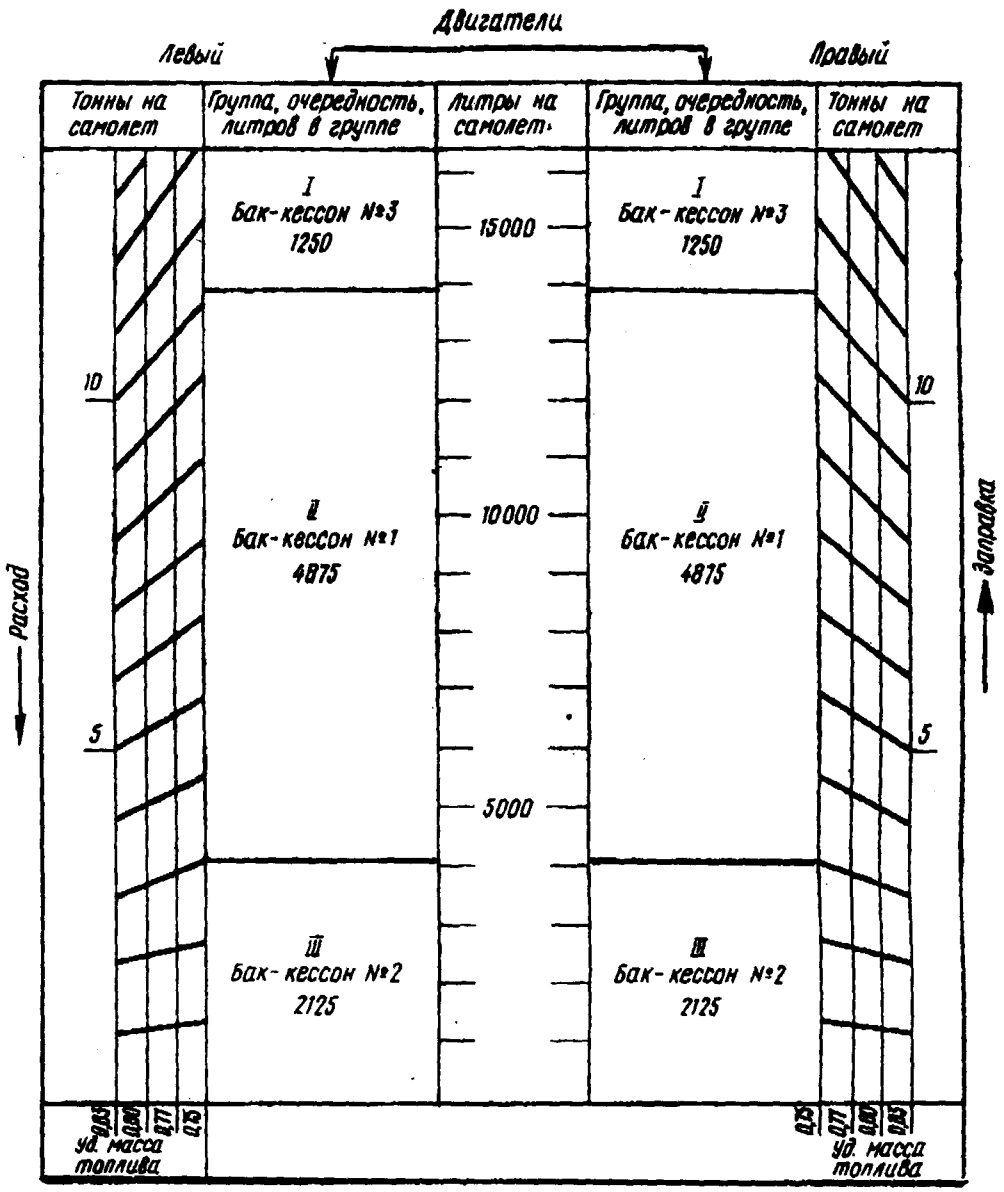


График очередности расхода и заправки топлива (СЭТС-470А)

Таблица сигнализации работы автоматов расхода топлива и топливных насосов (СЭТС-470)

Этап работы автоматов и насосов	Светосигнализаторы работы топливных насосов				Светосигнализаторы очередности расхода топлива			
	I оч. (б. № 3) насосы № 3, 4	II оч (б. № 1) насосы № 5, 6	III оч. (б. № 2) насосы № 7, 8	РО (б. № 1) насосы № 1, 2	I оч.	II оч.	III оч.	Остаток 2200 кг
Расходуется топливо из I очереди (бак-кессон № 3)	●	○	○	● ●	●	○	○	○
При остатке топлива в I очереди (300±50) кг включается II очередь	●	●	○	● ●	●	●	○	○
При остатке топлива во II очереди (250±200) кг включается III очередь	○	●	●	● ●	●	●	●	○
При остатке топлива в III очереди 2200 кг включается красное светосигнальное табло "ТОПЛИВА 2200 кг"	○	○	●	● ●	●	●	●	●

Примечания. 1. Все топливо расходуется через расходный отсек, расположенный в баке-кессоне № 2.
2. Удельная масса топлива — 0,8 г/см^3.
3. Насосы № 1 и 2 включаются вручную.

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

● — светосигнализатор включен; РО — расходный отсек;

○ — светосигнализатор выключен; оч. — очередь.

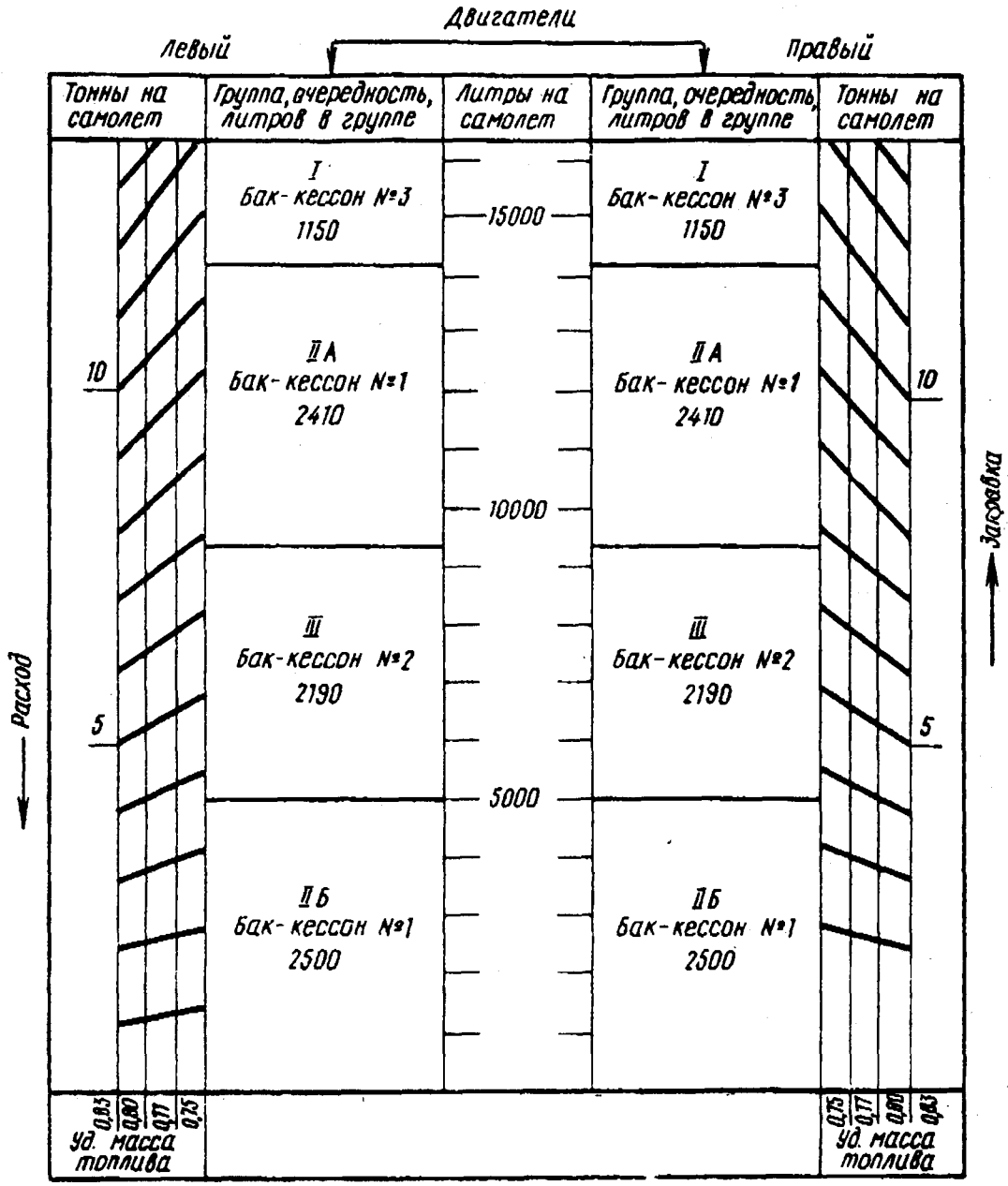


График очередности расхода и заправки топлива (СЭТС-470А)

Таблица сигнализации работы автоматов расхода топлива и топливных насосов (СЭТС-470А)

Этап работы автоматов и насосов	Светосигнализаторы работы топливных насосов				Светосигнализаторы очередности расхода топлива				
	I оч. (б. №3) насосы № 3, 4	IIА, IIБ оч (б. №1) насосы № 5, 6	III оч. (б. № 2) насосы № 7, 8	РО (б. №1) насосы № 1, 2	I оч.	IIА оч.	III оч.	IIБ оч.	Остаток 2400 кг
Расходуется топливо из I очереди (бак-кессон № 3)	● ●	○ ○	○ ○	● ●	●	○	○	○	○
При остатке топлива в I очереди (320±50) кг включается IIА очередь	● ●	● ●	○ ○	● ●	●	●	○	○	○
При остатке топлива во II очереди (3840±200) кг включается I очередь	○ ○	● ●	○ ○	● ●	●	○	○	○	○
При остатке топлива во II очереди (2240±200) кг включается III очередь	○ ○	● ●	● ●	● ●	●	●	●	●	○
При остатке топлива в III очереди (200±100) кг включается IIБ очередь	○ ○	● ●	● ●	● ●	●	●	●	●	○
При остатке топлива во IIБ очереди (1600±200) кг выключается III очередь	○ ○	● ●	○ ○	● ●	●	●	●	●	○
При остатке топлива во IIБ очереди (2400±100) кг включается красное светосигнальное табло "ТОПЛИВА 2400 кг"	○ ○	● ●	○ ○	● ●	●	●	●	●	●

Примечания: 1. Все топливо расходуется через расходный отсек, расположенный в баке-кессоне № 1.
2. Удельная масса топлива — 0,8 г/см^3.
3. Насосы № 1 и 2 включаются вручную.

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

● — светосигнализатор включен; РО — расходный отсек;

○ — светосигнализатор выключен; оч. — очередь.

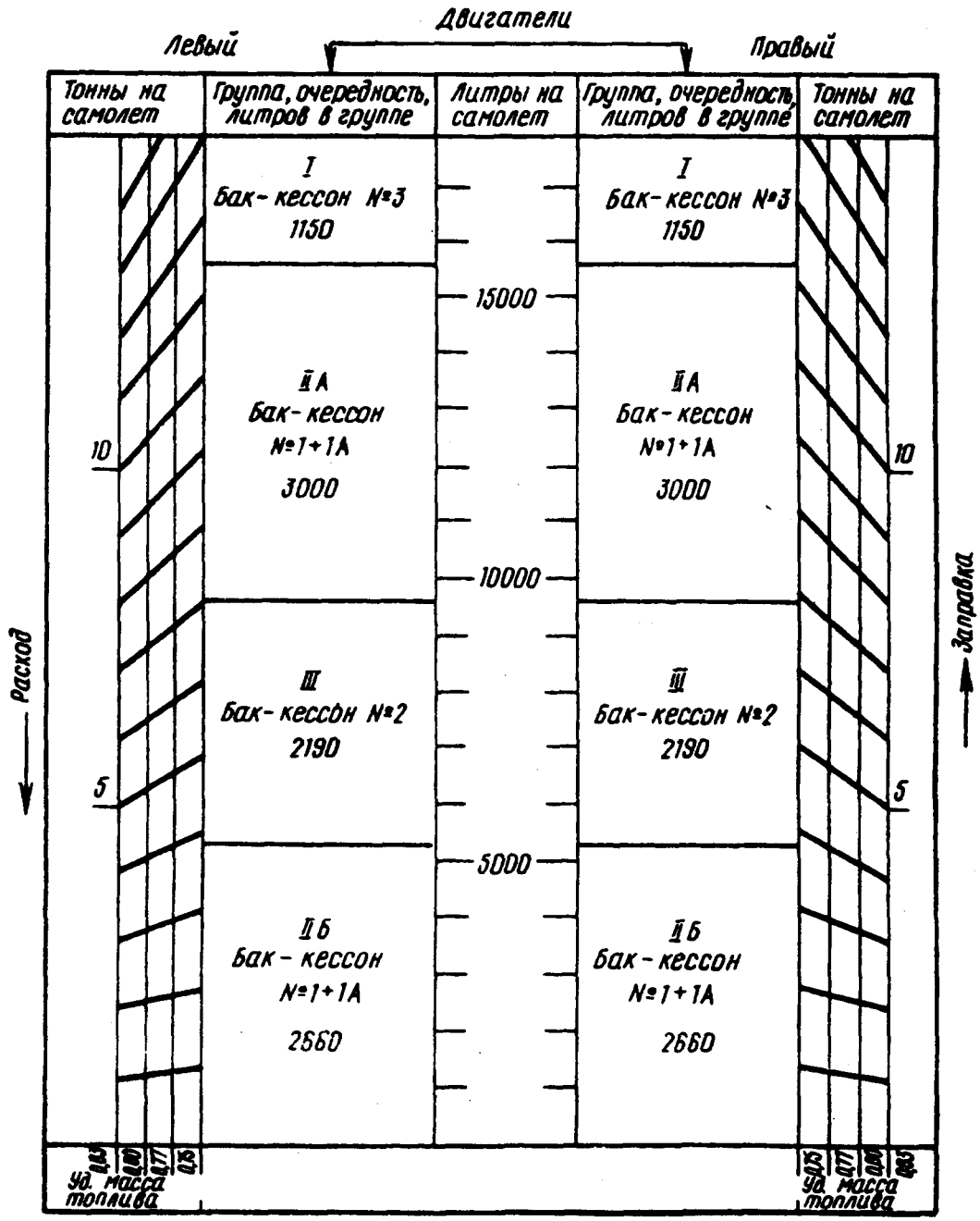


График очередности расхода и заправки топлива (СЭТС-470Б)

Таблица сигнализации работы автоматов расхода топлива и топливных насосов (СЭТС-470Б)

Этап работы автоматов и насосов	Светосигнализаторы работы топливных насосов				Светосигнализаторы очередности расхода топлива				
	I оч. (б. №3) насосы № 3, 4	IIА, IIБ оч (б. №1) насосы № 5, 6	III оч. (б. № 2) насосы № 7, 8	РО (б. №1) насосы № 1, 2	I оч.	IIА оч.	III оч.	IIБ оч.	Остаток 2400 кг
Расходуется топливо из I очереди (бак-кессон № 3)	● ●	○ ○	○ ○	● ●	●	○	○	○	○
При остатке топлива в I очереди 300 кг включается IIА очередь (бак-кессон № 1+мягкий бак)	● ●	● ●	○ ○	● ●	●	●	○	○	○
При остатке топлива во II очереди (4100±100) кг выключается I очередь	○ ○	● ●	○ ○	● ●	●	●	○	○	○
При остатке топлива во II очереди (2200±100) кг включается III очередь	○ ○	● ●	● ●	● ●	●	●	●	○	○
При остатке топлива в III очереди (150±50) кг включается IIБ очередь	○ ○	● ●	● ●	● ●	●	●	●	●	○
При остатке топлива во IIБ очереди (1700±100) кг выключается III очередь	○ ○	● ●	○ ○	● ●	●	●	●	●	○
При остатке топлива во IIБ очереди (2400±200) кг включается красное светосигнальное табло "ТОПЛИВА 2400 кг"	○ ○	● ●	○ ○	● ●	●	●	●	●	●

Примечания: 1. Все топливо расходуется через расходный отсек, расположенный в баке-кессоне № 1.
2. Удельная масса топлива — 0,8 г/см3.
3. Насосы № 1 и 2 включаются вручную.

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

● — светосигнализатор включен; РО — расходный отсек;

○ — светосигнализатор выключен; оч. — очередь.

0.2. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ — не установлены

0.3. НОРМАЛЬНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Перед запуском двигателя	АЗС топливной системы	— включить.
	Преобразователь ПО-4500	— включить.
	Выключатель "ТОПЛИВОМЕР ЛЕВ"	— включить.
	Выключатель "ТОПЛИВОМЕР ПРАВ"	— включить.
	Кнопка проверки показывающего прибора топливомера	— нажать.
	При этом убедиться в отклонении стрелок указателя к нулевой отметке шкалы. После отпускания кнопки стрелки должны вернуться в исходное положение.	
	Галетный переключатель ПГ-4 топливомера	— последовательно установить в положения "1", "2", "3", "СУММА".
	По указывающему прибору УТД-52 топливомера убедиться в наличии топлива в ТС согласно конкретному заданию на полет.	
	Галетный переключатель ПГ-4 топливомера	— установить в положение расходной группы.
	Кнопка контроля ламп на светосигнальном табло опасных режимов	— нажать.
	Проверить загорание светосигнального табло "ОСТАТОК 2400 кг"	
	Переключатель "ПЕРЕКАЧКА"	— в положение "РУЧНАЯ".
	Выключатели "РУЧНОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ ПЕРЕКАЧ. НАСОСОВ ГРУППЫ I, II, III"	— поочередно включить и выключить.
	При этом убедиться в загорании соответствующих зеленых светосигнализаторов контроля работы насосов при включении групп.	
	Переключатель "ПЕРЕКАЧКА"	— в положение "АВТОМАТ".
	Выключатель "АВТОМАТ ЛЕВЫЙ"	— включить.
	Выключатель "АВТОМАТ ПРАВЫЙ"	— включить.
	При этом должны загореться желтый светосигнализатор очередности расхода топлива по группам в соответствии с количеством заправленного топлива и зеленые светосигнализаторы работы насосов расходуемой группы.	

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Перед запуском двигателя (прод.)	Выключатели "ПИТАНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ 1, 2 ЛЕВ., 1, 2 ПРАВ."	— включить.
	При этом должны загореться зеленые светосигнализаторы работы насосов расходных баков и насосов № 5, 6 (СЭТС-470А; СЭТС-470Б) или № 7, 8 (СЭТС-470).	
(2) После запуска двигателя	Трехстрелочный указатель УИЗ-3Тр	— проконтролировать давление топлива перед форсунками (см. РЛЭ, 6.2.1).
	Указатель УИТ-4	— проконтролировать давление топлива перед насосами высокого давления (см. РЛЭ, 6.2.1).
	Светосигнализаторы работы топливных насосов и автоматики	— должны гореть согласно графику расхода.
(3) На исполнительном старте	Провести контроль согласно п. (2) настоящего параграфа.	
(4) В полете	Постоянно контролировать давление топлива перед форсунками и перед насосами высокого давления. Периодически контролировать количество топлива в баках по топливомеру и расходомеру.	
	В начальной стадии полета для контроля суммарного количества топлива рекомендуется пользоваться показателями расходомера.	
	ВНИМАНИЕ: 1. НА САМОЛЕТАХ, НА КОТОРЫХ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ "РУЧНОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ ПЕРЕКАЧ. НАСОСОВ II ГРУППЫ" ОТСУТСТВУЕТ, ВКЛЮЧЕНИЕ И ВЫКЛЮЧЕНИЕ ПЕРЕКАЧИВАЮЩИХ НАСОСОВ II ГРУППЫ ПРОИЗВОДИТСЯ ВЫКЛЮЧАТЕЛЯМИ "ПИТАНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ 1, 2 ЛЕВ, 1, 2 ПРАВ". ЭТИ НАСОСЫ НА ТАКИХ САМОЛЕТАХ РАБОТАЮТ СОВМЕСТНО С ПОДКАЧИВАЮЩИМИ НАСОСАМИ. 2. ПРИ СНИЖЕНИИ САМОЛЕТА ДОПУСКАЕТСЯ ПОГАСАНИЕ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОРОВ РАБОТЫ ПЕРЕКАЧИВАЮЩИХ НАСОСОВ IIБ ОЧЕРЕДИ ИЛИ ВЫКЛЮЧЕНИЕ НАСОСОВ И ПОГАСАНИЕ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОРА РАБОТЫ ПЕРЕКАЧИВАЮЩИХ НАСОСОВ III ОЧЕРЕДИ В ПРОЦЕССЕ ВЫРАБОТКИ ТОПЛИВА ИЗ ЭТИХ ОЧЕРЕДЕЙ.	
(5) Загорелось светосигнальное табло "ОСТАТОК 2400 кг"	Переключатель "ПЕРЕКАЧКА"	— в положение "РУЧНАЯ".
	Выключатели "РУЧНОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ ПЕРЕКАЧ. НАСОСОВ ГРУППЫ I, II, III"	— включить.
	Выключить выключатель соответствующей группы при погасании зеленых светосигнализаторов работы топливных насосов группы.	

0.4. НЕИСПРАВНОСТИ

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Резко увеличивается количество топлива в одном из баков расходной группы при перекачке топлива из III очереди. Резко уменьшается количество топлива в баке расходуемой группы (топливная система с расходным баком в баке-кессоне № 1).	Переключатель "ПЕРЕКАЧКА"	— в положение "РУЧНАЯ".
	Выключатель "РУЧНОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ ПЕРЕКАЧ. НАСОСОВ" расходуемой группы	— периодически включать и выключать для обеспечения выработки топлива из баков соответствующих групп согласно графику очередности расхода топлива.
(2) Не уменьшается количество топлива в одном из баков расходуемой группы при работающих насосах перекачки.	Переключатель "ПЕРЕКАЧКА"	— в положение "РУЧНАЯ".
	Выключатель "РУЧНОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ ПЕРЕКАЧ. НАСОСОВ" расходуемой группы	— включить.
Уменьшается количество топлива в баке расходной группы	При продолжающемся уменьшении количества топлива в баке расходной группы необходимо иметь в виду, что количество топлива, предназначенное для выполнения задания, уменьшилось на количество топлива в баке расходуемой группы.	
(3) Периодически выключаются и включаются зеленые светосигнализаторы работы насосов расходуемой группы (топливная система с расходным баком в баке-кессоне № 2)	Переключатель "ПЕРЕКАЧКА"	— в положение "РУЧНАЯ".
	Выключатель "РУЧНОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ ПЕРЕКАЧ. НАСОСОВ" расходуемой группы	— периодически выключать и включать для обеспечения выработки топлива из баков соответствующих групп согласно графику очередности расхода топлива.
(4) Погас зеленый светосигнализатор работы одного подкачивающего насоса в расходном баке	Проверить светосигнализатор.	
	При исправной лампе выключатель "ПИТАНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ" отказавшего насоса	— выключить.
(5) Погас зеленый светосигнализатор работы одного насоса перекачки в расходуемой группе	Продолжить полет, контролируя расход топлива по топливомеру.	
(6) Желтые светосигнализаторы очередности расхода топлива не загораются при автоматической выработке топлива или гаснут	Свидетельствует об отказе автомата расхода. Перейти на ручное управление насосами.	
	Переключатель "ПЕРЕКАЧКА"	— в положение "РУЧНАЯ".

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(6) Желтые светосигнализаторы очередности расхода топлива не загораются при автоматической выработке топлива или гаснут (прод.)	По показаниям топливомера выключатели "РУЧНОЕ ВКЛЮЧ. ПЕРЕКАЧ. НАСОСОВ ГРУППЫ I, II, III" — включать и выключать для обеспечения выработки топлива из баков соответствующих групп согласно графику очередности расхода топлива. **ВНИМАНИЕ. НАСОСЫ ВЫКЛЮЧАТЬ ПРИ ПОГАСАНИИ ОДНОГО ИЗ ЗЕЛЕНЫХ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОРОВ РАБОТЫ ТОПЛИВНЫХ НАСОСОВ СООТВЕТСТВУЮЩЕЙ ГРУППЫ.**
(7) При ручном управлении насосами не горят зеленые светосигнализаторы контроля работы перекачивающих насосов расходуемой группы	Свидетельствует об отказе СДУ-0,18 в расходной группе. Выключатель "ПРИНУД. РАБОТА ТОПЛИВНЫХ НАСОСОВ" — включить. Галетный переключатель ПГ-4 топливомера — в положение расходуемой группы. Выключателями "РУЧНОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ ПЕРЕКАЧ. НАСОСОВ ГРУППЫ I, II, III" управлять перекачкой так, чтобы количество топлива в расходной группе не превышало для систем: СЭТС-470 — 1500—1600 кг; СЭТС-470А — 3900—3600 кг; СЭТС-470Б — 4500—4300 кг. По показаниям топливомера выключатели "РУЧНОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ ПЕРЕКАЧ. НАСОСОВ ГРУППЫ I, II, III" — включать и выключать для обеспечения выработки топлива из групп баков согласно графику очередности расхода топлива. **ВНИМАНИЕ. НАСОСЫ ВКЛЮЧАТЬ ПРИ ЗАГОРАНИИ ЖЕЛТЫХ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОРОВ ОЧЕРЕДНОСТИ РАСХОДА ТОПЛИВА.**
(8) Не движется или зашкаливает одна из стрелок топливомера	Свидетельствует об отказе топливомера соответствующей консоли крыла. Остаток топлива в этой консоли крыла можно определить приближенно по остатку топлива в другой консоли крыла с исправным топливомером.
(9) Не движутся или зашкаливают обе стрелки топливомера	Свидетельствует об отказе топливомера. Контроль за расходом топлива вести по расходомерам, светосигнализаторам работы перекачивающих и подкачивающих насосов (РЛЭ, 6.2.3), светосигнальному табло "ОСТАТОК 2400 кг" на табло опасных режимов и желтым светосигнализаторам автоматики расхода топлива.

6.2.4.

ВСПОМОГАТЕЛЬНАЯ СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

6.2.4. ВСПОМОГАТЕЛЬНАЯ СИЛОВАЯ УСТАНОВКА (ВСУ)

0.1. ОПИСАНИЕ

ВСУ расположена в хвостовой, негерметичной, части фюзеляжа и обеспечивает:

— воздушный запуск двигателей Д-30 сер. 2, 3 на земле;
— питание сжатым воздухом систем кондиционирования на земле и в полете до $H = 1000$ м;
— питание бортовой сети электроэнергией постоянного тока на земле и (при необходимости) в полете до $H = 4000$ м.

ВСУ представляет собой одновальный газотурбинный двигатель (ГТД) ТА-8 с отбором воздуха за компрессором и состоит из следующих систем и агрегатов, обеспечивающих его работу:

(1) Система запуска — обеспечивает автоматический запуск двигателя и включает в себя:

— источник питания (аккумуляторная батарея 12САМ-55 или другой источник постоянного тока напряжением 27 В±10% и силой тока 300 — 600 А);
— стартер-генератор ГС-12ТО — для запуска двигателя в стартерном режиме и питания электросети в генераторном режиме;
— два воспламенителя камеры сгорания с форсунками и свечами СПЭ-6;
— электромагнитный клапан подачи основного топлива МКВ-251 и пускового топлива МКТ-17М;
— агрегат зажигания СКНР-22-0,5А;
— автоматическую панель запуска двигателя АПД-30Б;
— панель стартер-генератора ПСГ-6.

(2) Система смазки — обеспечивает смазку вентилятора, редуктора, смазку и охлаждение подшипников двигателя и включает в себя:

— масляный насос МН-4Б;
— воздушно-масляный радиатор — агрегат 1734;
— масляный бак БМ-8Б;
— сливной кран — агрегат 636700А.

При температуре воздуха ниже минус 25 °С подвод горячего воздуха от наземного подогревателя производится к маслонасосу, маслоблоку, маслорадиатору и сигнализатору давления масла.

(3) Топливная система — обеспечивает автоматическую подачу топлива на различных режимах работы двигателя и включает в себя:

— топливный насос-регулятор $914С_1$ ($914С_2$);
— топливный фильтр 11ТФЗОСТ.

Вспомогательный газотурбинный двигатель (ВГТД) ТА-8 эксплуатируется на топливах (с противообледенительными присадками и без них) и маслах, рекомендованных для двигателей Д-30 сер. 2.

(4) Система отбора и перепуска воздуха — обеспечивает автоматическое управление отбором воздуха на режимах запуска двигателей Д-30 сер. 2, а также кондиционирование и включает в себя:

— регулятор воздуха РВ-8В;
— электромеханизм МПК-13ВТВ.

(5) Контрольно-измерительная аппаратура и вспомогательные агрегаты — обеспечивают контроль основных параметров двигателя и включают в себя:

— тахосигнальную аппаратуру ТСА-6М;
— датчик давления МСТВ-1;
— датчик оборотов ДТЭ-5Т;

— измеритель температуры ТСТ-2 в комплекте с термопарами Т-80Т;
— вентилятор охлаждения стартер-генератора ГС-12ТО и маслорадиатора — агрегат 1734-В-6А.

(6) Электрощиток контроля и запуска ВСУ — установлен на левой стенке прохода в кабину экипажа, рядом с левой панелью АЗС, и снабжен откидной крышкой, которая после запуска и работы ВСУ на земле закрывается.

На самолете Ту-134Б электрощиток контроля и запуска ВСУ установлен на одной из панелей вновь сформированного пульта бортмеханика. На электрощитке находятся следующие элементы управления ВСУ:

— переключатель режима "ЗАПУСК — ХОЛОДНАЯ ПРОКРУТКА";
— "ГЛАВНЫЙ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ";
— выключатель "ОБОГРЕВ НА ЗЕМЛЕ ОТ ВСУ";
— кнопка "ЗАПУСК";
— кнопка "СТОП" останова ТА-8 и прекращения запуска;
— переключатель управления механизмом отбора воздуха "ОТБОР ВОЗДУХА ВСУ";
— кнопка проверки ламп "КОНТРОЛЬ ЛАМП ВСУ";
— семь светосигнализаторов: зеленые — "ГОТОВ К ЗАПУСКУ" и "ВЫХОД НА РЕЖИМ"; красные — "ПРЕДЕЛЬНАЯ ТЕМПЕРАТУРА", "ПРЕДЕЛЬНЫЕ ОБОРОТЫ", "ДАВЛЕНИЕ МАСЛА", "НЕИСПРАВНОСТЬ ТСА", "ВЕРХНИЕ СТВОРКИ ВСУ ОТКРЫТЫ".

Управление ВСУ осуществляется с электрощитка контроля и запуска ВСУ.

Выключатель насоса подкачки топлива № 2 левого двигателя расположен на верхнем электрощитке пилотов.

АЗС управления запуском и контролем работы ВСУ расположены на левой панели АЗС, АЗС зажигания — в ЦРП, переключатель "РАП — ВСУ", выключатели "ВКЛ. АКК, РАП и ВСУ на СЕТЬ" и выключатели аккумуляторов, амперметр ВСУ и вольтметр бортсети — на щитке управления электроэнергией.

Двигатель ТА-8 останавливается автоматически:

— при давлении масла ниже $(1\pm0{,}2)$ кгс/см^2;
— при температуре выхлопных газов (790 ± 35) °С при работе с УРТ-28А-Т и (745 ± 25) °С при работе с УРТ-28А-Т сер. 2;
— при частоте вращения двигателя $(105^{+3}_{-1})\%$;
— по сигналу системы пожаротушения.

Холодная прокрутка двигателя выполняется в целях удаления топлива из камеры сгорания и кожуха камеры сгорания и производится в следующих случаях:

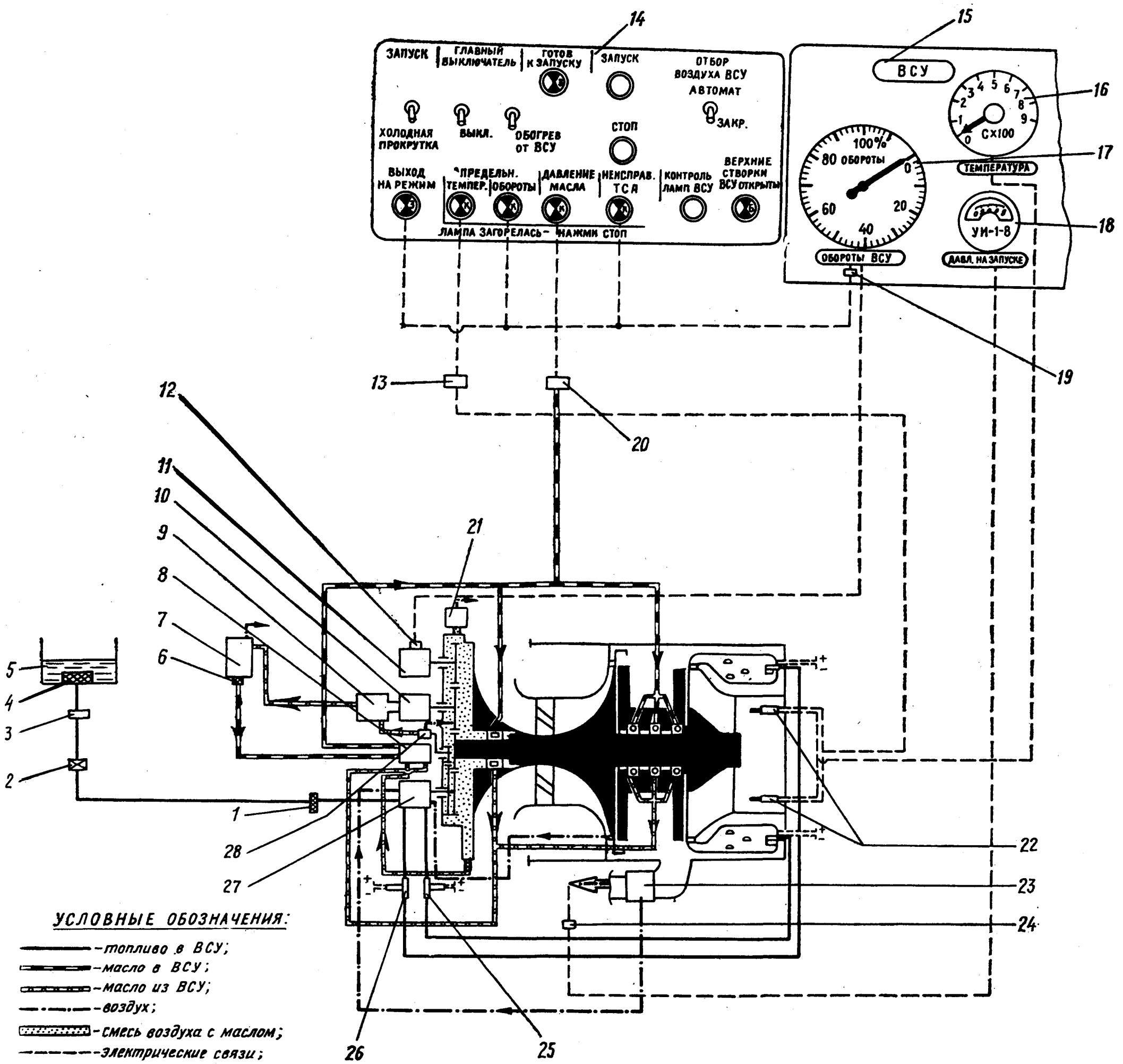
— после "ложного" запуска;
— после неудавшегося запуска.

"Ложный" запуск выполняется при определении и устранении неисправностей в системе запуска двигателя ТА-8.

0.2. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

(1) При питании электросети от бортовых аккумуляторов перед полетом разрешается производить не более трех включений стартер-генератора для запуска или холодной прокрутки двигателя с интервалом не менее трех минут между включениями.

Если третье включение производилось для запуска и запуск не удался, выяснить и устранить причину незапуска, аккумуляторы зарядить или заменить заряженными.



УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ:

- топливо в ВСУ;
- масло в ВСУ;
- масло из ВСУ;
- воздух;
- смесь воздуха с маслом;
- электрические связи;
- (6) белый светосигнализатор;
- (З) зеленый светосигнализатор;
- (К) красный светосигнализатор.

Принципиальная схема ВСУ ТА-8:

1 — топливный фильтр 11ТФрСТ; *2* — перекрывной кран топлива (пожарный кран); *3* — подкачивающий насос; *4* — фильтр грубой очистки; *5* — топливный бак; *6* — фильтр; *7* — масляный бак БМ-8Б; 8 — масляный бак МН-4Б; *9* — воздушно-масляный радиатор 1734; 10 — вентилятор В-6А; *11* — генератор постоянного тока ГС- 12ТО; *12* — датчик тахометра ДТЭ-5Т; *13* — усилитель регулятора температуры УРТ-28АТ; *14* — электрощиток контроля и запуска ВСУ; *15* — щиток мотоприборов и ВСУ; *16* — измеритель температуры выходящих газов ТСТ-2; *17* — измеритель оборотов ИТА-6М ТСА-6М; *18* — указатель УИ-1-8 давления воздуха перед стартером двигателя Д-30; *19* — преобразователь ПТА-6М ТСА-6М; *20* — сигнализатор давления масла МСТВ-1; *21* — центробежный суфлер; *22* — термопары сдвоенные Т-80Т; *23* — регулятор воздуха РВ-8В; *24* — датчик давления МД-6Т; *25*, *26* — электромагнитный клапан МКВ-251 рабочего топлива; *27* — топливный насос-регулятор (агр. 914); *28* — центрифуга

(2) Остальные ограничения по ВСУ изложены в РЛЭ, 6.2.1.

ВНИМАНИЕ. ЕСЛИ ВСУ НЕ ИСПОЛЬЗОВАЛАСЬ ДЛЯ ПРЕДПОЛЕТНОЙ ПОДГОТОВКИ САМОЛЕТА И НЕ ПРЕДПОЛАГАЕТСЯ ИСПОЛЬЗОВАТЬ ЕЕ ДЛЯ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЕЙ, НЕОБХОДИМО ЗАПУСТИТЬ ДВИГАТЕЛЬ ТА-8 ВСУ, ПРОВЕРИТЬ ЕГО РАБОТУ В ПРОЦЕССЕ ЗАПУСКА, НА ХОЛОСТОМ ХОДУ, ПОД НАГРУЗКОЙ ОТБОРА ВОЗДУХА И ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ, А ЗАТЕМ ЕГО ВЫКЛЮЧИТЬ.

0.3. НОРМАЛЬНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Подготовка к запуску	Заглушка выхлопной трубы	— снять.
	АЗС-10 управления запуском и контроля за работой ВСУ	— включить.
	АЗС-5 "ЗАЖИГАНИЕ ВСУ"	— включить.
	Аэродромный источник питания постоянного тока	— подключить к розетке ШРАП-500.
	Система пожаротушения	— включить (см. РЛЭ, 6.7.2.).
	Выключатель "АКК"	— включить.
	Переключатель "РАП—ВСУ"	— в положение "РАП".
	Примечание. При подготовке к запуску от бортового аккумулятора переключатель "РАП—ВСУ" должен находиться в нейтральном положении.	
	Выключатель "ВКЛ. АКК, РАП И ВСУ НА СЕТЬ"	— в положение "ВЫКЛЮЧЕНО".
	При этом должны гореть аварийный светосигнализатор "ПРИБОРЫ ПИТАЮТСЯ ОТ АКК" и аварийное светосигнальное табло "АККУМУЛ. ПИТАНИЕ".	
	Переключатель вольтметра	— в положение "АКК. ШИНА".
	Напряжение на аккумуляторной шине ("АКК. ШИНА")	— проверить по вольтметру.
	Выключатель насоса подкачки топлива № 2 левого двигателя	— включить.
	Работу насоса проконтролировать по загоранию зеленого светосигнализатора.	
	Примечание. При запуске от бортового аккумулятора насос подкачки топлива № 2 левого двигателя включить после включения "ГЛАВНОГО ВЫКЛЮЧАТЕЛЯ" запуска ВСУ.	

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Подготовка к запуску (прод.)	Крышка на электрощитке контроля и запуска ВСУ — открыть. Кнопка "КОНТРОЛЬ ЛАМП ВСУ" — нажать. При этом должны загореться светосигнализаторы "ВЫХОД НА РЕЖИМ", "ПРЕДЕЛЬНЫЕ ОБОРОТЫ", "ПРЕДЕЛЬНАЯ ТЕМПЕРАТУРА", "ДАВЛЕНИЕ МАСЛА", "НЕИСПРАВНОСТЬ ТСА", "ГОТОВ К ЗАПУСКУ", "ВЕРХНИЕ СТВОРКИ ВСУ ОТКРЫТЫ".
(2) Запуск на земле	"ГЛАВНЫЙ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ" — включить. При этом должен загореться зеленый светосигнализатор "ГОТОВ К ЗАПУСКУ". Переключатель "ЗАПУСК — ХОЛОДНАЯ ПРОКРУТКА" — в положение "ЗАПУСК". Команда по СПУ — "От ВСУ". Получить ответ — "Есть от ВСУ". Кнопка "ЗАПУСК" — кратковременно (на 1—2 с) нажать и одновременно включить секундомер. Контролировать процесс запуска по приборам, светосигнальным табло и секундомеру. Зеленый светосигнализатор "ВЫХОД НА РЕЖИМ" – должен гореть. **ВНИМАНИЕ.** ПОСЛЕ НЕУДАВШЕГОСЯ ЗАПУСКА. ЕСЛИ В ТА-8 ПОДАВАЛОСЬ ТОПЛИВО И НЕ БЫЛО ЕГО ВОСПЛАМЕНЕНИЯ, ПЕРЕД СЛЕДУЮЩИМ ЗАПУСКОМ ВЫПОЛНИТЬ ХОЛОДНУЮ ПРОКРУТКУ. **Примечание.** При нормальной работе ВСУ на установившемся режиме разрешается кратковременно, но не более, чем на 10 мин, покидать пульт управления.
(3) Запуск в полете	"ГЛАВНЫЙ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ" — включить. При этом должен загореться зеленый светосигнализатор "ГОТОВ К ЗАПУСКУ". Переключатель "ЗАПУСК — ХОЛОДНАЯ ПРОКРУТКА" — в положение "ЗАПУСК". Кнопка "ЗАПУСК" — кратковременно (на 1—2 с) нажать и одновременно включить секундомер. Контролировать процесс запуска по приборам, светосигнальным табло и секундомеру. Зеленый светосигнализатор "ВЫХОД НА РЕЖИМ" — должен гореть.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(4) Включение генератора ГС-12ТО в сеть постоянного тока на земле	Переключатель вольтметра — в положение "ВСУ". Напряжение генератора ВСУ — проверить по вольтметру. Если напряжение генератора ГС-12ТО отличается от 28,5 В, подрегулировать его выносным реостатом. Переключатель "РАП—ВСУ" — в положение "ВСУ". При этом должен загореться зеленый светосигнализатор "ГЕНЕРАТОР ВСУ ВКЛЮЧЕН". Переключатель вольтметра — в положение "СЕТЬ". Выключатель "ВКЛ. АКК., РАП и ВСУ НА СЕТЬ" — включить. При этом должны погаснуть аварийный светосигнализатор "ПРИБОРЫ ПИТАЮТСЯ ОТ АККУМУЛ." и светосигнальное табло "АККУМУЛ. ПИТАНИЕ" и загореться четыре предупреждающих светосигнализатора отключения основных генераторов. Напряжение бортсети — контролировать по вольтметру. Нагрузка бортсети — контролировать по амперметру АКК. ВСУ и РАП. Если запуск ВСУ производился от наземного источника, дать команду наземному персоналу удалить наземный источник электроэнергии. ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ. ВО ИЗБЕЖАНИЕ ПЕРЕГРУЗКИ ГЕНЕРАТОРА ВСУ И ДВИГАТЕЛЯ ТА-8 НЕОБХОДИМО: — ПЕРЕД ЗАПУСКОМ ВСУ НА ЗЕМЛЕ ВЫКЛЮЧИТЬ ШИНУ БЫТОВЫХ ПРИБОРОВ, ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ПО-4500 И ГИДРОНАСОС; — ПОСЛЕ ЗАПУСКА ВСУ ДЛЯ ПИТАНИЯ ПРИБОРОВ ПЕРЕМЕННЫМ ТОКОМ 115 В ВКЛЮЧИТЬ ПО-500; — ПРЕОБРАЗОВАТЕЛИ ПО-4500, ГИДРОНАСОС И ШИНУ БЫТОВЫХ ПРИБОРОВ ВКЛЮЧАТЬ РАЗДЕЛЬНО; — ПЕРЕД ВКЛЮЧЕНИЕМ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ПО-4500 (РАБОЧЕГО ИЛИ РЕЗЕРВНОГО) ТЕМПЕРАТУРА ВЫХОДЯЩИХ ГАЗОВ ДВИГАТЕЛЯ ТА-8 НЕ ДОЛЖНА ПРЕВЫШАТЬ 600 °С; — ПРИ ВКЛЮЧЕНИИ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ НЕОБХОДИМО СЛЕДИТЬ, ЧТОБЫ НАГРУЗКА ГЕНЕРАТОРА ВСУ НЕ ПРЕВЫШАЛА ДОПУСТИМУЮ.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(5) Включение генератора ГС-12ТО в сеть постоянного тока в полете	Переключатель вольтметра — в положение "ВСУ". Переключатель "РАП—ВСУ" — в положение "ВСУ". Напряжение генератора ГС-12ТО — проверить по вольтметру. Если напряжение генератора ГС-12ТО отличается от 28,5 В, подрегулировать его выносным реостатом. Электрозагрузка в аварийной сети — проверить по амперметру. Кнопка разблокировки аккумуляторной шины после отключения генераторов — нажать. Контролировать по амперметру нагрузку генератора ГС-12ТО, поочередно включая АЗС потребителей, необходимых для нормального продолжения и завершения полета. ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ. ВО ИЗБЕЖАНИЕ ПЕРЕГРУЗКИ ГЕНЕРАТОРОВ ВСУ И ДВИГАТЕЛЯ ТА-8 ПЕРЕД ВКЛЮЧЕНИЕМ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ПО-4500 (РАБОЧЕГО ИЛИ РЕЗЕРВНОГО) ТЕМПЕРАТУРА ВЫХОДЯЩИХ ГАЗОВ ДВИГАТЕЛЯ ТА-8 НЕ ДОЛЖНА ПРЕВЫШАТЬ 600 °С.
(6) Отключение генератора ГС-12ТО от сети постоянного тока	Переключатель "РАП—ВСУ" — в нейтральное положение.
(7) Включение отбора воздуха от ВСУ	Переключатель "ОТБОР ВОЗДУХА ВСУ" — в положение "АВТОМАТ". При этом должен погаснуть зеленый сигнализатор "ГОТОВ К ЗАПУСКУ". Контролировать по приборам и светосигнальным табло параметры ВСУ.
(8) Выключение отбора воздуха от ВСУ	Переключатель "ОТБОР ВОЗДУХА ВСУ" — в положение "ЗАКР". Должен загореться зеленый светосигнализатор "ГОТОВ К ЗАПУСКУ".
(9) Включение в сеть генератора ГС-12ТО с одновременным отбором воздуха от ВСУ	Включение (выключение) отбора электроэнергии и отбора воздуха может выполняться в любой последовательности. ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ. ВО ИЗБЕЖАНИЕ ПЕРЕГРУЗКИ ГЕНЕРАТОРА ГС-12ТО И ДВИГАТЕЛЯ ТА-8 КОНТРОЛИРОВАТЬ НАГРУЗКУ ГЕНЕРАТОРА ВСУ, КОТОРАЯ НЕ ДОЛЖНА ПРЕВЫШАТЬ 350 А. Перед включением преобразователя ПО-4500 (рабочего или резервного) температура выходящего газа двигателя ТА-8 не должна превышать 600 °С.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(10) Взлет с работающей ВСУ	При отрыве самолета от земли светосигнализатор "ВЕРХНИЕ СТВОРКИ ВСУ ОТКРЫТЫ" должен погаснуть.	
	ВНИМАНИЕ. ЕСЛИ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОР "ВЕРХНИЕ СТВОРКИ ВСУ ОТКРЫТЫ" НЕ ПОГАС, ТО ВЫКЛЮЧИТЬ ВСУ В СООТВЕТСТВИИ С П. (11), УКАЗАННЫМ НИЖЕ. ЕСЛИ ЭТОТ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОР ПО-ПРЕЖНЕМУ НЕ ГАСНЕТ, ТО ПРОДОЛЖАТЬ ПОЛЕТ ПО МАРШРУТУ **ЗАПРЕЩАЕТСЯ**.	
(11) Останов ВСУ	Переключатель "РАП—ВСУ"	— в нейтральное положение.
	Переключатель "ОТБОР ВОЗДУХА ВСУ"	— в положение "ЗАКР".
	Должен загореться зеленый светосигнализатор "ГОТОВ К ЗАПУСКУ".	
	Кнопка "СТОП"	— нажать по истечении не менее 1 мин работы на холостом ходу.
	Примечание. В экстренных случаях разрешается останавливать ВСУ на любом режиме.	
	Переключатель "ЗАПУСК — ХОЛОДНАЯ ПРОКРУТКА"	— в положение "ХОЛОДНАЯ ПРОКРУТКА".
	"ГЛАВНЫЙ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ"	— в положение "ВЫКЛ".
	Система пожаротушения, если она была включена только для работы ВСУ	— выключить.
	Выключатель насоса подкачки топлива № 2 левого двигателя и ВСУ, если он был включен только для работы ВСУ	— в положение "ВЫКЛЮЧ".
(12) Подготовка к холодной прокрутке	Заглушка выхлопной трубы	— снять.
	Порядок включения АЗС и подключения аэродромного источника к бортовой сети изложен в РЛЭ, 6.3.3.	
	Система пожаротушения	— включить (см. РЛЭ, 6.7.2).
	Выключатель "АККУМУЛ."	— включить.
	Переключатель "РАП—ВСУ	— в положение "РАП".
	Примечание. При подготовке к холодной прокрутке от бортового аккумулятора переключатель "РАП—ВСУ" должен находиться в нейтральном положении.	
	Выключатель "ВКЛ. АКК., РАП и ВСУ НА СЕТЬ"	— в положение "ВЫКЛЮЧЕНО".

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(12) Подготовка к холодной прокрутке (прод.)	При этом должны гореть аварийный световой сигнализатор "ПРИБОРЫ ПИТАЮТСЯ ОТ АККУМУЛ." и аварийное светосигнальное табло "АККУМУЛ. ПИТАНИЕ".	
	Выключатель "АККУМУЛ."	— включить.
	Переключатель вольтметра	— в положение "АКК. ШИНА".
	Выключатель насоса подкачки топлива № 2 левого двигателя	— включить.
	Работу насоса проконтролировать по загоранию зеленого светосигнализатора.	
	Примечание. При холодной прокрутке от бортового аккумулятора подкачивающий насос № 2 левого двигателя и ВСУ включить после включения "ГЛАВНОГО ВЫКЛЮЧАТЕЛЯ" запуска ВСУ.	
	Крышка на электрощитке контроля и запуска ВСУ	— открыть.
	Кнопка "КОНТРОЛЬ ЛАМП ВСУ"	— нажать.
	При этом должны загореться светосигнализаторы "ВЫХОД НА РЕЖИМ", "ПРЕДЕЛЬНЫЕ ОБОРОТЫ", "ПРЕДЕЛЬНАЯ ТЕМПЕРАТУРА", "ДАВЛЕНИЕ МАСЛА", " НЕИСПРАВНОСТЬ ТСА", "ГОТОВ К ЗАПУСКУ", " ВЕРХНИЕ СТВОРКИ ВСУ ОТКРЫТЫ".	
(13) Холодная прокрутка	"ГЛАВНЫЙ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ"	— включить.
	Выключатель "ЗАПУСК — ХОЛОДНАЯ ПРОКРУТКА"	— в положение "ХОЛОДНАЯ ПРОКРУТКА".
	Команда по СПУ	— "От ВСУ".
	Получить ответ	— "Есть от ВСУ".
	Кнопка "ЗАПУСК"	— кратковременно (на 1—2 с) нажать.
	Контролировать холодную прокрутку по приборам и времени.	
(14) Подготовка к "ложному" запуску	Заглушка выхлопной трубы	— снять.
	Порядок включения АЗС и подключения аэродромного источника к бортовой сети изложен в РЛЭ, 6.3.3.	
	АЗС-*5* "ЗАЖИГАНИЕ ВСУ"	— выключить.
	Система пожаротушения	— включить (см. РЛЭ, 6.7.2).
	Выключатель "АККУМУЛ"	— включить.
	Переключатель "РАП—ВСУ"	— в положение "РАП".
	Примечание. При "ложном" запуске от бортового аккумулятора переключатель "РАП—ВСУ" установить в нейтральное положение.	

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(14) Подготовка к "ложному" запуску (прод.)	Выключатель "ВКЛ. АКК., РАП и ВСУ НА СЕТЬ"	— в положение "ВЫКЛЮЧЕНО".
	При этом должны гореть аварийный светосигнализатор "ПРИБОРЫ ПИТАЮТСЯ ОТ АККУМУЛ" и аварийное светосигнальное табло "АККУМУЛ. ПИТАНИЕ".	
	Переключатель вольтметра	— в положение "АКК. ШИНА".
	Напряжение на аккумуляторной шине ("АКК. ШИНА")	— проверить по вольтметру.
	Выключатель насоса подкачки топлива № 2 левого двигателя и ВСУ	— включить.
	Работу насоса проконтролировать по загоранию зеленого светосигнализатора.	
	Примечание. При "ложном" запуске от бортового аккумулятора насос подкачки топлива № 2 левого двигателя и ВСУ включится после включения "ГЛАВНОГО ВЫКЛЮЧАТЕЛЯ" запуска ВСУ.	
	Крышка на электрощитке контроля и запуска ВСУ	— открыть.
	Кнопка "КОНТРОЛЬ ЛАМП ВСУ"	— нажать.
	При этом должны загореться светосигнализаторы "ВЫХОД НА РЕЖИМ", "ПРЕДЕЛЬНЫЕ ОБОРОТЫ", "ПРЕДЕЛЬНАЯ ТЕМПЕРАТУРА", "ДАВЛЕНИЕ МАСЛА", "НЕИСПРАВНОСТЬ ТСА", "ГОТОВ К ЗАПУСКУ", "ВЕРХНИЕ СТВОРКИ ВСУ ОТКРЫТЫ".	
(15) "Ложный" запуск	"ГЛАВНЫЙ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ"	— включить.
	Выключатель "ЗАПУСК — ХОЛОДНАЯ ПРОКРУТКА"	— в положение "ЗАПУСК".
	Команда по СПУ	— "От ВСУ".
	Получить ответ	— "Есть от ВСУ".
	Кнопка "ЗАПУСК"	— кратковременно (на 1—2 с) нажать.
	Контролировать "ложный" запуск по приборам.	

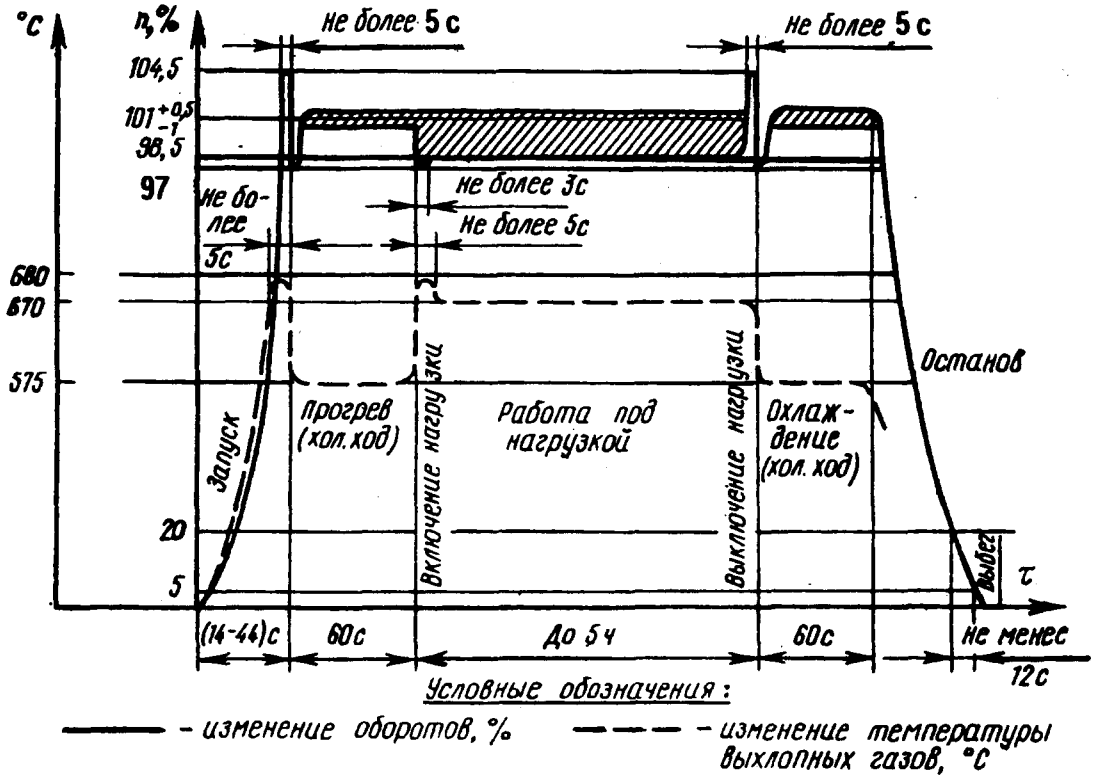


График запуска и работы двигателя ТА-8

0.4. НЕИСПРАВНОСТИ

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Запуск ВСУ	Кнопка "СТОП"* — нажать.
а) Температура газа за турбиной выше 680 °С	После останова двигателя ТА-8 выполнить холодную прокрутку и произвести повторный запуск. В случае заброса температуры при повторном запуске вопрос о дальнейшей эксплуатации двигателя необходимо решить с эксплуатирующим подразделением и заводом-изготовителем.
б) Частота вращения ротора выходит из диапазона 97,0—104,5% или не восстанавливается до 100,0—101,5% в течение 5 с	Кнопка "СТОП"* — нажать.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
в) Продолжительность запуска превышает 44 с	Кнопка "СТОП"* — нажать.
(2) Режим холостого хода ВСУ	
а) Температура газа за турбиной превышает 575 °С	Кнопка "СТОП"* — нажать.
б) Частота вращения выходит из диапазона 100—101,5%	Кнопка "СТОП"* — нажать.
(3) Режим загрузки ВСУ	
а) Температура газа за турбиной превышает 670 °С	Кнопка "СТОП"* — нажать.
б) Частота вращения ротора выходит из диапазона 98,5—102,0%	Кнопка "СТОП"* — нажать.
(4) Запуск, режимы холостого хода и загрузки ВСУ	Необходимо выключать ВСУ нажатием кнопки "СТОП" в следующих случаях: — при возникновении помпажа; — при возникновении постороннего шума; — при обнаружении течи масла и топлива; — при загорании светосигнализаторов "ПРЕДЕЛЬНАЯ ТЕМПЕРАТУРА", "ПРЕДЕЛЬНЫЕ ОБОРОТЫ", "ДАВЛЕНИЕ МАСЛА", "НЕИСПРАВНОСТЬ ТСА".

* Вопрос о дальнейшей эксплуатации двигателя необходимо решить с эксплуатирующим подразделением и заводом-изготовителем.

6.2.5.

АППАРАТУРА КОНТРОЛЯ ВИБРАЦИИИ ДВИГАТЕЛЕЙ

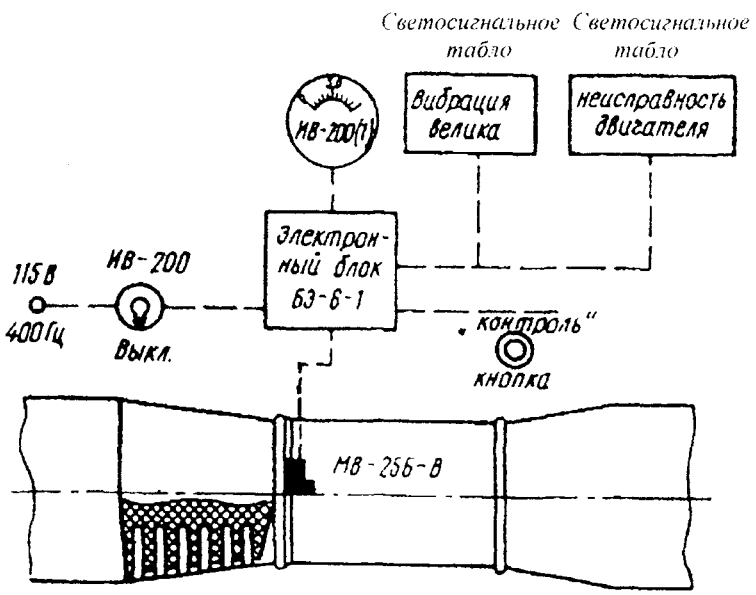
6.2.5. АППАРАТУРА КОНТРОЛЯ ВИБРАЦИИ ДВИГАТЕЛЕЙ

0.1. ОПИСАНИЕ

(1) Бортовая измерительная аппаратура ИВ-200Е (в дальнейшем по тексту ИВ-200) предназначена для постоянного контроля уровня виброскорости двигателей на всех эксплуатационных режимах их работы. Постоянный контроль этого уровня дает возможность экипажу самолета судить об исправности двигателей и в случае превышения допустимого уровня виброскорости своевременно принять решение об остановке двигателя.

(2) На самолете установлен один комплект аппаратуры ИВ-200. Он состоит из одного двухканального электронного блока БЭ-6-1, двух вибропреобразователей типа МВ-25Б-В (по одному на каждый двигатель) и двух показывающих приборов типа ИВ-200(1) — по одному на каждый двигатель. Вибропреобразователь МВ-25Б-В установлен на корпусе двигателя на специальном кронштейне по вертикальной оси. Электронный блок БЭ-6-1 расположен в приборном отсеке кабины экипажа. Показывающие приборы ИВ-200(1) расположены на щитке приборов контроля двигателей и ВСУ. На этом же щитке находится светосигнальное табло "ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА". На средней приборной доске пилотов расположено светосигнальное табло "НЕИСПРАВНОСТЬ ДВИГАТЕЛЯ".

(3) Вибропреобразователь МВ-25Б-В — электромагнитного типа, индукционный. При пересечении катушкой постоянного поля магнита в ней наводится э. д. с., пропорциональная скорости ее перемещения. Сигнал с датчика поступает в электронный блок БЭ-6-1, где формируются нужные частотная и амплитудная характеристики. После выпрямления сигнал с датчика поступает на показывающий прибор ИВ-200(1), имеющий шкалу 0-100 мм/с, и на светосигнальные табло "ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА", "НЕИСПРАВНОСТЬ ДВИГАТЕЛЯ", которые загораются при достижении уровня вибрации 50 мм/с.



Функциональная схема аппаратуры ИВ-200Е

(4) Аппаратура ИВ-200 работает от сети напряжением 115В 400 Гц и включается выключателем "ИВ-200" на щитке приборов контроля двигателей и ВСУ.
(5) Превышение допустимого уровня виброскорости на работающем двигателе контролируется по загоранию светосигнальных табло "ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА" и "НЕИСПРАВНОСТЬ ДВИГАТЕЛЯ" и по отклонению стрелки показывающего прибора ИВ-200(1) на деление (50±7,5) мм/с.
(6) Для проверки исправности аппаратуры применяется схема встроенного контроля. При нажатии кнопки встроенного контроля "КОНТРОЛЬ" ИВ-200 стрелки показывающих приборов должны отклониться на величину 60—100 мм/с, а светосигнальные табло "ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА" и "НЕИСПРАВНОСТЬ ДВИГАТЕЛЯ" должны гореть. В случае нарушения данных требований аппаратура подлежит наземной проверке.

6.2.5а. АППАРАТУРА КОНТРОЛЯ ВИБРАЦИИ ДВИГАТЕЛЕЙ ИВ-50П-А-9*

0.1. ОПИСАНИЕ

(1) Бортовая измерительная аппаратура ИВ-50П-А-9 (в дальнейшем по тексту ИВ-50П) предназначена для постоянного контроля уровня виброскорости двигателей на всех эксплуатационных режимах их работы. Постоянный контроль этого уровня дает возможность экипажу самолета судить об исправности двигателей.

(2) На самолете установлен один комплект аппаратуры ИВ-50П. Он состоит из одного двухканального электронного блока БЭ-30-4, двух вибропреобразователей типа МВ-04-1 (по одному на каждый двигатель) и двух показывающих приборов типа УК-68В — по одному на каждой двигатель. Вибропреобразователь МВ-04-1 установлен на корпусе двигателя, на специальном кронштейне по вертикальной оси. Электронный блок БЭ-30-4 расположен в приборном отсеке кабины экипажа. Показывающие приборы УК-68В расположены на щитке приборов контроля двигателей и ВСУ. На этом же щитке находится светосигнальное табло "ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА". На средней приборной доске пилотов расположено светосигнальное табло "НЕИСПРАВНОСТЬ ДВИГАТЕЛЯ".

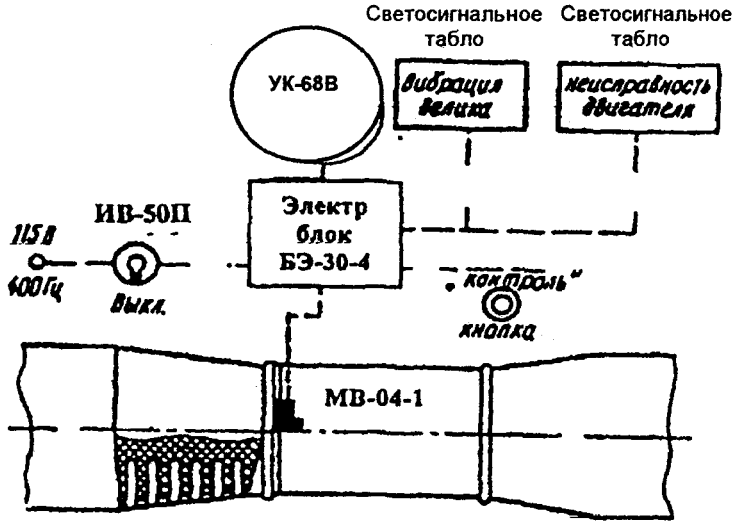
(3) Вибропреобразователь МВ-04-1 — пьезоэлектрического типа, с двумя пьезокерамическими элементами, между которыми расположена токосъёмная пластина. Пьезоэлементы с помощью груза и пружины прижимаются к корпусу датчика. Сигнал с вибропреобразователя, пропорциональный виброускорению, поступает на электронный блок БЭ-30-4, где интегрируется, формируется по амплитудным и частотным характеристикам в полосе роторных частот, а затем поступает на указатель УК-68В, имеющий шкалу 0-100%, и на светосигнальные табло "ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА", "НЕИСПРАВНОСТЬ ДВИГАТЕЛЯ", которые загораются при достижении уровня вибрации 50 %.

(4) Аппаратура ИВ-50П работает от сети напряжением 115В 400 Гц и включается выключателем "ИВ-50П" на щитке приборов контроля двигателей и ВСУ.

(5) Превышение допустимого уровня виброскорости на работающем двигателе контролируется по загоранию светосигнальных табло "ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА" и "НЕИСПРАВНОСТЬ ДВИГАТЕЛЯ" и при этом стрелка указателя УК-68В должна отклониться на величину 50% и более.

(6) Для проверки исправности аппаратуры применяется схема встроенного контроля. При нажатии кнопки встроенного контроля "КОНТРОЛЬ" ИВ-50П стрелки показывающих приборов должны отклониться на величину 75 —95 %, а светосигнальные табло "ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА" и "НЕИСПРАВНОСТЬ ДВИГАТЕЛЯ" должны гореть. В случае нарушения данных требований аппаратура подлежит наземной проверке.

* Для самолётов, доработанных по бюллетеню № 2134 БУ-Г.



Функциональная схема аппаратуры ИВ-50П-А-9

0.2. ЭКПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Условия (этап) работы	Единица измерения	Мин.	Норм.	Макс.
Виброскорость при нажатой кнопке встроенного контроля «КОНТРОЛЬ» ИВ-50П по показывающему прибору аппаратуры.*	% мин	75		95
Виброскорость при нажатой кнопке встроенного контроля «КОНТРОЛЬ» ИВ-200 по показывающему прибору аппаратуры.	мм/с	60		100
Время прогрева аппаратуры	мин		3	

03. НОРМАЛЬНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Предполетная проверка. После запуска двигателей.	Выключатель «ИВ-50П» (ИВ-200)* — включить. Кнопка «КОНТРОЛЬ» ИВ-50П (ИВ-200)* — нажать. При этом должны загореться светосигнальные табло «ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА», «НЕИСПРАВНОСТЬ ДВИГАТЕЛЯ», а стрелки показывающих приборов отклониться на величину 75—95 % (ИВ-200 — 60—100 мм/с)*. После отпускания кнопки светосигнальные табло должны погаснуть, а стрелки приборов — занять исходные положения.
(2) В горизонтальном полёте	Периодически проверять исправность аппаратуры ИВ-50П (ИВ-200)* в соответствии с п. (1) настоящего параграфа.
(3) Выключение	Выключатель «ИВ-50П» (ИВ-200)* — выключить.

* На самолётах, не доработанных по бюллетеню № 2134 БУ-Г.

0.4. НЕИСПРАВНОСТИ

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Загораются светосигнальные табло "ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА" и "НЕИСПРАВНОСТЬ ДВИГАТЕЛЯ" в то время, как прибор УК-68В (ИВ-200(1)* показывает значения виброскорости в пределах нормы. (2) При нажатой кнопке "КОНТРОЛЬ" стрелка показывающего прибора не отклоняется, светосигнальные табло "ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА" и "НЕИСПРАВНОСТЬ ДВИГАТЕЛЯ" не горят. (3) При нажатой кнопке "КОНТРОЛЬ" светосигнальные табло "ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА", "НЕИСПРАВНОСТЬ ДВИГАТЕЛЯ" не горят, стрелка показывающего прибора находится в пределах 75 — 95 % (60—100)*	Продолжать полет до базового аэродрома, обращая особое внимание на другие приборы, контролирующие работу двигателя.
(4) Стрелка показывающего прибора УК-68В находится в пределах 50—90% (60—100 мм/с)*., а светосигнализатор «ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА» и светосигнальное табло «НЕИСПРАВНОСТЬ ДВИГАТЕЛЯ» не горят.	Уменьшить режим работы двигателя до снижения величины виброскорости. Если при уменьшении режима работы двигателя величина виброскорости станет менее 50% (60 мм/с)*, продолжить полёт на этом режиме, усилив контроль за параметрами двигателя. Если при уменьшении режима работы двигателя до малого газа величина виброскорости превышает 50% (60 мм/с)*, двигатель выключить, предварительно убедившись в исправности канала измерения аппаратуры ИВ-50П.

* На самолётах, не доработанных по бюллетеню № 2134 БУ-Г.

6.3.1.

ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

6.3.1. ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

0.1. ОПИСАНИЕ

Гидравлическое оборудование самолета выполнено в виде трех самостоятельных независимых друг от друга систем:

— основной гидросистемы;
— тормозной гидросистемы;
— автономной гидросистемы аварийного питания гидроусилителя руля направления.

Рабочая жидкость — АМГ-10.

Каждая система имеет бак, гидроаккумуляторы, аппаратуру регулирования и управления и коммуникации.

Система дренажа и наддува является общей для трех гидросистем. Наддув бака насосной станции автономной гидросистемы для аварийного питания гидроусилителя руля направления производится из общей сети через штуцер наддува с обратным клапаном.

В случае переполнения гидробаков основной или тормозной гидросистемы излишек рабочей жидкости сливается в соответствующие дренажные баки, расположенные ниже по уровню. В случае переполнения гидробака насосной станции автономной гидросистемы аварийного питания гидроусилителя руля направления излишек рабочей жидкости сливается в гидробак основной гидросистемы.

Воздушные полости гидробаков всех трех гидросистем сообщаются с дренажными баками основной и тормозной гидросистем, в которых поддерживается в полете постоянный наддув сжатым воздухом. Необходимое для создания наддува количество воздуха отбирается от компрессоров двигателей. Постоянный наддув обеспечивается регулятором давления воздуха, установленным на дренажном баке тормозной гидросистемы, и контролируется по воздушному манометру МВ-4 (или МА-4), установленному на перегородке шп. № 9, у гидробака тормозной гидросистемы. Движению воздуха из систем наддува к компрессору двигателя препятствуют обратные клапаны. С самолета зав. № 60670 для сбора конденсата в каждой магистрали отбора воздуха установлен воздушный отстойник. Проверка систем наддува на стоянке самолета производится через бортовой штуцер на панели бортового питания основной гидросистемы.

(1) Основная гидросистема обеспечивает:

— уборку и выпуск шасси с открытием и закрытием створок;
— поворот колес передней опоры самолета;
— работу гидроусилителя руля направления;
— отклонение и уборку интерцепторов;
— работу стеклоочистителей.

Рабочее давление в гидросистеме создается двумя гидронасосами НП-43, установленными на двигателях самолета. Гидронасос — переменной производительности, с саморегулированием по давлению в гидросистеме. Подача насоса уменьшается с повышением давления в гидросистеме, а с понижением давления — увеличивается. Для охлаждения гидронасосов в режиме нулевой подачи в гидросистеме поддерживается постоянный расход жидкости (4,2±0,3) л/мин на каждый насос через дроссели постоянного расхода и холодильник в гидробак. Для уменьшения пульсаций давления жидкости в гидросистеме за каждым насосом установлен гаситель пульсаций.

В гидросистеме имеются два гидроаккумулятора. Один предназначен для дополнительного питания гидроусилителя руля направления, второй — для повышения энергоемкости основной гидросистемы при уборке шасси. Гидросистема работает следующим образом. Рабочая жидкость из гидробака по магистрали всасывания поступает одновременно к двум гидронасосам НП-43, далее под давлением через обратные клапаны и фильтр тонкой очистки — к кранам управления отдельных систем:

— электромагнитному крану ГА-142 основного управления шасси;
— электромагнитному крану ГА-163 включения управления поворотом передних колес;
— электромагнитному крану ГА-163 управления интерцепторами;
— дроссельным кранам ГА-230 управления стеклоочистителями;
— электромагнитному крану ГА-165 включения гидроусилителя руля направления.

При этом одновременно происходит зарядка гидроаккумуляторов. При включении соответствующего крана рабочая жидкость поступает к исполнительным агрегатам.

Для защиты от воздействия избыточного давления в гидросистеме имеется предохранительный клапан, срабатывающий при давлении 240^{+4} кгс/см^2. Контролируется давление в основной гидросистеме по указателю давления и светосигнализатору "ОСНОВНАЯ", расположенным на верхней приборной доске. При падении давления в системе ниже допустимого загорается светосигнализатор "ОСНОВНАЯ".

(2) Тормозная гидросистема обеспечивает:

— торможение колес шасси;
— аварийное торможение колес шасси;
— аварийный выпуск шасси.

Давление в системе создается электроприводной насосной станцией 465Д и поддерживается автоматически.

Питание электродвигателя осуществляется от сети постоянного тока 27 В, аварийное питание от аккумулятора не обеспечивается. При отказе насосной станции 465Д давление в тормозной системе можно создать ручным насосом НР-01.

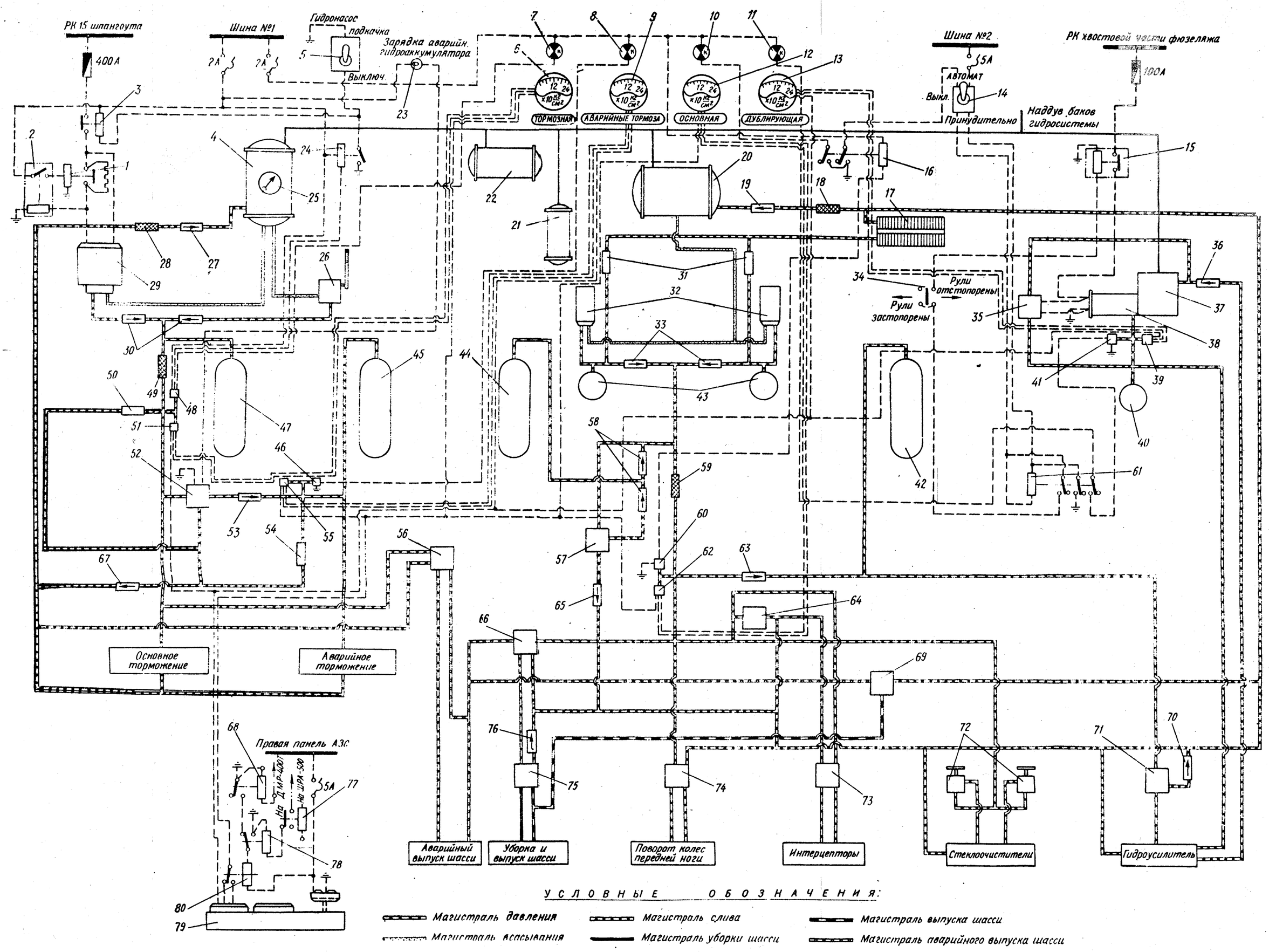
В тормозной гидросистеме имеется два гидроаккумулятора — основного и аварийного торможения колес. Подзарядка гидроаккумулятора основного торможения производится автоматически. При необходимости его можно подзарядить с помощью переключателя "ГИДРОНАСОС ПОДКАЧКА", расположенного на верхнем электрощитке пилотов. Гидроаккумулятор аварийного торможения служит для обеспечения аварийного торможения в случае падения давления в тормозной гидросистеме. Зарядка его и подзарядка в полете производится путем нажатия кнопки "ЗАРЯДКА АВАРИЙН. ГИДРОАККУМУЛЯТОРА", расположенной на верхнем электрощитке пилотов.

На Ту-134Б выключатель "ГИДРОНАСОС ПОДКАЧКА" и кнопка "ЗАРЯДКА ГИДРОАККУМУЛЯТОРА" установлены на верхнем приборном щитке пилотов в районе манометра гидросистемы.

В полете необходимо предварительно принудительно включить гидронасос нажимным выключателем "ГИДРОНАСОС ПОДКАЧКА". По достижении давления 210—220 кгс/см^2 в гидросистеме и в гидроаккумуляторе кнопка и выключатель "ГИДРОНАСОС ПОДКАЧКА" отпускаются. Давление в системе и в гидроаккумуляторе аварийного торможения контролируется по указателям давления и светосигнализаторам "ТОРМОЗНАЯ" и "АВАР. ТОРМОЗА", расположенным на верхней приборной доске. При падении давления в системе и гидроаккумуляторе аварийного торможения ниже допустимого загораются соответствующие сетосигнализаторы.

(3) Автономная гидросистема аварийного питания гидроусилителя предназначена для обеспечения работы гидроусилителя руля направления в случае отказа основной гидравлической системы. Давление в системе создается электроприводной насосной станцией НС-45. Питание электродвигателя осуществляется от сети постоянного тока 27 В, аварийное питание от аккумулятора не обеспечивается.

Насосная станция вступает в работу автоматически при падении давления в основной гидросистеме ниже допустимого. На случай отказа автоматического включения и для проверки работоспособности насосной станции предусмотрено принудительное включение системы вручную переключателем рода работы, расположенным на верхнем электрощитке пилотов. Давление в автономной гидросистеме контролируется по указателю давления и светосигнализатору "ДУБЛИРУЮЩАЯ", расположенным на верхней приборной доске. При падении давления ниже допустимого загорается светосигнализатор.



УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ:

Магистраль давления
Магистраль слива
Магистраль выпуска шасси
Магистраль всасывания
Магистраль уборки шасси
Магистраль аварийного выпуска шасси

Источники питания:

1 — контактор шунтирования пускового сопротивления; *2* — коробка включения контактов; *3* — контактор включения насосной станции; *4* — бак тормозной системы; *5* — выключатель подкачки тормозной системы; *6* — указатель манометра тормозной системы; *7* — красный светосигнализатор падения в тормозной гидросистеме; *8* — красный светосигнализатор падения давления в аварийной тормозной гидросистеме; *9* — указатель манометра аварийной тормозной гидросистемы; *10* — красный светосигнализатор падения давления в основной гидросистеме; *11* — красный светосигнализатор падения давления в автономной гидросистеме; *12* — указатель манометра основной гидросистемы; *13* — указатель манометра автономной гидросистемы; *14* — переключатель управления автономной гидросистемой; *15* — пусковая коробка включения насосной станции автономной гидросистемы; *16* — реле сигнализации падения давления в основной гидросистеме; *17* — холодильник; *18, 28, 49, 59* — фильтр, *19, 27, 30, 33, 36, 53, 58, 63, 65, 67, 70, 76* — обратный клапан; 20 — бак основной гидросистемы; *21* — дренажный бак основной гидросистемы; *22* — дренажный бак тормозной гидросистемы; *23* — кнопка зарядки гидроаккумулятора системы аварийного торможения; *24* — реле управления насосной станцией; *25* — гидравлический масломер; *26* — ручной насос; *29* — насосная станция; *31* — дроссели постоянного расхода; *32* — гидронасосы; *34* — концевой выключатель блокировки включения автономной гидросистемы при застопоренных рулях; *35* — электромагнитный кран насосной станции; *37* — бак насосной станции; *38* — автономная насосная станция; *39* — датчик манометра автономной гидросистемы; *40* — гидроаккумулятор насосной станции; *41* — сигнализатор падения давления в автономной гидросистеме; *42* — гидроаккумулятор гидроусилителя руля направления; *43* — гасители пульсаций; *44* — гидроаккумулятор основной гидросистемы; *45* — гидроаккумулятор аварийной тормозной гидросистемы; *46* — сигнализатор падения давления в гидроаккумуляторе аварийной тормозной гидросистемы; *47* — гидроаккумулятор тормозной гидросистемы; *48* — переключатель давления тормозной гидросистемы; *50, 54, 64* — предохранительный клапан; *51* — датчик манометра тормозной гидросистемы; *52* — электромагнитный кран зарядки гидроаккумулятора аварийной тормозной гидросистемы; *55* — датчик манометра аварийной тормозной гидросистемы; *56* — кран управления аварийным выпуском шасси; *57* — электромагнитный кран зарядки гидроаккумулятора основной гидросистемы; *60* — сигнализатор падения давления в основной гидросистеме; *61* — реле включения автономной насосной станции; *62* — датчик манометра основной гидросистемы; *66, 69* — клапан отключения; *68* — реле переключения сети при отключении генераторов; *71* — электромагнитный кран включения гидроусилителя руля направления; *72* — дроссельный кран управления стеклоочистителями; *73* — электромагнитный кран управления интерцепторами; *74* — кран управления поворотом колес передней опоры самолета; *75* — электромагнитный кран основного управления шасси; *77* — контактор выключения аэродромного питания; *78* — реле переключения режимов работы статического преобразователя; *79* — статический преобразователь; *80* — реле переключения питания в зависимости от режима работы статического преобразователя

0.2. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Наименование параметра	Единица измерения	Мин.	Норм.	Макс.
Давление в системе наддува	кгс/см^2	1.1	1.2	1.3
Примечание. В полете при уборке и выпуске шасси допускается изменение давления в системе наддува до 0,8—1,65 кгс/см^2				
(1) Основная гидросистема				
Давление в системе	кгс/см^2	205	210	225
Уровень рабочей жидкости в гидробаке (при заряженных гидроаккумуляторах, выпущенном шасси и убранных интерцепторах)	л		22^{+1}	
Срабатывание сигнализации падения давления	кгс/см^2	95	100	105
(2) Тормозная гидросистема				
Давление автоматического выключения насосной станции 465Д	кгс/см^2	205	210	220
Давление автоматического включения насосной станции 465Д	кгс/см^2	165	170	180
Уровень рабочей жидкости в гидробаке (при заряженных гидроаккумуляторах, заторможенных колесах и выпущенном шасси)	л		$16,5^{+1}$	
Срабатывание сигнализации падения давления в системе	кгс/см^2	135	140	145
Давление автоматического отключения насосной станции 465Д	кгс/см^2	35	40	50
Давление в гидроаккумуляторе аварийного торможения	кгс/см^2	180		220
Срабатывание сигнализации падения давления в гидроаккумуляторе аварийного торможения	кгс/см^2	180	190	200
(3) Автономная гидросистема аварийного питания гидроусилителя руля направления				
Давление в системе	кгс/см^2	75	100	105
Срабатывание сигнализации падения давления в системе	кгс/см^2	35	40	45
Уровень рабочей жидкости в баке	Определять по рискам	Не ниже нижней риски на кожухе маслоуказателя		

0.3.НОРМАЛЬНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Перед буксировкой	Указатель давления тормозной системы — не менее 150 кгс/см^2.
	При необходимости создать давление ручным насосом НР-01.
(2) Перед выруливанием	Указатель давления основной системы — 205—225 кгс/см^2.
	Указатель давления тормозной системы — 165—220 кгс/см^2.
	Указатель давления в гидроаккумуляторе аварийного торможения — 180—220 кгс/см^2.
	При необходимости создать давление — нажать кнопку "ЗАРЯДКА АВАРИЙН. ГИДРОАККУМУЛЯТОРА", предварительно нажав выключатель "ГИДРОНАСОС ПОДКАЧКА".
	Уровень рабочей жидкости в гидробаке тормозной системы — 16,5—17,5 л.
	Манометр МВ-4 (или МА-4) давления в системе наддува — 1,1—1,3 кгс/см^2.
	Выключатель "ГИДРОУСИЛИТ. РП" — в положение "ВЫКЛЮЧЕНО".
	Переключатель "ДУБЛИРУЮЩ. Г/СИСТЕМА РП" — в положение "ПРИНУДИТЕЛЬНО".
	После повышения давления в автономной системе гидроусилителя до 95—105 кгс/см^2 произвести 5 полных перекладок руля направления в обе стороны с максимальной скоростью.
	Примечание. При первой перекладке руля направления давление в системе не должно падать ниже 75 кгс/см^2.
	Переключатель "ДУБЛИРУЮЩ. Г/СИСТЕМА РП" — в положение "АВТОМАТ".
	Примечание. В положении "АВТОМАТ" на протяжении всего полета.
	Выключатель "ГИДРОУСИЛИТ. РП" — включить.
	Примечание. Включен на протяжении всего полета.
(3) Горизонтальный полет	Указатель давления основной системы — 205—225 кгс/см^2.
	Указатель давления тормозной системы — 165—220 кгс/см^2.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(4) Перед заходом на посадку	Указатель давления основной системы — 205—225 кгс/см^2. Указатель давления тормозной системы — 165—220 кгс/см^2. Указатель давления в гидроаккумуляторе аварийного торможения — 180—220 кгс/см^2.
(5) После заруливания на стоянку	Переключатель "ДУБЛИРУЮЩ. Г/СИСТЕМА РП" — в положение "ВЫКЛ".

0.4. НЕИСПРАВНОСТИ

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Падение давления в основной гидросистеме. Загорается красный светосигнализатор	Свидетельствует об утечке рабочей жидкости из системы или об отказе гидронасосов. По указателю давления автономной системы проконтролировать автоматический переход гидроусилителя руля направления на аварийное питание от автономной системы. Выключатель "ГИДРОУСИЛИТ. РП" — в положение "ВЫКЛЮЧЕНО". Выпуск шасси производится аварийно от тормозной системы. **ВНИМАНИЕ.** СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ СТЕКЛООЧИСТИТЕЛЯМИ, ИНТЕРЦЕПТОРАМИ И ПОВОРОТОМ КОЛЕС ПЕРЕДНЕЙ ОПОРЫ САМОЛЕТА НЕРАБОТОСПОСОБНЫ.
(2) Падение давления в автономной системе аварийного питания гидроусилителя. Загорается красный светосигнализатор	Свидетельствует об утечке рабочей жидкости из системы или об отказе насосной станции НС-45. Перейти на управление рулем направления без гидроусилителя. Выключатель "ГИДРОУСИЛИТ. КОЛЬЦЕВ." — включить.
(3) Частое включение насосной станции 465Д	Свидетельствует о внутренней негерметичности системы. Следить за давлением в тормозной системе. Быть готовым к использованию аварийного торможения на послепосадочном пробеге.
(4) Падение давления в тормозной системе. Загорается красный светосигнализатор. Автоматическое отключение насосной станции 465Д	Свидетельствует об утечке рабочей жидкости из системы или об отказе насосной станции 465Д. На послепосадочном пробеге применить аварийное торможение.

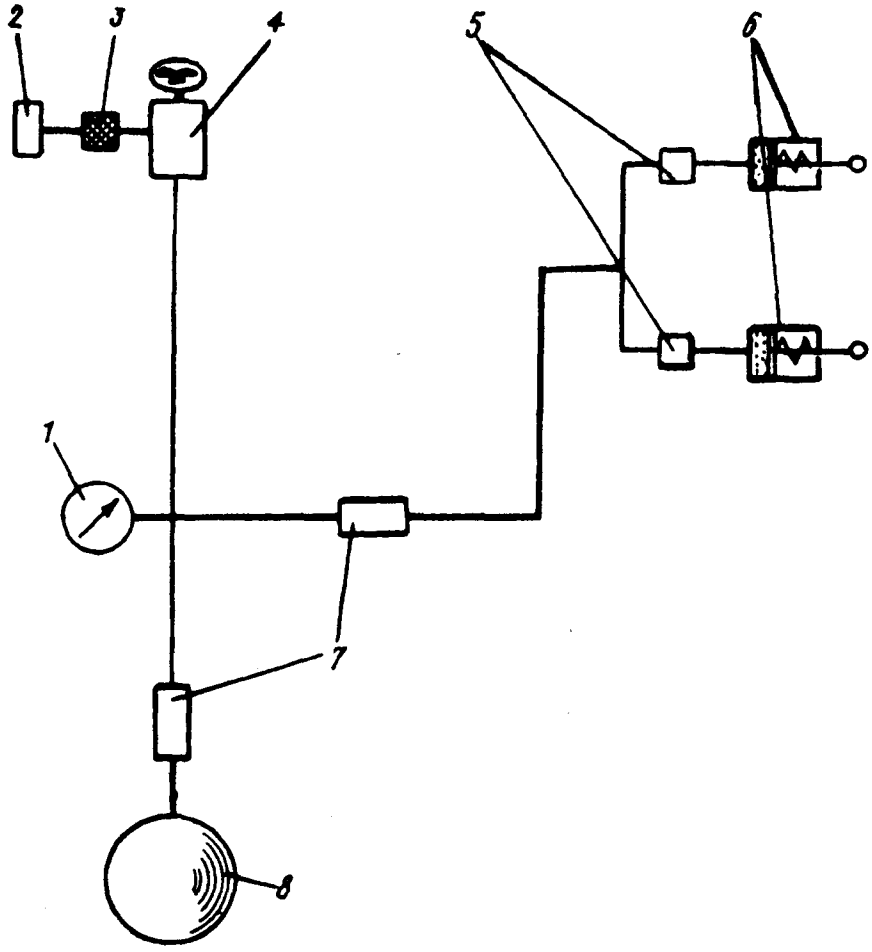
6.3.2. ВОЗДУШНАЯ СИСТЕМА

0.1. ОПИСАНИЕ

(1) Воздушная система предназначена для закрытия заслонок обдува генераторов при тушении пожара в гондолах двигателей.

Питание системы осуществляется сжатым воздухом под давлением 150 кгс/см^2 находящимся в 3-литровом баллоне. Зарядка системы сжатым воздухом производится на земле.

Контроль зарядки баллона сжатым воздухом осуществляется по манометру, расположенному в панели бортовой зарядки. Закрытие заслонок обдува генераторов производится автоматически, без вмешательства экипажа.



Принципиальная схема воздушной системы:
1 — воздушный манометр; *2* — бортовой штуцер; *3* — фильтр; *4* — кран зарядки системы; *5* — электропневмоклапан; *6* — цилиндр механизма заслонок продува генераторов; *7* — редуктор; *8* — воздушный баллон

0.2. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Наименование параметра	Единица измерения	Мин.	Норм.	Макс.
Давление в системе	кгс/см^2	120	150	

6.3.3.

ЭЛЕКТРОСИСТЕМА

6.3.3. ЭЛЕКТРОСИСТЕМА

0.1. ОПИСАНИЕ

(1) Общие сведения.

а) На самолете имеется три самостоятельные электрические сети:

— постоянного тока 27В;
— однофазного переменного тока 115В 400 Гц;
— трехфазного переменного тока 36В 400 Гц.

Сеть электроснабжения постоянным током разделяется на основную и аварийную. Аварийная сеть в нормальных условиях получает питание от основной сети, а при отказе всех генераторов автоматически переключается на питание от бортовых аккумуляторов.

Защита сетей постоянного и переменного тока от коротких замыканий и перегрузок осуществляется автоматами защиты и плавкими предохранителями, установленными на панелях АЗС, электрощитках, в распределительных коробках и панелях.

Основными источниками электроэнергии постоянного тока являются четыре генератора ГС-18ТО суммарной номинальной мощностью 72кВт. Резервным источником электроэнергии постоянного тока служит стартер-генератор ГС-12ТО номинальной мощностью 12 кВт, установленный на ВСУ. Этот генератор предназначен для питания бортсети во время технического обслуживания самолета на земле, запуска ВСУ, питания бортсети в полете до высоты 4000 м при отказе или отключении основных генераторов. Параллельная работа ГС-12ТО с основными генераторами ГС-18ТО не предусмотрена. Генератор ВСУ может работать на бортсеть при выключенных основных генераторах и должен автоматически отключаться от бортсети при включении хотя бы одного основного генератора. Приборы контроля и органы управления генератором ВСУ размещены в кабине штурмана на щитке управления электроэнергией.

На самолете установлены : две аккумуляторные батареи 20НКБН-25 или две 26108 SAFT или две 20FP25H1C-R VARTA или одна аккумуляторная батарея 12-САМ-55, предназначенные для питания бортсети на земле при отсутствии наземных источников электроэнергии во время запуска ВСУ и питания необходимых потребителей в полете при выходе из строя всех генераторов.

ВНИМАНИЕ: Эксплуатация в одном комплекте батарей разных типов **ЗАПРЕЩАЕТСЯ.**

Автоматы защиты сети этих генераторов и приборов на панелях обрамлены желтой рамкой. Остальные потребители электроэнергии после переключения аварийной шины на питания от аккумуляторов будут обесточены.

К потребителям и системам, получающим питание от аккумуляторов в полете при отказе генераторов, относятся:

— авиагоризонт АГД-1;
— радиокомпас АРК-15М;
— УКВ радиостанция "ЛАНДЫШ-20" № 1 и № 2;
— переговорное устройство СПУ-7;
— самолетное громкоговорящее устройство СГУ-15;
— электрообогрев ППД командира воздушного судна;
— аэронавинационные огни АНО;
— электрический указатель поворота ЭУП-53 командира воздушного судна и второго пилота;
— сигнализация предельной скорости полета и светосигнальное табло опасных режимов;
— управление выпуском и уборкой шасси;
— световая и звуковая сигнализация положения шасси;
— сирена С-1;

— управление автоматом тормозов;
— управление триммерами элеронов и рулей высоты и направления;
— управление механизмом триммирования загружателя руля направления;
— управление полетным загружателем, ГУ, РН и его кольцеванием;
— указатели положения посадочного щитка и стабилизатора;
— управление выпуском и уборкой интерцепторов и световая сигнализация их положения;
— преобразователь СПО-4, ПТ-200Ц, ПО-500;
— самописец МСРП-12 (МСРП-64-2), К-3-63 и магнитофон МС-61Б ("МАРС-БМ");
— топливомеры;
— ручное управление перекачкой топлива из баков-кессонов;
— сигнализация работы топливных насосов;
— управление запуском в воздухе основных двигателей и ТА-8;
— указатели давления масла и топлива, а также температуры масла;
— управление магистральными (перекрестного питания) и перекрывными кранами топливной системы;
— системы пожаротушения и сигнализации;
— освещение кабины экипажа;
— дежурное освещение пассажирских салонов;
— управление клапанами сброса давления в кабинах и краном системы обогрева остекления фонаря кабины пилотов;
— управление кранами наддува кабин;
— световая и звуковая сигнализация падения давления в кабинах;
— три СНП-1 для контроля питания $АГ_{лев}$, АГД и БКК;
— высотомер электромеханический ВЭМ-72.

б) Каждый генератор работает в комплексе с регулирующей и защитной аппаратурой, которая:

— поддерживает постоянное напряжение генераторов при изменении частоты вращения роторов двигателей и нагрузки генераторов;
— отключает генераторы от бортсети при останове двигателей и подключает их к сети после запуска двигателей;
— обеспечивает параллельную работу генераторов;
— отключает (при перенапряжении) неисправный генератор от бортсети.

в) Источниками однофазного переменного тока являются два преобразователя ПО-4500, один из которых — рабочий, а другой — резервный. От рабочего преобразователя питается большая часть оборудования самолета (основная шина 115В). Резервный преобразователь (при исправном рабочем) обеспечивает питание обогрева смотровых стекол второго пилота и штурмана, проблесковых маяков СМИ-2К, р/ст "МИКРОН", освещения салонов (вспомогательная шина 115В) и автоматически принимает на себя нагрузку рабочего преобразователя при его отказе. Вспомогательная шина в этом случае обесточивается. При работе резервного ПО-4500 горит белый светосигнализатор "РЕЗЕРВНЫЙ ПО-4500 РАБОТАЕТ". Резервный преобразователь может быть включен вручную на основную шину 115В.

ВНИМАНИЕ. В ЦЕЛЯХ ОБЛЕГЧЕНИЯ РЕЖИМА ЗАПУСКА РЕЗЕРВНОГО ПО-4500 ВКЛЮЧЕНИЕ ЕГО НА ВСПОМОГАТЕЛЬНУЮ ШИНУ СО ЩИТКА УПРАВЛЕНИЯ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИЕЙ ДО ВКЛЮЧЕНИЯ ОБОГРЕВА СМОТРОВЫХ СТЕКОЛ ВТОРОГО ПИЛОТА И ШТУРМАНА, ПРОБЛЕСКОВЫХ МАЯКОВ СМИ-2К, Р/СТ "МИКРОН" И ОСВЕЩЕНИЯ САЛОНОВ.

г) Источниками переменного трехфазного тока являются два преобразователя ПТ-1000ЦС: рабочий и резервный. При выходе из строя рабочего преобразователя автоматически включается резервный преобразователь, при этом загорается красный светосигнализатор "РЕЗЕРВНЫЙ ПТ-1000Ц РАБОТАЕТ".

д) Питание приборов контроля работы двигателей и гидросистемы осуществляется через статический преобразователь СПО-4. Предусмотрен контроль исправности II канала СПО-4 и сигнализация работы II канала.

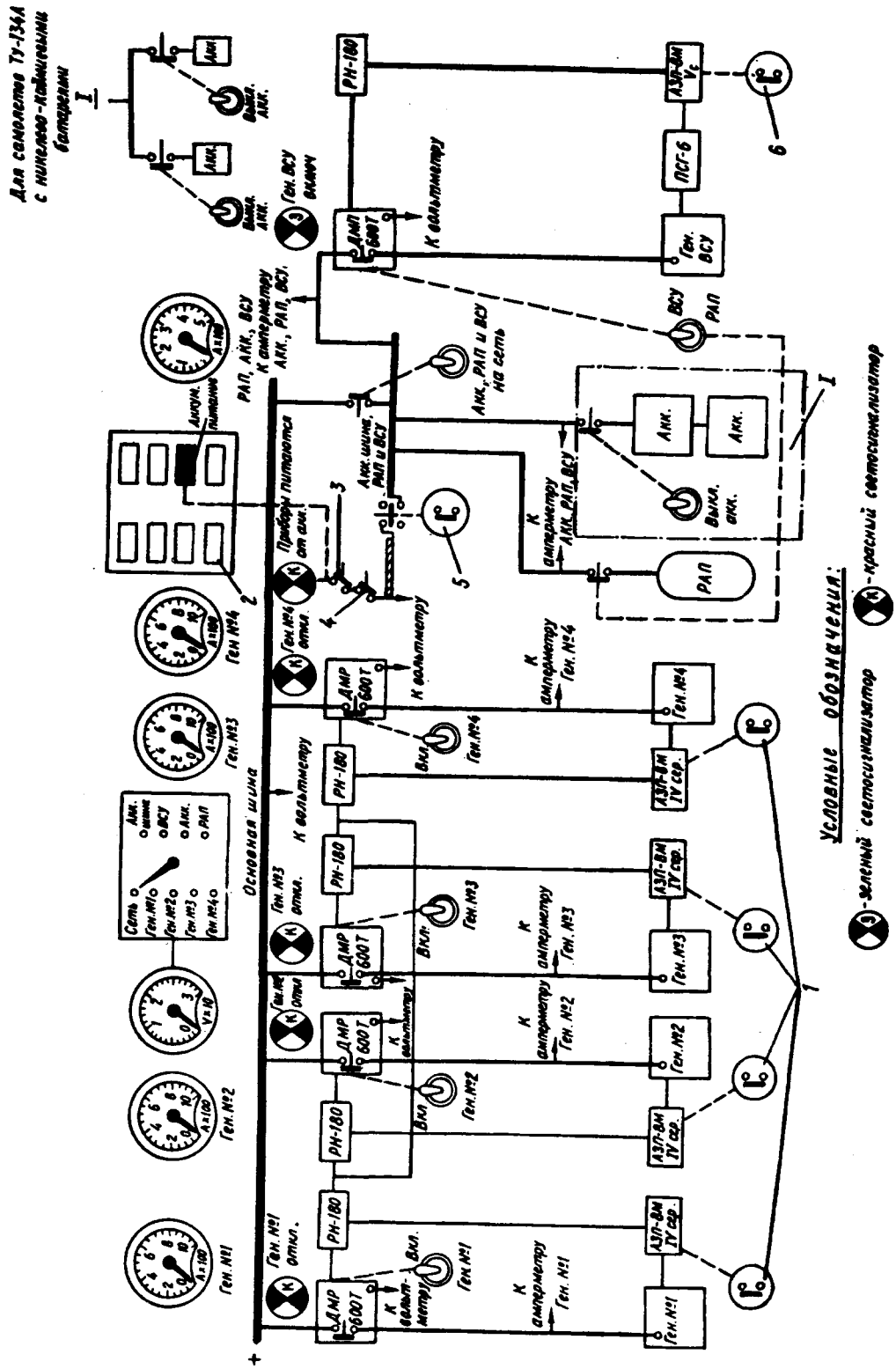


Схема системы электроснабжения:
1 — кнопка проверки АЗП; *2* — светосигнальное табло опасных режимов; *3* — включение сигнализатора "ПРИБОРЫ ПИТАЮТСЯ ОТ АКК"; *4* — переключение амперметра АКК, РАП, ВСУ; *5* — кнопка разблокировки аккумуляторной шины; *6* — кнопка проверки АЗП-8МVс

е) Для питания холодильника и розеток электробритв имеется преобразователь ПО-600С, вырабатывающий напряжение 127В 50 Гц.

ж) Для подключения к бортсети аэродромных источников электроэнергии постоянного тока на самолете имеются штепсельный разъем ШРАП-500, ШРАП-200 для подключения источников однофазного переменного тока.

з) Приборы контроля источников постоянного и переменного тока, их светосигнализаторы, а также органы управления ими расположены на щитке управления электроэнергией у штурмана.

Примечание. На самолете Ту-134Б органы управления электроэнергией и ее контроля перенесены на панель управления электроэнергией пульта бортмеханика, на котором дополнительно установлены:

— выключатель "ПО-500" (при включении ПО-500 его напряжение контролируется по вольтметру);
— желтые светосигнализаторы "РАБОТАЕТ ПО-500";
— галетный переключатель "КОНТРОЛЬ АПШ-36В";
— кнопки "КОНТРОЛЬ АПШ-36В" (3 шт.);
— желтые светосигнализаторы "АВАРИЙНЫЕ ШИНЫ ОТ ПТ-200Ц";
— кнопки "КОНТРОЛЬ КАНАЛОВ АПП-36В" (3 шт.).

На нижней панели "АЗС № 2" установлены:
— АЗС-2 "АПШ-3 КОНТРОЛЬ 36В";
— АЗС-2 "ПО-4500 РАБОЧИЙ";
— АЗС-2 "ПО-4500 РЕЗЕРВНЫЙ";
— АЗС-2 "36В АПП-1А".

Кнопка "КОНТРОЛЬ АПП-1А 115В" ("ПО-4500 РАБОЧИЙ — РЕЗЕРВНЫЙ") установлена на панели управления электроэнергией пульта бортмеханика.

На приборной доске второго пилота установлены четыре красных светосигнальных табло выключенного положения основных генераторов.

(2) Светотехническое оборудование самолета.

а) Огни внешней световой сигнализации:

— два проблесковых маяка СМИ-2К, установленные сверху и снизу фюзеляжа;
— четыре аэронавигационных огня БАНО-45, расположенные по два на концевых обтекателях каждого полукрыла;
— один аэронавигационный огонь ХС-57, расположенный в законцовке обтекаетеля хвостовой части фюзеляжа.

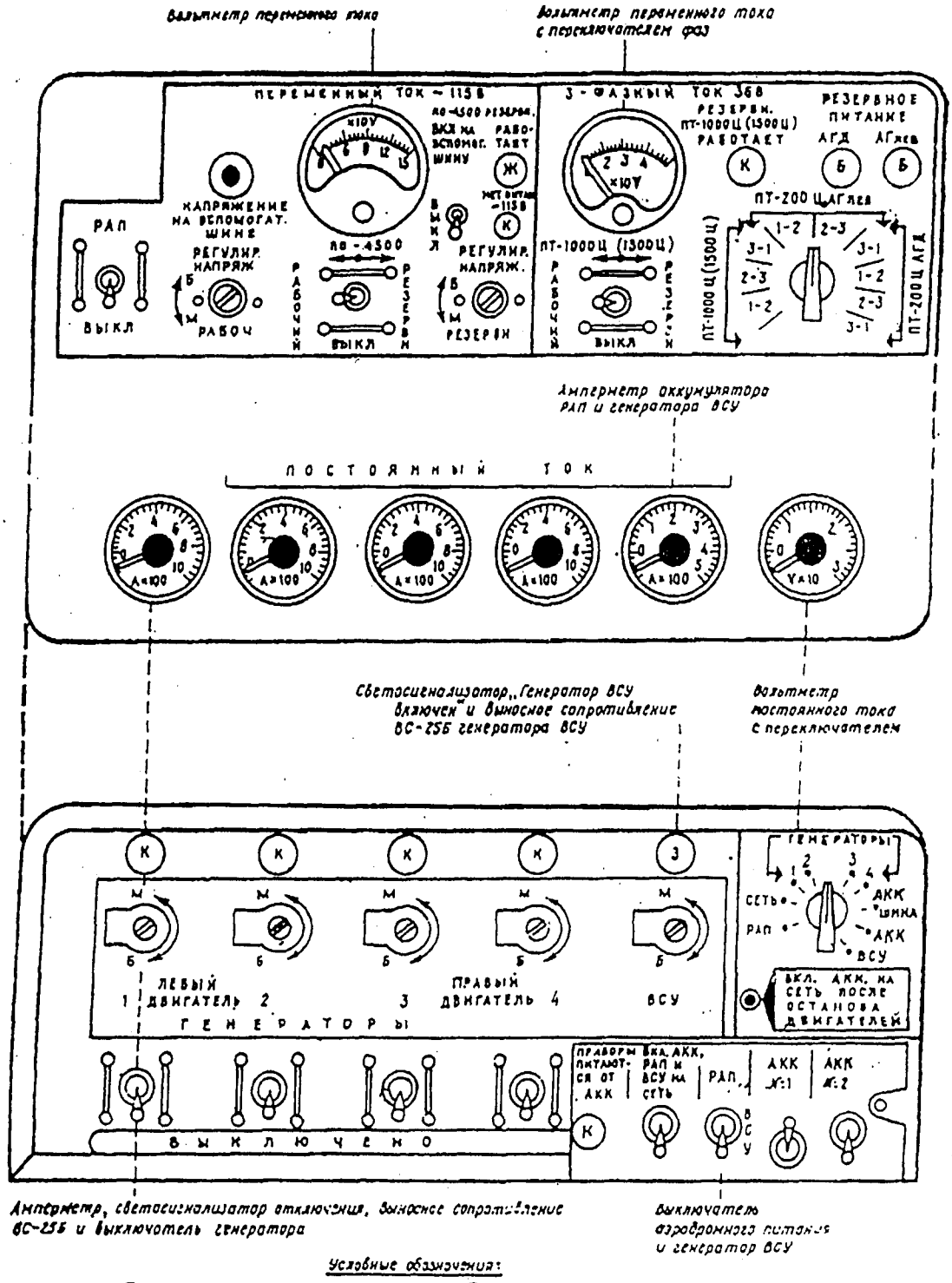
б) Взлетно-посадочные фары ПРФ-4 — четыре штуки. Две фары расположены в носовой части фюзеляжа, две встроены в гондолы шасси со стороны фюзеляжа. Источником света в фарах служит лампа-фара СМФ-3, имеющая две нити — руления и посадки.

в) Кабина экипажа освещается кабинными светильниками заливающего красно-белого света. Кабинные светильники местного освещения приборных досок смонтированы на козырьках над ними. Дополнительно приборы ПП-1ГМ, АГД освещаются светильниками СВ-1, АГЛ и АГП. Средняя приборная доска, с также все пульты, щитки в кабине экипажа освещаются кабинными светильниками местного освещения заливающего красно-белого света, а также лампами СБК и КЛСРК-45. На самолетах с УПД приборные доски пилотов освещены светильниками заливающего белого света. Два нижних ряда приборов на приборных досках пилотов и приборы ПП-75к дополнительно освещаются светильниками СВ, СВ-1, С60, С80.

г) Система освещения пассажирского салона и служебных помещений состоит из общего, ночного, дежурного и индивидуального освещения пассажирских мест.

0.2. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Наименование параметров	Единица измерения	Мин.	Норм.	Макс.
(1) Сеть однофазного переменного тока				
Напряжение	В	113	115	117
(2) Сеть трехфазного переменного тока				
Напряжение	В	35	36	37
ПТ-1000ЦС, ПТ-1500Ц(ЦБ)	В	34	36	38
ПТ-200Ц	В	34	36	40
(3) Сеть постоянного тока				
Напряжение (бортсети, генераторов, аэродромного источника электроэнергии)	В	27,5	28,5	28 (с акк. 12САМ-55) 29,5 (с акк. 20НКБН-25)
Напряжение аккумуляторной батареи 12САМ-55 под нагрузкой 20-22А	В	24		
Напряжение аккумуляторной батареи 20НКБН-25 под нагрузкой 95-105А	В	24		
Напряжение аккумуляторной батареи 26108 SAFT или 20FP25H1C-R VARTA под нагрузкой 95-105 А	В	23		или 26108 SAFT или 20FP25H1C-R VARTA
Нагрузка основных генераторов (показания амперметра):	А			
— на земле до 20 мин				300
— в полете длительно				600
Разность нагрузок генераторов	А			60
Нагрузка генератора ВСУ (показания амперметра):	А			
— на земле длительно				400
— в полете длительно				400
Продолжительность полета на аккумуляторах при обесточенной основной электросети	мин			До 25



Щиток управления системой электроснабжения

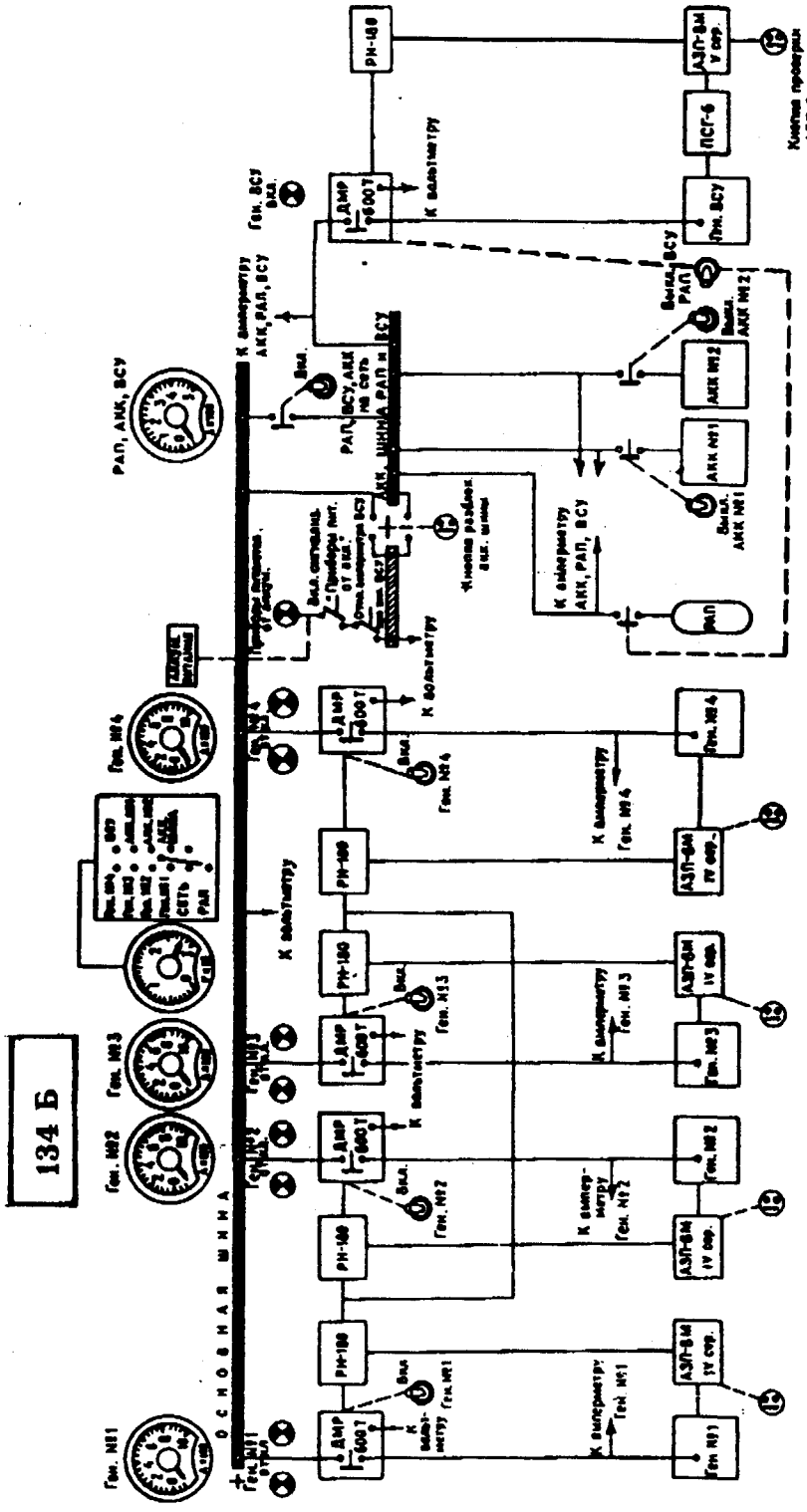


Схема системы электроснабжения

0.3. НОРМАЛЬНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) На земле перед запуском двигателей	**а) Исходное положение элементов управления системой электроснабжения:**	
	Все автоматы защиты на панелях АЗС	— включены.
	Все АЗС — выключатели и выключатели питания потребителей на пультах, панелях и щитках	— выключены.
	б) Проверка степени заряженности аккумуляторных батарей:	
	12САМ-55:	
	Автомат защиты "УПРАВЛЕНИЕ Г/НАСОСА, Г/АККУМУЛ." на левой панели АЗС	— выключить.
	Переключатель "РАП-ВСУ"	— в нейтральное положение.
	Переключатель вольтметра	— в положение "АККУМУЛ".
	Выключатель "ВКЛЮЧ. АККУМУЛ. РАП И ВСУ НА СЕТЬ"	— включить.
	Выключатель аккумуляторной батареи	— в положение "АККУМ" на (3—5)с; одновременно включить постоянную нагрузку (20—22) А.
	Примечание. Для получения нагрузки 20—22 А достаточно включить малый свет двух посадочно-рулежных фар.	
	Нагрузка аккумулятора	— проверить по амперметру в положениях "АКК", "ВСУ" и "РАП".
	Напряжение аккумулятора	— проверить показания вольтметра.
	ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ. ЕСЛИ НАПРЯЖЕНИЕ АККУМУЛЯТОРНОЙ БАТАРЕИ НИЖЕ 24 В, ДАТЬ КОМАНДУ НАЗЕМНОМУ ПЕРСОНАЛУ ЗАМЕНИТЬ АККУМУЛЯТОРНУЮ БАТАРЕЮ.	
	Выключатель "ВКЛ. АККУМУЛ. РАП и ВСУ НА СЕТЬ"	— в положение "ВЫКЛЮЧЕНО".
	Автомат защиты "УПРАВЛЕНИЕ Г/НАСОСА, Г/АККУМУЛ" на левой панели АЗС	— включить.
	Выключатель аккумуляторной батареи	— в положение "АККУМ".

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) На земле перед запуском двигателей (прод.)	При этом горят аварийный светосигнализатор "ПРИБОРЫ ПИТАЮТСЯ ОТ АККУМУЛ" и светосигнальное табло "АККУМУЛЯТОРНОЕ ПИТАНИЕ".
	20НКБН-25 или 26108 SAFT или 20FP25H1C-R VARTA
	Автомат защиты "УПРАВЛЕНИЕ Г/НАСОСА, Г/АККУМУЛ" на левой панели АЗС — выключить.
	Переключатель "РАП—ВСУ" — в нейтральное положение.
	Выключатель "ВКЛ. АККУМУЛ. РАП И ВСУ НА СЕТЬ" — включить.
	Переключатель света крыльевых и фюзеляжных фар — в положение "БОЛЬШОЙ СВЕТ".
	Переключатель вольтметра — в положение проверяемого аккумулятора.
	Выключатель каждой аккумуляторной батареи — поочередно устанавливать на 3—5 с в положение "АКК. № 1", "АКК. № 2".
	Примечание. На самолетах с одним общим выключателем для двух аккумуляторнгых батарей 20НКБН-25 или 26108 SAFT или 20FP25H1C-R VARTA проверку производить аналогично, устанавливая выключатель аккумуляторов и переключатель вольтметра в положение " АККУМУЛЯТОР"
	Напряжение аккумуляторов — *проверить показания* вольтметра.
	ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Если напряжение аккумуляторной батареи 20НКБН-25 ниже 24 В для аккумуляторной батареи 26108 SAFT или 20FP25H1C-R VARTA ниже 23 В дать команду наземному персоналу заменить аккумуляторную батарею.
	Переключатель света крыльевых и фюзеляжных фар — в положение "ВЫКЛЮЧЕНО".
	Выключатель "ВКЛ. АККУМУЛ., РАП И ВСУ НА СЕТЬ" — выключить.
	Автомат защиты "УПРАВЛЕНИЕ Г/НАСОСА, Г/АККУМУЛ" на левой панели АЗС — включить.
	Выключатели аккумуляторных батарей — в положение "АКК. № 1", "АКК № 2".
	При этом горят аварийный светосигнализатор "ПРИБОРЫ ПИТАЮТСЯ ОТ АККУМУЛ" и светосигнальное табло "АККУМУЛЯТОРНОЕ ПИТАНИЕ".
	в) Подключение аэродромного источника электроэнергии постоянного тока:
	Выключатели всех бортовых потребителей — выключены.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) На земле перед запуском двигателей (прод.)	Переключатель вольтметра	— в положение "РАП".
	Дать команду наземному персоналу состыковать розетку кабеля аэродромного источника электроэнергии с вилкой ШРАП-500 на самолете.	
	Напряжение аэродромного источника	— проверить по вольтметру.
	Переключатель "РАП—ВСУ"	— в положение "РАП".
	Переключатель вольтметра	— в положение "СЕТЬ".
	Выключатель "ВКЛ. АККУМУЛ. РАП и ВСУ НА СЕТЬ"	— включить.
	При этом гаснут аварийный светосигнализатор "ПРИБОРЫ ПИТАЮТСЯ ОТ АККУМУЛ", светосигнальное табло "АККУМУЛЯТОРНОЕ ПИТАНИЕ" и загораются четыре предупреждающих светосигнализатора отключения генераторов.	
	Напряжение бортсети	— контролировать по вольтметру в положении переключателя "СЕТЬ".
	Нагрузка бортсети	— контролировать по амперметру аккумуляторов, ВСУ и РАП.
	Исправность II канала СПО-4	— контролировать по предупреждающему светосигнализатору "РАБОТАЕТ II КАНАЛ СПО-4".
	При нажатии кнопки "КОНТРОЛЬ СПО-4"	— горит предупреждающий светосигнализатор.
	ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПОСЛЕ НАЖАТИЯ КНОПКИ "КОНТРОЛЬ СПО-4" ДЛЯ ВОССТАНОВЛЕНИЯ РАБОТЫ I КАНАЛА СПО-4, ВЫКЛЮЧИТЬ И ВНОВЬ ВКЛЮЧИТЬ АЗС-5 СПО-4.	
(2). Запуск ВСУ от аэродромного источника электроэнергии или от бортовых аккумуляторов	а) Перед запуском ВСУ:	
	Выключатели "АКК. № 1" и "АКК. № 2" или выключатель "АККУМУЛ"	— включить.
	Переключатель "РАП—ВСУ"	— в положение "РАП".
	Примечание. При запуске ВСУ от бортового аккумулятора переключатель "РАП — ВСУ" должен находиться в нейтральном положении.	
	Выключатель "ВКЛ. АККУМУЛ. РАП и ВСУ НА СЕТЬ"	— в положение "ВЫКЛЮЧЕНО".

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(2) Запуск ВСУ от аэродромного источника электроэнергии или от бортовых аккумуляторов (прод.)	Переключатель вольтметра	— в положение "АКК. ШИНА".
	Напряжение на аккумуляторной шине	— проверить по вольтметру.
	б) После запуска ВСУ:	
	Переключатель вольтметра	— в положение "ВСУ".
	Напряжение генератора ВСУ	— проверить по вольтметру.
	Переключатель "РАП-ВСУ" (*после выхода двигателя ВСУ на режим*)	— в положение "ВСУ".
	При этом должен загореться зеленый светосигнализатор "ГЕНЕРАТОР ВСУ ВКЛЮЧЕН".	
	Переключатель вольтметра	— в положение "СЕТЬ".
	ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ. ВО ИЗБЕЖАНИЕ ПЕРЕГРУЗКИ ГЕНЕРАТОРА ВСУ И ДВИГАТЕЛЯ ТА-8 НЕОБХОДИМО: — ПЕРЕД ЗАПУСКОМ ВСУ НА ЗЕМЛЕ ВЫКЛЮЧИТЬ ШИНУ БЫТОВЫХ ПРИБОРОВ, ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ПО-4500 И ГИДРОНАСОСА; — ПОСЛЕ ЗАПУСКА ВСУ ДЛЯ ПИТАНИЯ ПРИБОРОВ ПЕРЕМЕННЫМ ТОКОМ 115 В ВКЛЮЧИТЬ ПО-500; — ПРЕОБРАЗОВАТЕЛИ ПО-4500, ГИДРОНАСОС И ШИНУ БЫТОВЫХ ПРИБОРОВ ВКЛЮЧАТЬ РАЗДЕЛЬНО; — ПЕРЕД ВКЛЮЧЕНИЕМ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ПО-4500 (РАБОЧЕГО ИЛИ РЕЗЕРВНОГО) ТЕМПЕРАТУРА ВЫХОДЯЩИХ ГАЗОВ ДВИГАТЕЛЯ ТА-8 НЕ ДОЛЖНА ПРЕВЫШАТЬ 600 °С; — ПРИ ВКЛЮЧЕНИИ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ НЕОБХОДИМО СЛЕДИТЬ, ЧТОБЫ НАГРУЗКА ГЕНЕРАТОРА ВСУ НЕ ПРЕВЫШАЛА ДОПУСТИМУЮ.	
	Выключатель "ВКЛ. АККУМУЛ. РАП И ВСУ НА СЕТЬ"	— включить.
	При этом гаснут аварийный светосигнализатор "ПРИБОРЫ ПИТАЮТСЯ ОТ АККУМУЛ", светосигнальное табло "АККУМУЛЯТОРНОЕ ПИТАНИЕ" и загораются четыре предупреждающих светосигнализатора отключения генераторов.	
	Напряжение бортсети	— контролировать по вольтметру.
	Нагрузка бортсети	— контролировать по амперметру "АККУМУЛ, ВСУ и РАП".
	Если запуск ВСУ производился от аэродромного источника тока, дать команду на отключение розетки РАП и на удаление передвижного аэродромного источника электроэнергии.	

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(3) На земле после запуска двигателей	**Подключение на сеть основных генераторов:**	
	Напряжение генераторов	— проверить по вольтметру, поочередно устанавливая переключатель вольтметра в положение, соответствующее генераторам № 1, 2, 3 и 4.
	Выключатели генераторов	— включить.
	При этом гаснут предупреждающие светосигнализаторы отключения генераторов и зеленый светосигнализатор "ГЕНЕРАТОР ВСУ ВКЛЮЧЕН".	
	Переключатель "РАП-ВСУ"	— в нейтральное положение.
	Переключатель вольтметра	— в положение "СЕТЬ".
	Напряжение бортсети	— контролировать по вольтметру.
	Нагрузка бортсети	— контролировать по амперметру генераторов и аккумулятора.
(4) Параллельная работа генераторов (в полете и на земле)	**Контроль работы источников электроэнергии:**	
	Напряжение бортсети	— контролировать по вольтметру в положении переключателя "СЕТЬ".
	Нагрузка генераторов	— контролировать величину и равномерность распределения нагрузки между параллельно работающими генераторами по амперметрам генераторов.
	Выключатель рабочего ПО-4500	— включить.
	Выключатель резервного ПО-4500 на вспомогательную шину	— включить.
	При этом горит светосигнализатор "РЕЗЕРВНЫЙ ПО-4500 РАБОТАЕТ".	
	Напряжение на основной и вспомогательной шинах 115В	— контролировать по вольтметру переменного тока 115 В.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(4) Параллельная работа генераторов (в полете и на земле) (прод.)	Напряжение на шинах 36 В — контролировать по вольтметру переменного тока 36 В.
	В случае разбаланса токов нагрузки между генераторами более 60 А через 20 — 30 мин после начала работы генераторов отрегулировать их параллельную работу.
	Напряжение генераторов — повысить напряжение менее нагруженных генераторов и уменьшить более нагруженных, повернув рукоятки ВС-25Б (ВС-27ВТ) соответствующих генераторов в нужную сторону.
	Напряжение бортсети — проверить по вольтметру; если отличается от нормального (см. РЛЭ, 6.3.3,стр. 7), повернуть рукоятки ВС-25Б (ВС-27ВТ) на один и тот же угол.
	Примечание. Следить за равномерностью распределения нагрузки необходимо систематически в каждом полете.
	ВНИМАНИЕ. В ПОЛЕТЕ ВСЕ ГЕНЕРАТОРЫ ДОЛЖНЫ БЫТЬ ВКЛЮЧЕНЫ. ВЫКЛЮЧЕНИЕ ОДНОГО ИЗ ГЕНЕРАТОРОВ ДОПУСКАЕТСЯ В ИСКЛЮЧИТЕЛЬНЫХ СЛУЧАЯХ, О ВЫКЛЮЧЕНИИ ДОЛОЖИТЬ КВС.
(5) Проверка аккумуляторных батарей 20НКБН-25 или 26108 SAFT или 20FP25H1C-R VARTA	Через каждые 30—60 мин полета по бортовым амперметру и вольтметру производить проверку тока заряда и напряжения аккумуляторных батарей, включая поочередно их выключатели.
	Проверку напряжения производить у отключенной аккумуляторной батареи, а тока заряда — у подключенной к сети.
	Если ток более 25-30А или напряжение ниже 24В, выключить соответствующую аккумуляторную батарею.

0.4. НЕИСПРАВНОСТИ

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Горит предупреждающий светосигнализатор (один, два или три) отключения генераторов, нагрузка на генераторе отсутствует, напряжение генератора ниже напряжения бортсети	Свидетельствует об отключении генератора (одного, двух или трех) по причине заниженного напряжения. Напряжение отключенного генератора — отрегулировать до нормального (см. РЛЭ).
(2) Горит предупреждающий светосигнализатор отключения одного генератора, нагрузка на нем отсутствует, напряжение генератора около нуля	Свидетельствует о перенапряжении одного из генераторов (отключенного) по причине неисправности регулятора напряжения. Выключатель отключенного генератора — в положение "ВЫКЛЮЧЕНО". Переключатель вольтметра — в положение отключенного генератора. Кнопка автомата АЗП — нажать до упора. Напряжение генератора — проверить по вольтметру. Выключатель генератора — в положение "ВКЛЮЧЕНО". **Примечание. Если при нажатии кнопки на автомате произойдет повторное срабатывание автомата, попыток восстановления работы генераторов не производить до устранения неисправности в наземных условиях. В полете необходимо усилить контроль за работой исправных генераторов.**
(3) Горят предупреждающие светосигнализаторы отключения трех генераторов, напряжение на отключенных генераторах в норме, нагрузка на них отсутствует. Подключенный генератор перегружен, его напряжение выше нормы и не снижается выносным сопротивлением ВС-25Б (ВС-25БТ)	Свидетельствует о перенапряжении одного генератора по причине неисправности регулятора напряжения или его выносного сопротивления. Выключатель генератора (не поддающегося регулировке) — в положение "ВЫКЛЮЧЕНО". При этом перегруженный генератор отключится (загорится предупреждающий светосигнализатор его отключения), а нагрузку бортсети примут на себя отключенные им ранее три генератора (погаснут предупреждающие светосигнализаторы их отключения).
(4) Часть генераторов не работает, и нагрузка на каждом работающем генераторе превышает допустимую	Выключатель шины бытовых приборов — в положение "ВЫКЛЮЧЕНО". Если и после этого нагрузка превышает допустимую, отключить второстепенные потребители, без которых можно продолжить полет в конкретных условиях. ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ. ЕСЛИ АККУМУЛЯТОРНАЯ БАТАРЕЯ БЫЛА ОТКЛЮЧЕНА В ПОЛЕТЕ, ВНОВЬ ПОДКЛЮЧИТЬ ЕЕ К СЕТИ.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(5) Обесточена основная электросеть:	Может быть следствием преднамеренного отключения всех генераторов от бортсети, выполненного экипажем при соответствующей аварийной обстановке (например, появление гари и дыма, зашкаливание стрелок амперметров всех генераторов).
а) горят аварийный светосигнализатор "ПРИБОРЫ ПИТАЮТСЯ ОТ АККУМУЛ" и светосигнальное табло "АККУМУЛЯТОРНОЕ ПИТАНИЕ", предупреждающие светосигнализаторы отключения генераторов не горят, нагрузка на генераторах отсутствует, напряжение генераторов в норме	Выключатели всех генераторов — оставить в положении "ВЫКЛЮЧЕНО". Все АЗС на панелях АЗС, не обрамленные желтой рамкой — выключить. По запаху горящей изоляции, дыму попытаться определить место неисправности и устранить неисправность. Выключатели всех генераторов — включать поочередно, наблюдая за показаниями амперметров и вольтметров. АЗС выявленного или предполагаемого неисправного потребителя не включать. **Примечание.** Если обнаружить неисправность не удалось и при включении генераторов амперметры вновь "зашкаливают" или появляется дым и запах гари, оставить генераторы выключенными. Продолжать полет, используя при этом приборы и агрегаты, подключенные к аккумуляторной шине. По вольтметру контролировать напряжение на аккумуляторной шине.
б) горят аварийный светосигнализатор "ПРИБОРЫ ПИТАЮТСЯ ОТ АККУМУЛ" и светосигнальное табло "АККУМУЛЯТОРНОЕ ПИТАНИЕ", предупреждающие светосигнализаторы отключения генераторов не горят, нагрузка на генераторах отсутствует, напряжение генераторов около нуля	Может быть следствием отключения генераторов от бортсети автоматами защиты АЗП-8М по перенапряжению. Выключатели всех генераторов — в положение "ВЫКЛЮЧЕНО". Все АЗС на панелях АЗС, не обрамленные желтой рамкой — выключить. Напряжение на аккумуляторной шине — контролировать по вольтметру. Кнопки на корпусах всех автоматов АЗП — нажать до упора. Напряжение на генераторах — контролировать по вольтметру. Выключатели всех генераторов — в положение "ВКЛЮЧЕНО". Все АЗС на панелях АЗС, не обрамленные желтой рамкой — включить. **Примечание.** Если при нажатии кнопок на корпусах автоматов АЗП работа генераторов не восстановится или автоматы сработают повторно, попыток восстановления работы генераторов не производить до устранения неисправности в наземных условиях. Продолжить полет, используя только приборы и агрегаты, подключенные к аккумуляторной шине. По вольтметру контролировать напряжение на аккумуляторной шине.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
в) горят предупреждающие светосигнализаторы отключения генераторов, аварийный светосигнализатор "ПРИБОРЫ ПИТАЮТСЯ ОТ АККУМУЛ" и светосигнальное табло "АККУМУЛЯТОРНОЕ ПИТАНИЕ", напряжение генераторов около 10—15 В	Может быть следствием понижения напряжения всех генераторов по причине попадания "ложного" сигнала в цепь обмотки параллельной работы одного из регуляторов напряжения генераторов. Выключатели всех генераторов — убедиться во включенном положении. Напряжение на аккумуляторной шине — контролировать по вольтметру. Все АЗС на панелях АЗС, не обрамленные желтой рамкой — выключить. Продолжить полет, используя только приборы и агрегаты, подключенные к аккумуляторной шине. **Примечание.** Если восстановится нормальная работа генераторов (погаснут аварийные светосигнализатор "ПРИБОРЫ ПИТАЮТСЯ ОТ АККУМУЛ" и светосигнальное табло "АККУМУЛЯТОРНОЕ ПИТАНИЕ", а также погаснет хотя бы один из предупреждающих светосигнализаторов отключения генераторов), включить АЗС потребителей, необходимых для продолжения полета. **ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЯ:** 1. ЕСЛИ ПРИ ОБЕСТОЧЕННОЙ ОСНОВНОЙ ЭЛЕКТРОСЕТИ НЕ ПРОИЗОШЛО АВТОМАТИЧЕСКОЕ РАЗДЕЛЕНИЕ ОСНОВНОЙ И АККУМУЛЯТОРНОЙ ШИН (ГОРЯТ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОРЫ ОТКЛЮЧЕНИЯ ГЕНЕРАТОРОВ, А АВАРИЙНЫЙ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОР "ПРИБОРЫ ПИТАЮТСЯ ОТ АККУМУЛ" И СВЕТОСИГНАЛЬНОЕ ТАБЛО "АККУМУЛЯТОРНОЕ ПИТАНИЕ" НЕ ГОРЯТ), НЕОБХОДИМО ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ "АККУМУЛ. РАП И ВСУ НА СЕТЬ" ПОСТАВИТЬ В ПОЛОЖЕНИЕ "ВЫКЛЮЧЕНО". 2. ПРИ ОТСУТСТВИИ НАПРЯЖЕНИЯ НА КЛЕММАХ ВСЕХ ГЕНЕРАТОРОВ, А ТАКЖЕ В СЛУЧАЕ КРАЙНЕЙ НЕОБХОДИМОСТИ, КОГДА ДЛЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОСАДКИ ТРЕБУЕТСЯ ИСПОЛЬЗОВАТЬ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ ПОТРЕБИТЕЛИ (ПОСАДКА В СЛОЖНЫХ МЕТЕОУСЛОВИЯХ, НОЧНАЯ ПОСАДКА НА НЕОСВЕЩЕННЫЙ АЭРОДРОМ), НЕОБХОДИМО ПРОИЗВЕСТИ СЛЕДУЮЩЕЕ: Выключатель "ВКЛЮЧ. АККМУЛ. РАП И ВСУ НА СЕТЬ" — включить. АЗС необходимых потребителей — включить. Кнопка "ВКЛЮЧЕНИЕ АККУМУЛЯТОРОВ НА СЕТЬ ПОСЛЕ ОСТАНОВА ДВИГАТЕЛЕЙ" — нажать, аккумуляторы подключатся к основной сети. При этом погаснут аварийный светосигнализатор "ПРИБОРЫ ПИТАЮТСЯ ОТ АККУМУЛ" и светосигнальное табло "АККУМУЛЯТОРНОЕ ПИТАНИЕ" и загорятся предупреждающие светосигнализаторы отключения генераторов. Время полета на аккумуляторах в этом случае сокращается.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
в) горят предупреждающие светосигнализаторы отключения генераторов, аварийный светосигнализатор "ПРИБОРЫ ПИТАЮТСЯ ОТ АККУМУЛ" и светосигнальное табло "АККУМУЛЯТОРНОЕ ПИТАНИЕ", напряжение генераторов около 10—15 В (прод.)	ВНИМАНИЕ. В СЛУЧАЕ ОТКАЗОВ (ВЫКЛЮЧЕНИЯ) ЧЕТЫРЕХ ГЕНЕРАТОРОВ НЕОБХОДИМО ВЫПОЛНИТЬ СНИЖЕНИЕ ДО ВЫСОТЫ ЗАПУСКА ВСУ И ЗАПУСТИТЬ ВСУ. ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЯ. 1. ПОЛНОСТЬЮ ЗАРЯЖЕННЫЙ АККУМУЛЯТОР МОЖЕТ ОБЕСПЕЧИТЬ ТОЛЬКО РАБОТУ ПРИБОРОВ И АГРЕГАТОВ, ПОДКЛЮЧЕННЫХ К АККУМУЛЯТОРНОЙ ШИНЕ, В ТЕЧЕНИЕ ВРЕМЕНИ СНИЖЕНИЯ С ЭШЕЛОНА ДО ВЫСОТЫ ЗАПУСКА ВСУ И ОДНУ ПОПЫТКУ ЗАПУСКА ВСУ. ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПРОДОЛЖЕНИЯ ПОЛЕТА НЕОБХОДИМО ЗАПИТАТЬ БОРТСЕТЬ ОТ ГЕНЕРАТОРА ВСУ (СМ. РЛЭ 6.2.4). 2. В СЛУЧАЕ НЕВОЗМОЖНОСТИ НЕМЕДЛЕННОГО СНИЖЕНИЯ ДО ВЫСОТЫ ЗАПУСКА ВСУ АККУМУЛЯТОР МОЖЕТ ОБЕСПЕЧИТЬ ТОЛЬКО РАБОТУ ПРИБОРОВ И АГРЕГАТОВ, ПОДКЛЮЧЕННЫХ К АККУМУЛЯТОРНОЙ ШИНЕ, В ТЕЧЕНИЕ 35 МИН ДНЕМ И 25 МИН НОЧЬЮ. ЗАПУСК ВСУ В ЭТОМ СЛУЧАЕ **ЗАПРЕЩАЕТСЯ.**
(6) Напряжение на вспомогательной шине 115 В отсутствует; при этом напряжение на основной шине 115 В в норме. Горит светосигнализатор "РАБОТАЕТ РЕЗЕРВНЫЙ ПО-4500"	Свидетельствует об отключении рабочего преобразователя ПО-4500 и автоматическом переключении основной шины 115В на питание от резервного преобразователя. Вспомогательная шина при этом обесточивается. ВНИМАНИЕ. НИКАКИХ ДЕЙСТВИЙ ПО ВОССТАНОВЛЕНИЮ РАБОТОСПОСОБНОСТИ РАБОЧЕГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ НЕ ПРОИЗВОДИТЬ ДЛЯ ВЫЯСНЕНИЯ ПРИЧИНЫ В НАЗЕМНЫХ УСЛОВИЯХ. ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ. В ЭТОМ СЛУЧАЕ НЕ РАБОТАЮТ СЛЕДУЮЩИЕ СИСТЕМЫ: — ОБОГРЕВ СТЕКОЛ ВТОРОГО ПИЛОТА И ШТУРМАНА; — СВЯЗНАЯ Р/СТ. "МИКРОН"; — ПРОБЛЕСКОВЫЙ МАЯК СМИ-2К; — ЛЮМИНЕСЦЕНТНОЕ ОСВЕЩЕНИЕ.
(7) Напряжение на вспомогательной шине отсутствует; при этом напряжение на основной шине 115 В в норме, светосигнализатор "РАБОТАЕТ РЕЗЕРВНЫЙ ПО-4500" не горит. Включен выключатель "РЕЗЕРВНЫЙ ПО-4500 НА ВСПОМОГАТЕЛЬНУЮ ШИНУ" или хотя бы один из потребителей вспомогательной шины 115 В	Свидетельствует об отключении резервного преобразователя ПО-4500 в результате его отказа. Выключатели: обогрева стекла второго пилота и штурмана — выключить; связная р/ст "МИКРОН" — выключить; проблескового маяка СМИ-2К — выключить; люминесцентного освещения — выключить. Выключатель преобразователя "РЕЗЕРВНЫЙ ПО-4500 НА ВСПОМОГАТЕЛЬНУЮ ШИНУ" — выключить и затем снова включить. Горит светосигнализатор "РАБОТАЕТ РЕЗЕРВНЫЙ ПО-4500". Напряжение на вспомогательной шине — проконтролировать по вольтметру.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(7) Напряжение на вспомогательной шине отсутствует; при этом напряжение на основной шине 115 В в норме, светосигнализатор "РАБОТАЕТ РЕЗЕРВНЫЙ ПО-4500" не горит. Включен выключатель "РЕЗЕРВНЫЙ ПО-4500 НА ВСПОМОГАТЕЛЬНУЮ ШИНУ" или хотя бы один из потребителей вспомогательной шины 115 В (прод.)	В случае отсутствия напряжения на вспомогательной шине 115В (при этом светосигнализатор "РАБОТАЕТ РЕЗЕРВНЫЙ ПО-4500" не горит): Выключатель "РЕЗЕРВНЫЙ ПО-4500 НА ВСПОМОГАТЕЛЬНУЮ ШИНУ" — выключить. ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ. В ЭТОМ СЛУЧАЕ НЕ РАБОТАЮТ СЛЕДУЮЩИЕ СИСТЕМЫ: — ОБОГРЕВ СТЕКОЛ ВТОРОГО ПИЛОТА И ШТУРМАНА; — СВЯЗНАЯ Р/СТ. "МИКРОН"; — ПРОБЛЕСКОВЫЙ МАЯК СМИ-2К; — ЛЮМИНЕСЦЕНТНОЕ ОСВЕЩЕНИЕ.
(8) Отключились все потребители однофазного переменного тока 115 В (ИТ-2Т, УВИД, топливомеры, УКВ и др). Напряжение на основной и вспомогательной шинах 115В отсутствует	Свидетельствует об обесточивании основной и вспомогательной шин переменного тока 115В в результате отказа (или отключения) рабочего и резервного преобразователей. Переключатель преобразователей "ПО-4500 РАБОЧИЙ-РЕЗЕРВНЫЙ" — в положение "РЕЗЕРВНЫЙ", затем в положение "РАБОЧИЙ". Напряжение на основной и вспомогательной шинах 115В — проконтролировать по вольтметру. Примечание. Если отключение основного и резервного преобразователей было вызвано превышением частоты вращения (сработали центробежные переключатели), они вновь вступят в работу. ВНИМАНИЕ. ЕСЛИ РАБОТА ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ НЕ ВОССТАНОВИЛАСЬ: ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ПО-500 — ВКЛЮЧИТЬ. В ЭТОМ СЛУЧАЕ ОТ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ПО-500 ПОЛУЧАЮТ ПИТАНИЕ СЛЕДУЮЩИЕ ПОТРЕБИТЕЛИ: — ТОПЛИВОМЕРЫ; — УКАЗАТЕЛИ ИТ-2Т; — РАДИОКОМПАС АРК-11 № 1; — Р/СТ УКВ № 1 ИЛИ № 2; — УВИД-30-15к.
(9) При включенном выключателе рабочего преобразователя ПТ-1000Ц горит светосигнализатор "РАБОТАЕТ РЕЗЕРВНЫЙ ПТ-1000Ц", напряжение на шинах 36 В в норме.	Свидетельствует об отключении рабочего преобразователя ПТ-1000Ц и автоматическом переключении шин 36В на питание от резервного преобразователя ПТ-1000Ц. Напряжение на шинах 36В — периодически контролировать по вольтметру.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(10) Обесточились потребители трехфазного переменного тока 36 В (АП-6Е. КС-8, "ПУТЬ-4МП" и др.). Напряжение на шинах 36 В отсутствует. Переключатель преобразователей ПТ-1000Ц находится в положении "РАБОЧИЙ" или "РЕЗЕРВНЫЙ"	Произошло обесточивание шин переменного тока 36В в результате отключения рабочего и резервного преобразователей ПТ-1000Ц. Переключатель преобразователей ПТ-1000Ц "РАБОЧИЙ-РЕЗЕРВНЫЙ" — выключить. Выключатель преобразователя ПТ-200Ц АДГ — убедиться, что ПТ-200Ц включен. **Примечание.** При этом автоматически переключаются на питание от преобразователя ПТ-200Ц следующие потребители: — АГД (резервн.); — АРК-15 № 1.
(11) Горит предупреждающий светосигнализатор "РАБОТАЕТ II КАНАЛ СПО-4"	Произошло переключение питания приборов контроля работы двигателей и гидросистемы на II канал СПО-4. По окончании полета проверить исправность преобразователя СПО-4 и при необходимости его заменить.
(12) Ток заряда аккумуляторной батареи более (25-30) А или напряжение ниже 24 В	Выключить соответствующую аккумуляторную батарею.

6.4.1.

АППАРАТУРА ВНЕШНЕЙ СВЯЗИ

6.4.1. АППАРАТУРА ВНЕШНЕЙ СВЯЗИ

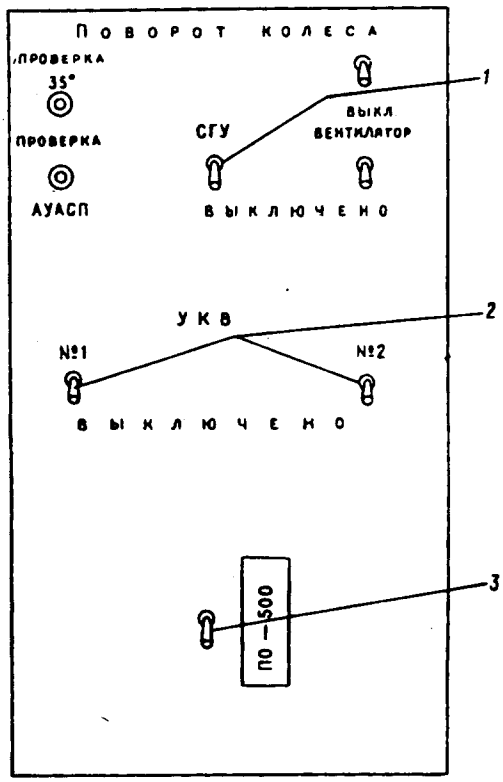
0.1. УКВ РАДИОСТАНЦИИ (УКВ р/ст)

(1) Описание.

а) УКВ р/ст. предназначена для ведения беспоисковой и бесподстроечной связи экипажа самолета с диспетчерскими службами УВД и экипажами других самолетов в радиотелефонном режиме в диапазоне частот 118,000 — 135,975 МГц, а также для пеленгации самолета наземными УКВ-радиопеленгаторами типа АРП.

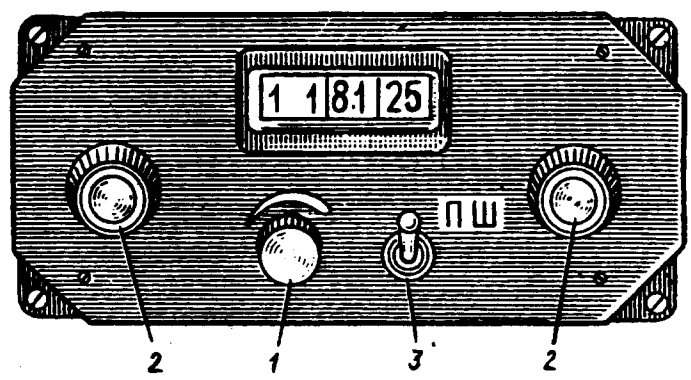
Дальность УКВ-радиосвязи составляет не менее 120 км при высоте полета 1000 м и не менее 350 км при высоте полета 10 000 м. На самолете установлено две УКВ р/ст. — УКВ № 1 и УКВ № 2. Выходы р/ст. подключаются к авиагарнитурам членов экипажа типа АГ-3 (ГСШ-С-12А) через самолетное переговорное устройство типа СПУ-7Б при установке на абонентном аппарате СПУ переключателя в положение "УКВ № 1" — для УКВ р/ст. № 1 и в положение "УКВ № 2" — для УКВ № 2 р/ст. На самолетах устанавливаются р/ст. "ЛАНДЫШ-20" или "БАКЛАН".

б) Питание радиостанции "ЛАНДЫШ-20", "БАКЛАН" осуществляется от сети постоянного тока напряжением 27 В.



Размещение выключателей питания на электрощитке КВС:

1 — включение питания СГУ; *2* — выключение питания р/ст. УКВ № 1 и 2; *3* — включение резервного ПО-500



Пульт управления радиостанции "ЛАНДЫШ-20" (или "БАКЛАН"):

1 — ручка регулировки громкости; *2* — ручки установки частоты;
3 — выключатель подавителя шумов

Выключатели питания р/ст. расположены на электрощитке КВС.

в) На самолете Ту-134А ПУ р/ст. "ЛАНДЫШ-20" или "БАКЛАН" расположены:

— на средней приборной доске пилотов — для УКВ № 1;
— на приборной доске штурмана, с левой стороны — для УКВ № 2.

На самолете Ту-134Б ПУ р/ст. "БАКЛАН" УКВ № 1 и 2 расположены на среднем пульте пилотов.

(2) Эксплуатационные ограничения.

Наименование параметров	Единица измерения	Мин.	Норм.	Макс.
(1) Время готовности УКВ р/ст. к работе после включения:	мин			
"ЛАНДЫШ-20"		2		
"БАКЛАН"		1		
(2) Время настройки на рабочую частоту после ее установки на ПУ:	с			
"ЛАНДЫШ-20"		мгновенная		
"БАКЛАН"		мгновенная		

(3) Нормальная эксплуатация.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Включение р/ст.	АЗС "УКВ № 1 и 2"	— проверить включение.
	Выключатели УКВ № 1 и УКВ № 2	— включить.
	При этом загорается лампа подсвета шкалы ПУ.	
(2) Настройка УКВ р/ст.	Ручки установки частоты	— установить рабочую частоту.
	Выключатель "ПШ"	— в положение "ПШ".
	Ручка регулировки громкости	— повернуть по часовой стрелки до желаемого уровня сигнала.
(3) Выключение УКВ р/ст.	Выключатели "УКВ № 1" и "УКВ № 2"	— выключить.

(4) Неисправности.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
Выход из строя приемника или передатчика р/ст.	РК 115В (в кабине штурмана)	— сменить сгоревший предохранитель; включить р/ст. согласно РЛЭ, 6.4.1. п. (3), 1).
	ВНИМАНИЕ. ЕСЛИ ДЕФЕКТ ПОВТОРИТСЯ, НЕ ЗАМЕНЯТЬ ПРЕДОХРАНИТЕЛИ ПОВТОРНО И РАДИОСТАНЦИЮ НЕ ВКЛЮЧАТЬ.	

0.2. КВ РАДИОСТАНЦИИ (КВ р/ст.)

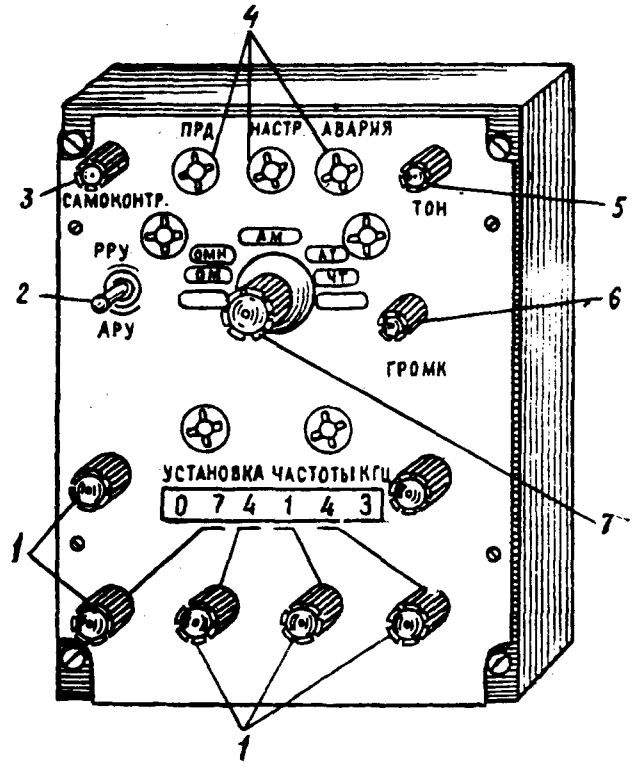
(1) Описание.

а) Общие сведения. КВ р/ст. предназначена для ведения неоперативной связи экипажа самолета с диспетчерами УВД, а также для ведения командной связи в тех случаях, когда нельзя осуществить связь через УКВ р/ст.

На самолете установлена КВ р/ст. "МИКРОН". Выход КВ р/ст. подключается к авиагарнитурам членов экипажа через систему СПУ-7Б при установке на абонентском аппарате СПУ переключателя радиосвязи в положение "РСБ-70, УС-80".

Дальность радиосвязи при работе КВ р/ст. в телефонном режиме составляет 800 — 1500 км в зависимости от рабочей частоты.

б) Питание КВ р/ст. осуществляется от сетей переменного тока напряжением 115В частотой 400 Гц и постоянного тока напряжением 27В. Выключатель питания КВ р/ст. расположен на панели электрощитка штурмана.



Пульт радиостанции "МИКРОН":

1 — ручка установки частоты; *2* — переключатель выбора режима усиления; *3* — ручка "САМОКОНТРОЛЬ"; *4* — светосигнализаторы контроля работы; *5* — ручка регулировки тона в ТЛГ; *6* — ручка регулировки громкости; *7* — переключатель выбора режима работы

ПУ р/ст. "МИКРОН" (РЛЭ, 6.4.1., л. 5) расположен на приборной доске штурмана с левой стороны или, в зависимости от модификации самолета, на боковом пульте второго пилота.

(2) Эксплуатационные ограничения.

Наименование параметра	Единица измерения	Мин.	Норм.	Макс.
(1) Время готовности к работе после включения р/ст. "МИКРОН"	мин	3		
(2) Время настройки на рабочую частоту после ее установки на ПУ:	с			
р/ст. "МИКРОН"				30

ВНИМАНИЕ. РАБОЧИЕ ЧАСТОТЫ ДОЛЖНЫ БЫТЬ УСТАНОВЛЕНЫ СТРОГО В ДИАПАЗОНЕ 2000—23 999 кГц. ПРИ УСТАНОВКЕ ЧАСТОТЫ МЕНЕЕ 2000 кГц И БОЛЕЕ 23 999 кГц Р/СТ БУДЕТ ПОСТОЯННО НАХОДИТЬСЯ В РЕЖИМЕ НАСТРОЙКИ, ЧТО МОЖЕТ ПРИ ВКЛЮЧЕНИИ ВЫВЕСТИ ЕЕ ИЗ СТРОЯ

(3) Нормальная эксплуатация.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Включение КВ р/ст. "МИКРОН"	АЗС "МИКРОН"	— проверить выключение.
	При этом на ПУ р/ст. загорится светосигнализатор "НАСТР", который погаснет после настройки р/ст. на заданную частоту.	
(2) Настройка р/ст. "МИКРОН"	Ручки "УСТАНОВКА ЧАСТОТЫ КГЦ"	— установить рабочую частоту.
	Переключатель "ОМ-ОМН-АМ-АТ-ЧТ"	— установить необходимый режим работы.
	Примечание. На самолете могут быть использованы только ТЛФ режимы работы: — ОМН и АМ — для работы с обычными р/ст. гражданской авиации; — ОМ — для работы с однополосными р/ст. гражданской авиации и однополосными р/ст. иностранных аэропортов.	
	Ручка "ГРОМК"	— по часовой стрелке до желаемого уровня сигнала.
	Ручка "САМОКОНТР."	— установить оптимальный уровень сигналов самопрослушивания.
	Переключатель "РРУ-АРУ"	— в положение, при котором наиболее хорошо прослушиваются сигналы корреспондента.
	Примечание. При работе р/ст. на передачу на ПУ загорается светосигнализатор "ПРД".	

(4) Неисправности.

Условия (этапы) работы	Необходимые действия
Выход из строя передатчика или приемника р/ст.	Проверить исправность предохранителей РК 115В. Сгоревшие предохранители заменить. Включить р/ст. согласно РЛЭ, 6.4.1., п. (3) 1). ВНИМАНИЕ. ЕСЛИ ДЕФЕКТ ПОВТОРИТСЯ, ПРЕДОХРАНИТЕЛИ ПОВТОРНО НЕ ЗАМЕНЯТЬ И РАДИОСТАНЦИЮ НЕ ВКЛЮЧАТЬ.

6.4.2.

АППАРАТУРА ВНУТРЕННЕЙ СВЯЗИ

6.4.2. АППАРАТУРА ВНУТРЕННЕЙ СВЯЗИ

0.1. САМОЛЕТНОЕ ПЕРЕГОВОРНОЕ УСТРОЙСТВО СПУ-7Б

(1) Описание.

Самолетное переговорное устройство предназначено для ведения внутрисамолетной телефонной связи членов экипажа между собой, с техническим персоналом при стоянке самолета, для управления средствами внешней радиосвязи, ведения внешней радиосвязи, прослушивания наземных навигационных и посадочных маяков. Телефонная связь обеспечивается с помощью авиагарнитур членов экипажа типа АГ-3 (ГСШ-С-12А) через абонентские аппараты СПУ, установленные на панелях КВС и второго пилота, приборной доске штурмана в рабочем месте лоцмана.

На самолете Ту-134Б абонентские аппараты СПУ установлены на боковых пультах КВС и второго пилота, приборной доске бортмеханика и дополнительно на рабочем месте лоцмана в кабине экипажа.

Авиагарнитуры размещаются на вешалках (устанавливаемых при ремонте самолета) у рабочих мест членов экипажа.

Питание СПУ и СГУ-15 осуществляется от сети постоянного тока напряжением 27В. Включение СПУ и СГУ-15 производится одновременно с установкой переключателя "СГУ" на электрощитке КВС в положение "СГУ".

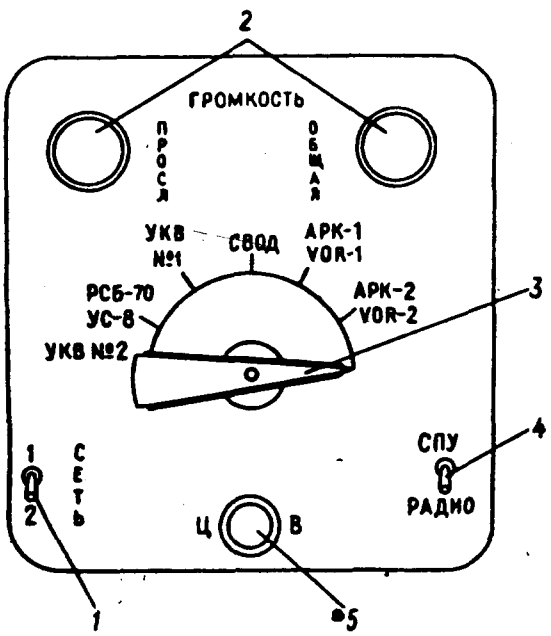
На Ту-134Б АЗС постоянного тока (27В) СПУ установлен на приборной доске бортмеханика.

(2) Эксплуатационные ограничения — не установлены.

(3) Нормальная эксплуатация.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Включение СПУ	АЗС СПУ	— проверить включение.
	Выключатель СПУ	— в положение "ВКЛ".
(2) Выход на внешнюю связь	Переключатель "УКВ № 2, РСБ-70, УКВ № 1. СВОД, АРК-1 — VOR-1; АРК-2 — VOR-2"	— соответствующее положение.
	Переключатель "СПУ-РАДИО"	— в положение "РАДИО".
	Переключатель "СЕТЬ-1-2"	— любое положение.
	Регулятор "ГРОМКОСТЬ ОБЩАЯ"	— установить оптимальный уровень слышимости.
	Регулятор "ГРОМКОСТЬ ПРОСЛ"	— установить оптимальный уровень слышимости сигналов внутри самолетной связи.
	Кнопка "РАДИО" КВС и второго пилота	— нажать.
	Примечание. Для передачи информации штурман нажимает ножную тангенту, лоцман — выносную кнопку "РАДИО".	

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(3) Выход на внутреннюю связь	Переключатель "СПУ—РАДИО" — в положение "СПУ". Кнопка "ЦВ" — нажать. Примечание. В дальнейшем внутренняя связь проводится КВС и вторым пилотом при нажатии кнопок СПУ, штурманом — ножной тангенты, лоцманом — кнопки "РАДИО".



Абонентский аппарат СПУ"

1 — переключатель "СЕТЬ-1-2"; *2* — ручки регулировки громкости; *3* — переключатель выбора вида радиосвязи; *4* — переключатель "СПУ-РАДИО"; *5* — кнопка циркулярного вызова

0.2. САМОЛЕТНОЕ ГРОМКОГОВОРЯЩЕЕ УСТРОЙСТВО СГУ-15

(1) Описание.

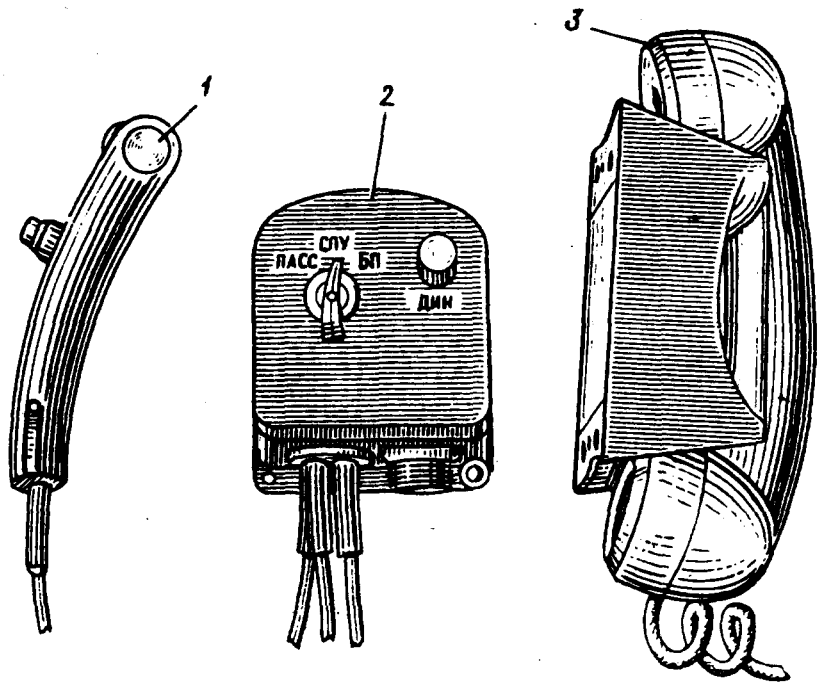
Самолетное громкоговорящее устройство предназначено для оповещения пассажиров пилотом или бортпроводником, двусторонней связи между пилотом и бортпроводником и осуществления пилотом и штурманом передачи и приема внутрисамолетной связи и радиосвязи, ведущейся по СПУ через выносные микрофоны и электродинамические громкоговорители.

Абонентский аппарат СПУ и микрофон КВС установлены на панели КВС. Микротелефонная трубка бортпроводника, микрофон и кнопка вызова КВС находятся на рабочем месте бортпроводника. Питание СГУ осуществляется от бортсети постоянного тока напряжением 27 В.

(2) Эксплуатационные ограничения — не установлены.

(3) Нормальная эксплуатация.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Включение СГУ	АЗС СГУ-15 — проверить включение. Выключатель СГУ — в положение "СГУ".
(2) Оповещение пассажиров командиром ВС	Переключатель "ПАСС-СПУ-БП" — в положение "ПАСС". Передать необходимую информацию после нажатия кнопки на микрофоне. **Примечание.** При установлении переключателя "ПАСС-СПУ-БП" в положение "ПАСС" информацию в пассажирский салон бортпроводник передавать не может.
(3) Оповещение пассажиров бортпроводником	Переключатель "ПАСС-СПУ-БП" — в положение "СПУ". Передать необходимую информацию после нажатия кнопки на выносном микрофоне бортпроводника.
(4) Обеспечение громкоговорящего приема при работе совместно с СПУ	Переключатель "ПАСС-СПУ-БП" — в положение "СПУ". Регулятор "ДИН" — установить оптимальный уровень слышимости на динамиках. **Примечание.** Выход на внешнюю радиосвязь может производиться через микрофон СГУ при нажатии кнопки на микрофоне или через авиагарнитуру при нажатии кнопки "РАДИО" на штурвале.
(5) Двусторонняя связь с бортпроводником: вызов бортпроводника; вызов КВС	Переключатель "ПАСС-СПУ-БП" — в положение "БП". Нажать кнопку светового сигнала вызова. Передать необходимую информацию нажатием кнопки выносного микрофона или кнопки "СПУ" (при пользовании авиагарнитурой). Послать световой сигнал вызова нажатием кнопки "ВЫЗОВ ЭКИПАЖА". Нажать тангенту микротелефонной трубки бортпроводника и передать инфоромацию. **Примечание.** Двусторонняя связь бортпроводника с КВС возможна, если после получения светового сигнала КВС переведет переключатель "ПАСС-СПУ-БП" в положение "БП".



Элементы аппаратуры СГУ-15:

1 — микрофон КВС; *2* — абонентский аппарат СГУ; *3* — трубка бортпроводника

0.3. СИСТЕМА СГС-25 ОПОВЕЩЕНИЯ ПАССАЖИРОВ И ВОСПРОИЗВЕДЕНИЯ МУЗЫКАЛЬНЫХ ПРОГРАММ "ВЕЩАНИЕ" (УПРОЩЕННЫЙ ВАРИАНТ)

(1) Описание.

Система оповещения пассажиров и воспроизведения музыкальных программ является дополнением к СПУ-7Б и совместно с ним обеспечивает: прослушивание каждым пилотом через свой динамик передач по сетям внешней и внутренней связи (одновременно с прослушиванием с помощью авиагарнитур); громкоговорящее оповещение пассажиров пилотом и бортпроводником; оповещение пассажиров пилотом и бортпроводником на фоне передаваемых музыкальных программ; воспроизведение музыкальных программ (с помощью магнитофона АРФА-М).

Примечание. КВС и бортпроводник могут оповещать пассажиров только поочередно. При оповещении пилотом линия связи бортпроводника, если он в это время делает сообщение, отключается.

(2) Эксплуатационные ограничения — не установлены.

(3) Нормальная эксплуатация.

При ведении передач с помощью микрофона СГУ или микрофона авиагарнитуры передача должна прослушиваться в телефонах и динамике.

Громкость передачи, воспроизводимой телефонами авиагарнитуры, устанавливать регулятором громкости на абонентском аппарате СПУ; громкость передачи, воспроизводимой динамиком — регулятором громкости ДИН на щитке пилота СГУ.

При появлении акустической связи между микрофонами СГУ и динамиком уменьшать усиление регулятором ДИН.

Для обеспечения высокого качества передачи при пользовании микрофоном СГУ его необходимо располагать на расстоянии 1—2 см от угла рта и обращать к лицу под углом 20—30°.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Включение питания	АЗС СГУ-15 на ЦРУ постоянного тока	— включить.
	Выключатель СГУ	— включить.
	Выключатель "МАГНИТОФОН-ВКЛ-ОТКЛ"	— в положение "ВКЛ".
(2) Оповещение пассажиров пилотами	Переключатель "ПАСС-СПУ-БП"	— в положение "ПАСС".
	Для передачи информации кнопку микрофона нажать.	
	Примечание. Передаваемые сообщения должны быть слышны в динамиках пассажирских салонов и одновременно (с пониженной громкостью) — в динамике пилота.	
(3) Оповещение пассажиров бортпроводником	Микрофон СГУ на рабочем месте бортпроводника	— нажать кнопку.
	Примечание. Сообщения, передаваемые бортпроводником, должны быть слышны в динамиках пассажирских салонов.	
(4) Вызов бортпроводника	Переключатель "ПАСС-СПУ-БП"	— в положение "БП".
	Кнопка-лампа "ВЫЗОВ БОРТПРОВОДНИКА"	— нажать.
	Примечание. После нажатия кнопки-лампы "ВЫЗОВ БОРТПРОВОДНИКА" она должна гореть, на рабочем месте бортпроводника должен звенеть звонок и гореть светосигнализатор "ЭКИПАЖ".	
	Для передачи сообщения кнопку микрофона СГУ нажать, для прослушивания ответа — отпустить.	
(5) Ответ бортпроводника	Тангента микротелефонной трубки	— для ответа нажать, для прослушивания — отпустить.
(6) Ведение музыкальных передач (с помощью магнитофона АРФА-М)	Выключатель "МАГНИТОФОН-ВКЛ-ОТКЛ"	— в положение "ВКЛ".
	При этом на магнитофоне подсвечиваются клавиши "0" и одна из клавиш "1", "2", "3", "4".	
	Клавиши звуковой дорожки "1", "2", "3", "4"	— нажать одну из клавиш.
	При этом должна погаснуть лампа подсвета клавиши "0" и загореться лампа нажимаемой клавиши.	
	Регулятор "ГРОМК" на микрофоне	— установить в положение необходимой громкости.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(6) Ведение музыкальных передач (с помощью магнитофона АРФА-М) (прод.)	Клавиша режима ожидания "СТОП" — нажать. При этом воспроизведение записи должно прекратиться. Загорается лампа подсвета клавиши "0" и сохраняется подсвет клавиши работавшей дорожки. Режим перемотки — нажать клавишу «◁» (влево) или «▷» (вправо). **ВНИМАНИЕ. ПЕРЕКЛЮЧАТЬ РЕЖИМ ПЕРЕМОТКИ ИЗ ОДНОГО НАПРАВЛЕНИЯ В ДРУГОЕ ТОЛЬКО ЧЕРЕЗ РЕЖИМ "СТОП" (ПОСЛЕ НАЖАТИЯ КЛАВИШИ "0").**
(7) Оповещение пассажиров пилотом на фоне музыкальных передач	Переключатель "ПАСС-СПУ-БП" — в положение "ПАСС". Кнопка микрофона СГУ (пилота) — нажать. После нажатия кнопки микрофона в динамиках салонов будут прослушиваться: сообщения пилота — с нормальной громкостью; звук от магнитофона — с пониженной громкостью. При отпускании кнопки микрофона громкость музыкальной передачи должна возрасти до установленного уровня.
(8) Оповещение пассажиров бортпроводником на фоне музыкальных передач	Переключатель "ПАСС-СПУ-БП" — в положение "СПУ". Кнопка микрофона бортпроводника — нажать. При этом в динамиках салонов будут прослушиваться: сообщения бортпроводника — с нормальной громкостью; звук от магнитофона — с пониженной громкостью. При отпускании кнопки микрофона бортпроводником громкость музыкальной передачи должна возрасти до установленного уровня. По окончании полета вынуть кассету из магнитофона и вложить ее в контейнер для кассет.

0.4. САМОЛЕТНЫЙ МАГНИТОФОН МС-61Б

(1) Описание.

Магнитофон МС-61Б предназначен для записи речевой информации с выходов радиоприемников и переговоров членов экипажа по СПУ на проволочный звуконоситель.

Все управление магнитофоном осуществляет командир воздушного судна с пульта управления МС-61Б.

Магнитофон должен включаться непосредственно перед запуском двигателей и выключаться только после посадки самолета и полного останова двигателей.

(2) Эксплуатационные ограничения.

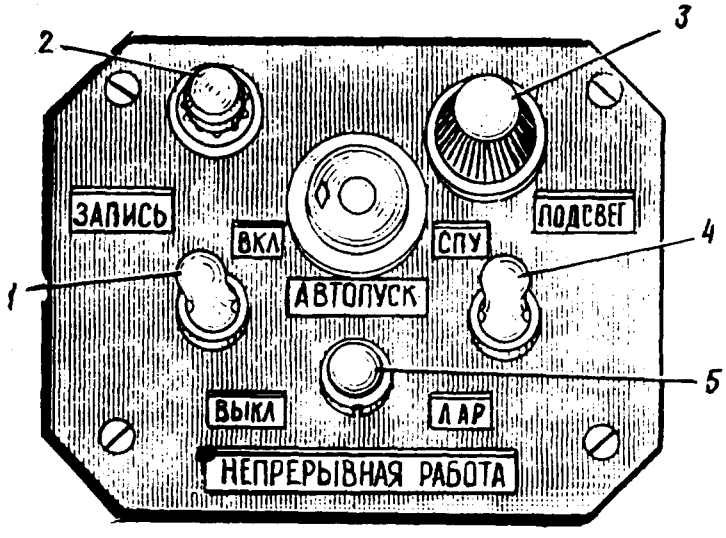
а) В полете запрещается выключать магнитофон и переводить его в режим ЛАР.

б) Кассеты на самолетный магнитофон устанавливать только с полной намоткой звуконосителя, обеспечивающей непрерывную работу в течении 5,5 ч.

в) Вылет с базового аэродрома с неисправным магнитофоном запрещается.

(3) Нормальная эксплуатация.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Включение питания	Выключатель "ВКЛ-ВЫКЛ" на ПУ	— включить.
	Примечание. При включении магнитофона загорается лампа подсвета надписей на ПУ.	
(2) Пользование магнитофоном в полете	Ручка "ПОДСВЕТ"	— в положение желаемой яркости освещения светосигнального табло на ПУ.
	Переключатель "АВТОПУСК—НЕПРЕРЫВНАЯ РАБОТА"	— в выбранный режим записи.
	Примечания: 1. Запись рекомендуется производить в режиме "НЕПРЕРЫВНАЯ РАБОТА". 2. В положении "НЕПРЕРЫВНАЯ РАБОТА" горит светосигнализатор "ЗАПИСЬ". В положении "АВТОПУСК" светосигнализатор "ЗАПИСЬ" загорается в момент начала записи.	
	Переключатель "СПУ-ЛАР"	— в положение "СПУ".
	Примечание. Светосигнализатор "ЗАПИСЬ" гаснет при неисправности магнитофона или по окончании записи звуконосителем на аппаратуре.	
	По окончании полета магнитофон выключить.	



Пульт управления магнитофона МС-61Б:

1 — выключатель питания; *2* — индикаторный светосигнализатор "ЗАПИСЬ"; *3* — регулятор яркости подсвета; *4* — переключатель "ЛАР—СПУ"; *5* — переключатель "НЕПРЕРЫВНАЯ РАБОТА — АВТОПУСК"

6.4.3.

АППАРАТУРА УВД

6.4.3. АППАРАТУРА УВД

0.1. САМОЛЕТНЫЙ РАДИОЛОКАЦИОННЫЙ ОТВЕТЧИК СОМ-64

(1) Описание.

а) В состав бортовой аппаратуры управления воздушным движением (УВД) входит самостоятельный радиолокационный ответчик СОМ-64, предназначенный для работы в комплексе с наземными вторичными радиолокаторами (ВРЛ) аэродромов и трасс, входящих в систему УВД, и изделие 020М.

б) Ответчик обеспечивает автоматическую передачу наземным ВРЛ информации о бортовом номере самолета и высоте полета при работе как с отечественными, так и с зарубежными радиолокационными станциями УВД.

Датчиками высоты для ответчика СОМ-64 (СО-72М) служат электромеханические высотомеры УВИД-30-15 и ВЭМ-72. Работа высотомеров с ответчиком обеспечивается по следующей схеме:

При полете над территорией СНГ при работе ответчика в режиме УВД в качестве датчика высоты используется УВИД-30-15. Высота выдается в виде $H_{отн}$ при установке кремальеры УВИД $p_0 = p_3$ в наборе и посадке. Кремальера УВИД устанавливается на $p_0 = 760$ мм рт. ст.

При пересечении границы, когда режим работы ответчика переключается с УВД на RBS к ответчику вместо УВИД-30-15 подключается ВЭМ-72, который в дальнейшем полете и до посадки на зарубежный аэродром выдает $H_{абс}$, вне зависимости от положения кремальеры на указателе высотомера.

Переключение датчиков-высотомеров происходит при переводе переключателя рода работы ответчика с режима УВД на режим RBS на пульте управления СОМ-64 (СО-72М).

Экипаж в процессе пилотирования по высоте при получении команд от службы УВД за рубежом использует высотомер УВИД-15Ф с футовой шкалой.

в) Ответчик может работать в четырех режимах:

УВД — основной режим при полетах на внутрисоюзных авиалиниях. В этом режиме ответчик обеспечивает работу с отечественными ВРЛ. Информация, передаваемая ответчиком, отображается на цифровом табло диспетчера КДП.

РСП — вспомогательный режим, предназначенный для наземной проверки ответчика. В отдельных случаях по команде диспетчера может устанавливаться во время полета.

RBS — применяется при полетах по зарубежным авиалиниям и обеспечивает работу с ВРЛ на радиочастотах ИКАО.

023М — режим связи с изделием 020М.

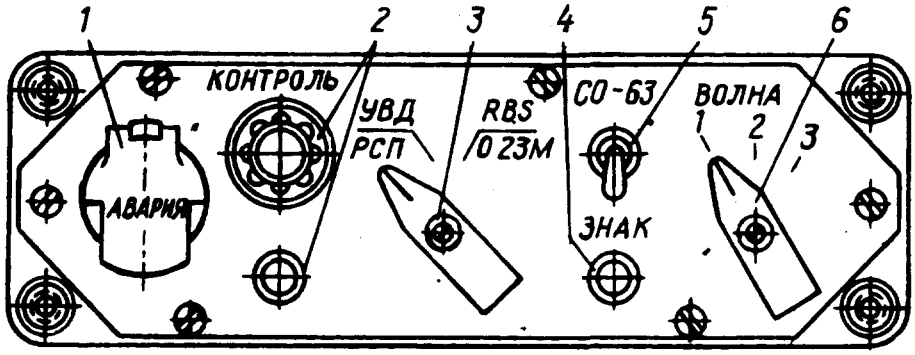
При включении выключателя "АВАРИЯ" в режиме УВД или при наборе номера "7700" в режиме RBS ответчик обеспечивает передачу наземным службам УВД сигнала аварийной ситуации на самолете.

г) Управление ответчиком осуществляется КВС с пультов СО-63 и ИКАО. При полетах на внутрисоюзных линиях используется пульт СО-63. На международных линиях дополнительно используется пульт ИКАО.

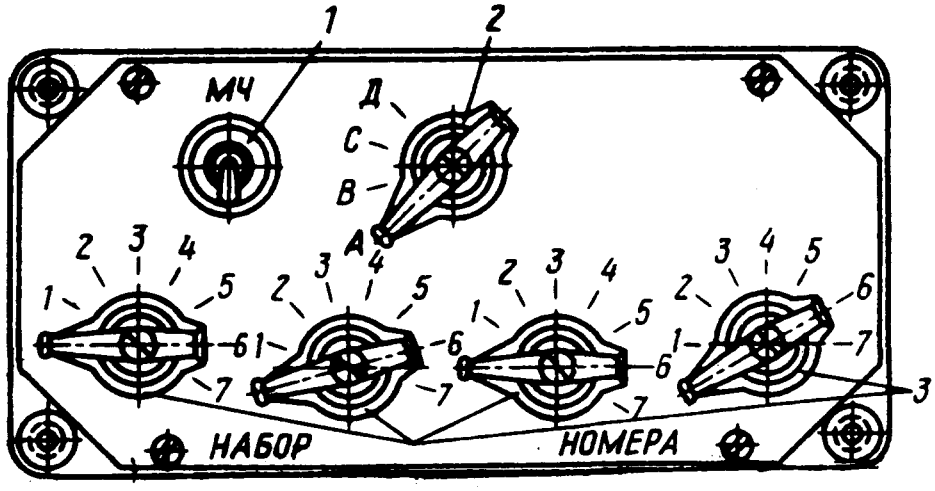
Пульты управления СО-63 и ИКАО, расположенные на левом пульте КВС, показаны в РЛЭ, 6.4.3.

д) Питание ответчика осуществляется от сети переменного тока 115В 400 Гц и от сети постоянного тока 27В. Выключатель питания ответчика установлен на пульте СО-63. АЗС установлены на левой панели АЗС. предохранитель ответчика СОМ-64 (5 А) расположен в коробке предохранителей РК115В.

(2) Эксплуатационные ограничения — не установлены.



Пульт управления СО-63:
1 — выключатель "АВАРИЯ" (под колпачком); *2* — светосигнализатор и кнопка "КОНТРОЛЬ"; *3* — переключатель режимов управления; *4* — кнопка "ЗНАК"; *5* — выключатель СО-63; *6* — переключатель "ВОЛНА"



Пульт управления ИКАО:
1 — выключатель установки малой чувствительности; *2* — переключатель кодов; *3* — переключатель набора номера

(3) Нормальная эксплуатация.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Включение ответчика	АЗС-5 СОМ-64	— включить.
	Выключатель СО-63	— включить.
(2) Предполетная проверка	Переключатель режимов	— в положение "УВД".
	Переключатель "ВОЛНА"	— в положение "2".
	Кнопка "КОНТРОЛЬ"	— нажать через 1—2 мин после включения и удерживать в нажатом положении.
	При этом светосигнализатор "КОНТРОЛЬ" должен гореть.	
	Переключатель режимов	— в положение "RBS".
	Кнопка "КОНТРОЛЬ"	— нажать через 1—2 мин после включения и удерживания в нажатом положении.
	При этом светосигнализатор "КОНТРОЛЬ" должен гореть.	
	Переключатель режимов	— в положение "023М".
	Примечание. Светосигнализатор "КОНТРОЛЬ" может периодически вспыхивать, если на аэродроме работают радиолокаторы. **ЗАПРЕЩАЕТСЯ.** 1. Одновременно нажимать кнопки "ЗНАК" и "КОНТРОЛЬ". 2. Нажимать кнопку "КОНТРОЛЬ" ранее чем через 1 мин после переключения режима работы.	
(3) Использование ответчика при полетах на внутрисоюзных авиалиниях		
а) Перед выруливанием	Переключатель режимов	— в положение "023М".
б) На исполнительном старте	Переключатель режимов	— в положение "УВД".
	Переключатель "ВОЛНА"	— в положение "2".
в) Перед пересечением границы РДС	Кнопка "КОНТРОЛЬ"	— нажать и удерживать в нажатом положении 5—10 с.
	При этом должен загореться светосигнализатор "КОНТРОЛЬ".	
г) По командам диспетчера УВД	Переключатель "ВОЛНА"	— в положение "1" или "3".
	Кнопка "ЗНАК"	— нажать.
	Переключатель режимов	— в положение "РСП".
	Переключатель режимов	— в положение "023М".
д) По окончании пробега	СОМ-64	— выключить.
е) при аварийных ситуациях (см, РЛЭ, 5.1.1.)	Предохранительный колпачок "АВАРИЯ"	— откинуть.
	Выключатель под колпачком	— включить.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(4) Использование ответчика при полетах за рубежом		
а) На предварительном старте и при перелете границы	Переключатель режимов	— в положение "RBS".
	Переключатель кодов	— в положение "А".
	Переключатель "НАБОР НОМЕРА"	— установить номер, требуемый диспетчером УВД.
	Примечание. Номер устанавливается слева направо. Например, требуется установить номер "46" — устанавливается номер "4600".	
б) В процессе полета	Кнопка "КОНТРОЛЬ"	— нажать и удерживать в нажатом положении 5—10 с.
	При этом должен загореться светосигнализатор "КОНТРОЛЬ".	
	Переключатель кодов	— в положение "В", "С" или "Д".
в) По требованию диспетчера УВД	Переключатель кодов	— в положение "Д".
	Примечание. Код "Д" устанавливается по команде "Stand-by" (готовность).	
	Кнопка "ЗНАК"	— нажать.
	Выключатель "МЧ"	— в верхнее положение.
г) При аварийных ситуациях (см. РЛЭ. 5.1.1.)	Переключателями "НАБОР НОМЕРА"	— набрать "7700".
д) При потере радиосвязи	Переключателями "НАБОР НОМЕРА"	— набрать "7600".
(5) После посадки	СОМ-64	— выключить.

(4) Неисправности.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
При нажатии кнопки "КОНТРОЛЬ" светосигнализатор "КОНТРОЛЬ" не горит	Сообщить диспетчеру УВД о неисправности ответчика СОМ-64.

0.2. ИЗДЕЛИЕ "020М"

Изделием "020М" управляет второй пилот.

После запуска двигателей изделие необходимо включать, а после посадки устанавливать в нерабочее положение и выключить. Для подготовки изделия к работе второму пилоту необходимо включить АЗС "020М" на своих ЦРЩ постоянного и переменного тока.

Для включения изделия установить сдвоенный выключатель "ПИТАНИЕ-ВЫКЛ" в положение "ПИТАНИЕ" на пульте управления.

Сразу же после включения загорится светосигнализатор "КОД. ВКЛ" на пульте управления, а через 1—2 мин загорится светосигнализатор "КОНТР. ПИТ".

Необходимый режим работы изделия устанавливается на пульте управления; знак, соответствующий режиму, просматривается в окне над ручкой переключателя.

Светосигнализатор "ИНДИК. ОТВЕТА" загорается при облучении самолета радиолокатором и сигнализирует о посылке ответных сигналов.

Выключатель "БЕДСТВИЕ" включается в случаях, предусмотренных в НПП-ГА, или по команде с земли.

0.3. САМОЛЕТНЫЙ РАДИОЛОКАЦИОННЫЙ ОТВЕТЧИК СО-72М

(1) Описание.

Радиолокационный ответчик СО-72М является бортовой аппаратурой, входящей в состав системы управления воздушным движением (УВД), и предназначен для работы с наземными аэродромными и трассовыми вторичными радиолокаторами (ВРЛ).

Ответчик обеспечивает автоматическую передачу наземным отечественным и зарубежным ВРЛ информации о номере и высоте полета.

Датчиком высоты для ответчика СО-72М служит барометрический электромеханический высотомер УВИД-30-15К.

Ответчик может работать в следующих режимах:

"УВД" — основной режим при полетах на внутрисоюзных авиалиниях. В этом режиме ответчик обеспечивает работу с отечественными ВРЛ. Информация о номере и высоте полета, передаваемая ответчиком, отображается на индикаторе диспетчера.

"УВД-М" — перспективный режим работы с отечественными ВРЛ. Работа в этом режиме аналогична работе в режиме "УВД", за исключением того, что прием осуществляется на частоте (1030±0,2) МГц, а излучение передатчика — на частоте (1090±3) МГц. Режим пока не используется.

"РСП" — вспомогательный режим, предназначенный для наземной проверки ответчика. В отдельных случаях по команде диспетчера может устанавливаться во время полета.

"АС" — основной режим при полетах на зарубежных авиалиниях. В этом режиме ответчик обеспечивает работу с зарубежными ВРЛ систем АТС РВ и с отечественными ВРЛ типа "КОРЕНЬ", работающими в соответствии с нормами ИКАО. Информация о номере и высоте полета, передаваемая ответчиком, отображается на индикаторе диспетчера.

"А" — вспомогательный режим при полетах на зарубежных авиалиниях. Включается по требованию диспетчера при передаче ответчиком неправильной информации о высоте полета. В этом режиме ответчик передает только информацию о номере.

"ГОТОВ" — включается при рулении самолета перед вылетом для уменьшения внутрисистемных помех. В этом режиме ответчик не излучает, но находится под током (в "горячем резерве").

Управление ответчиком осуществляется с пульта управления, расположенного на боковой панели КВС.

Питание ответчика осуществляется от сети переменного тока 115В 400 Гц и от сети постоянного тока 27В. Выключатель питания ответчика находится на пульте управления, АЗС установлен на левой панели АЗС. Предохранитель ответчика СО-72М (2 А) расположен в коробке предохранителей РК 115В.

(2) Эксплуатационные ограничения — не установлены.

(3) Нормальная эксплуатация.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Включение ответчика	АЗСГ-5 СО-72М	— включить.
	Выключатель СО-72М-ОТК	— включить.
(2) Предполетная проверка	Переключатель режимов	— в положение "УВД".
	Кнопка "КОНТРОЛЬ"	— нажать через 1—2 мин после включения и удерживать в нажатом положении.
	При этом светосигнализатор "КОНТРОЛЬ" должен гореть (желтым светом).	
	Переключатель режимов	— в положение "АС".
	Кнопка "КОНТРОЛЬ"	— нажать через 1—2 мин после включения и удерживать в нажатом положении.
	При этом светосигнализатор "КОНТРОЛЬ" должен гореть (желтым светом).	
	Примечание. Светосигнализатор "КОНТРОЛЬ" может периодически вспыхивать, если на аэродроме работают радиолокаторы (ВРЛ). **ЗАПРЕЩАЕТСЯ:** 1. Одновременно нажимать кнопки "ЗНАК" и "КОНТРОЛЬ". 2. Нажимать кнопку "КОНТРОЛЬ" ранее чем через 1 мин после переключения режима работы.	
	Переключатель режимов	— в положение "ГОТОВ".
(3) Использование ответчика при полетах на внутрисоюзных авиалиниях		
а) На исполнительном старте	Переключатель режимов	— в положение "УВД".
б) По команде диспетчера	Переключатель режимов	— в положение "РПС".
	Кнопка "ЗНАК"	— нажать.
	Кнопка "КОНТРОЛЬ"	— нажать и удерживать в нажатом положении 5—10 с.
	При этом должен загореться светосигнализатор "КОНТРОЛЬ".	
в) При аварийных ситуациях	Предохранительный колпачок "АВАРИЯ"	— откинуть.
	Выключатель под колпачком	— включить.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(4) Использование ответчика при полетах на международных авиалиниях		
а) На предварительном старте и при перелете границы	Переключатели "НАБОР НОМЕРА"	— установить номер, требуемый планом полета или диспетчером УВД.
	Примечание. Четырехзначный номер кода набирается слева направо на передней панели пульта управления.	
б) На исполнительном старте	Переключатель режимов	— в положение "АС".
в) По команде диспетчера УВД	Переключатель режимов	— в положение "А".
	Кнопка "ЗНАК"	— нажать.
	Кнопка "КОНТРОЛЬ"	— нажать и удерживать в нажатом положении 5—10с.
	При этом должен загореться светосигнализатор "КОНТРОЛЬ".	
г) При аварийных ситуациях	Переключатели "НАБОР НОМЕРА"	— набрать "7700".
д) При потере радиосвязи	Переключатели "НАБОР НОМЕРА"	— набрать "7600".
(5) После посадки (до начала руления)	Выключатель СО-72М-ОТК	— выключить.

(4) Неисправности.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
При нажатии кнопки "КОНТРОЛЬ" загорается красное светосигнальное табло	Сообщить диспетчеру УВД о неисправности ответчика СО-72М.

6.5.1.

ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ И РАДИОЛОКАТОР

6.5.1. ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ И РАДИОЛОКАТОР

0.1. УКАЗАТЕЛИ СКОРОСТИ, ВЫСОТОМЕРЫ, ВАРИОМЕТРЫ, УКАЗАТЕЛИ ЧИСЛА М СИСТЕМЫ ПОЛНОГО И СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ

(1) Описание.

а) На самолете используются следующие приборы для измерения числа М, скорости и высоты полета:

— указатель скорости КУС-730/1100, УС-И, установленные на приборных досках пилотов и штурмана;
— высотомер УВИД-30-15К, указатель которого размещен на приборной доске КВС;
— высотомер ВЭМ-72, указатель которого размещен на приборной доске второго пилота;
— вариометры ВАР-30М, установленные на приборных досках пилотов и штурмана;
— указатели числа М типа МС-1, установленные на приборных досках пилотов;
— высотомеры УВИД-15Ф, отградуированные в футах, установленные на приборных досках КВС и штурмана.

На самолетах Ту-134А с УПД установлены:

— высотомер УВИД-30-15К, указатель которого размещен на приборной доске КВС;
— высотомер ВЭМ-72, указатель которого размещен на приборной доске второго пилота;
— два высотомера УВИД-15Ф, отградуированные в футах, указатели которых размещены на средней приборной доске пилотов и на боковой панели пульта штурмана;
— два высотомера ВМ-15, размещенных на приборных досках КВС и штурмана.

Расположение приборов и оборудования на УПД пилотов для самолетов Ту-134А с БСУ-ЗП — см. РЛЭ. 6.5.1. Расположение приборов и оборудования на УПД пилотов для самолетов Ту-134А с АБСУ-134 — см. РЛЭ, 6.5.4.

Расположение приборов и оборудования на приборной доске и панелях в кабине штурмана для самолетов Ту-134А с УПД — см. РЛЭ, 6.5.1.

На Ту-134Б ПУ автоматом тяги (ПУ-37) расположен в центре задней части среднего пульта пилотов, а пульт поиска неисправности (ППН-5) — под пультом бортмеханика.

Электромеханический высотомер ВЭМ-72 предназначен для измерения барометрической высоты полета в метрах и выдачи ее на указатель высотомера, установленный на приборной доске второго пилота.

Высотомер сопряжен с самолетным ответчиком СОМ-64 или СО-72М в режиме RBS и выдает в самолетный ответчик абсолютную высоту в диапазоне 0 + 15000 м. Высотомер имеет барометрическую шкалу с диапазоном от 590 до 806 мм рт. ст.

Шкала высотомера отградуирована в метрах с ценой деления 10м, а цифры отсчета означают сотни метров. Полный оборот стрелки соответствует изменению высоты на 1000 м. Текущее значение высоты считывается с четырехбарабанного счетчика.

Барабаны-счетчики отсчитывают слева направо:

первый — десятки тысяч метров,
второй — единицы тысяч метров,
третий — сотни метров,
четвертый — десятки метров.

Высотомер имеет встроенный автоконтроль. Кнопка автоконтроля расположена на лицевой части указателя.

Высотомер имеет светосигнализатор отказа питания по цепям 115 В и 27 В. При отказе питания загорается красный светосигнализатор. Работоспособность высотомера проверяется нажатием кнопки автоконтроля, при этом стрелка должна отклониться на 150±50 м в сторону увеличения показаний, светосигнализатор

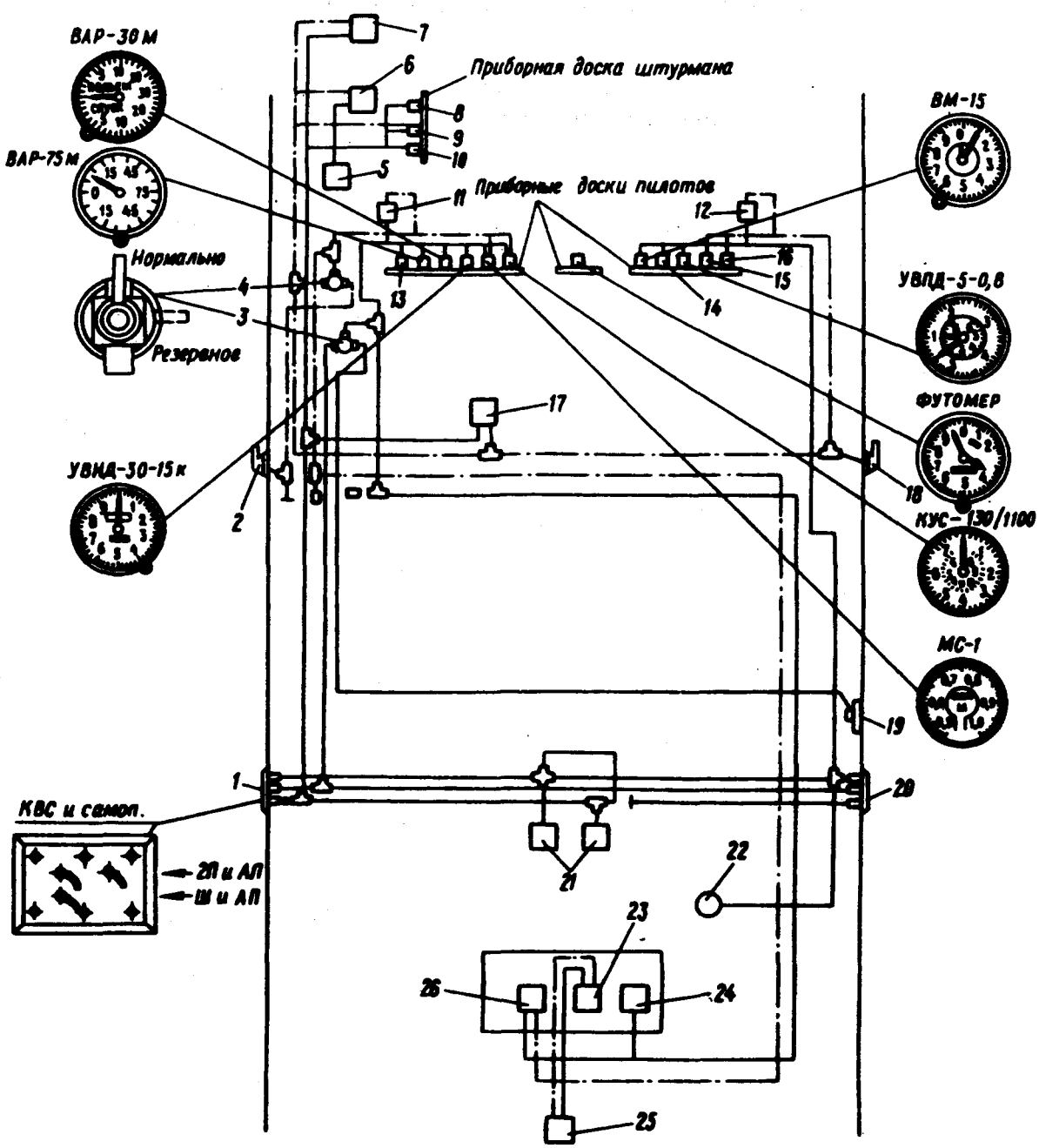


Схема питания анероидно-мембранных приборов и блоков:

1, 20 — приемник статического давления; *2, 18* — ППД-1М; *3* — кран переключения магистрали статического давления; *4* — кран переключения магистрали динамического давления; *5* — ДВ-47; *6* — ДВС; *7* — ИКДРДФ-0,06-0,054-0; *8, 14* — ВАР-30М; *9, 16* — КУС-730/1100; *10, 13* — ВМ-15; *11, 12* — ССН-0,185; *15* — МС-1; 17 — ДКУ-6МР; *19* — резервный приемник статического давления; *21* — КВ-11; *22* — СВУ-12-1А; *23* — ССА-0,7-2,2И; *24* — ДВбП-13; *25* — КЗ-63; *26* — ДАС

отказа питания должен загореться. При отпускании кнопки светосигнализатор отказа питания должен погаснуть, а стрелка возвратится к прежнему положению с погрешностью ±10 м.

б) Схема питания анероидно-мембранных приборов приведена в РЛЭ, 6.5.1. Система питания обеспечивает подачу статического и полного давления к барометрическим приборам. Система состоит из отдельных магистралей, подключенных к приемникам полного и статического давления. В качестве приемников полного давления используются приемники ППД-1М (ППД-1В), расположенные на правом и левом борту фюзеляжа самолета.

Приемники ППД-1М (ППД-1В) имеют обогревательные элементы, включение которых осуществляется с помощью двух выключателей ВГ-15К, расположенных на верхнем электрощитке пилотов. На этом же электрощитке размещены две кнопки и два белых светосигнализатора для проверки исправности цепей обогревательных элементов приемников полного давления. Для контроля исправности цепей следует нажать кнопки — исправность цепей сигнализируется загоранием светосигнализаторов.

Плиты с приемниками статического давления установлены на правом и левом борту фюзеляжа самолета в районе шп. № 20.

Схема питания мембранно-анероидных приборов на самолетах Ту-134А с УПД приведена в РЛЭ, 6.5.1.

в) При выходе из строя магистралей полного и статического давления, питающих приборы КВС, питание к приборам подается с помощью резервных систем. Краны переключения полного и статического давления установлены на левом борту фюзеляжа, у рабочего места КВС. Для переключения давления ручку крана поворачивать по ходу часовой стрелки, предварительно разорвав контровку, из положения " НОРМАЛЬНО" в положение "РЕЗЕРВНОЕ".

г) Питание высотомеров УВИД-30-15, ВЭМ-72 и УВИД-15Ф включается с помощью АЗС УВИД, ВЭМ-72 и УВИД-Ф на левой панели АЗС и выключателей "УВИД", "ВЭМ" и "УВИД-Ф" на верхнем электрощитке пилотов.

д) Электрическое питание комплектов УВИД-30-15, ВЭМ-72 и УВИД-15Ф осуществляется от бортового источника переменного тока напряжением 115 В ± 5,75 В частотой 400 Гц и от сети постоянного тока напряжением 27 В ± 2,7 В.

При обесточивании бортсети УВИД-30-15 КВС и ВЭМ-72 второго пилота переключаются на питание от аккумуляторной шины и шину двойного питания 115В 400 Гц.

Электрическое питание обогревательных элементов приемников ППД-1М (ППД-1В) производится постоянным током напряжением 27 В ± 2,7 В.

(2) Эксплуатационные ограничения.

а) Разрешается пользоваться показаниями высотомеров УВИД-30-15, ВЭМ-72 и УВИД-15Ф не ранее чем через 5 мин после включения электропитания.

б) Не вращать кремальеру (ручку ввода давления) высотомеров ВЭМ-72, УВИД-30-15 и УВИД-15Ф при отключенном питании.

в) Допустимое расхождение показаний шкал барометрического давления с атмосферным давлением на уровне аэродрома при температурах наружного воздуха от +15° до +35 °С:

— для ВМ-15±1,5 мм рт. ст.;

— для УВИД-30-15 и ВЭМ-72 в диапазоне давлений 780—720 мм рт. ст. ±1,5 мм рт. ст., при других давлениях ±2 мм рт. ст.;

— для УВИД-15Ф в диапазоне давлений 1040—959 мбар ±2 мбар, при других давлениях ±3 мбар.

г) Время непрерывной работы обогрева ППД-1В на земле при положительной температуре — не более 1,5 мин, а при нулевой и отрицательной температурах — 3 мин.

Примечание. В случае установки на борту самолета приемников полного давления типа ППД-1М время непрерывной работы обогрева на земле — не более 3 мин, а при нулевых, отрицательных температурах и в условиях обледенения — не более 10 мин.

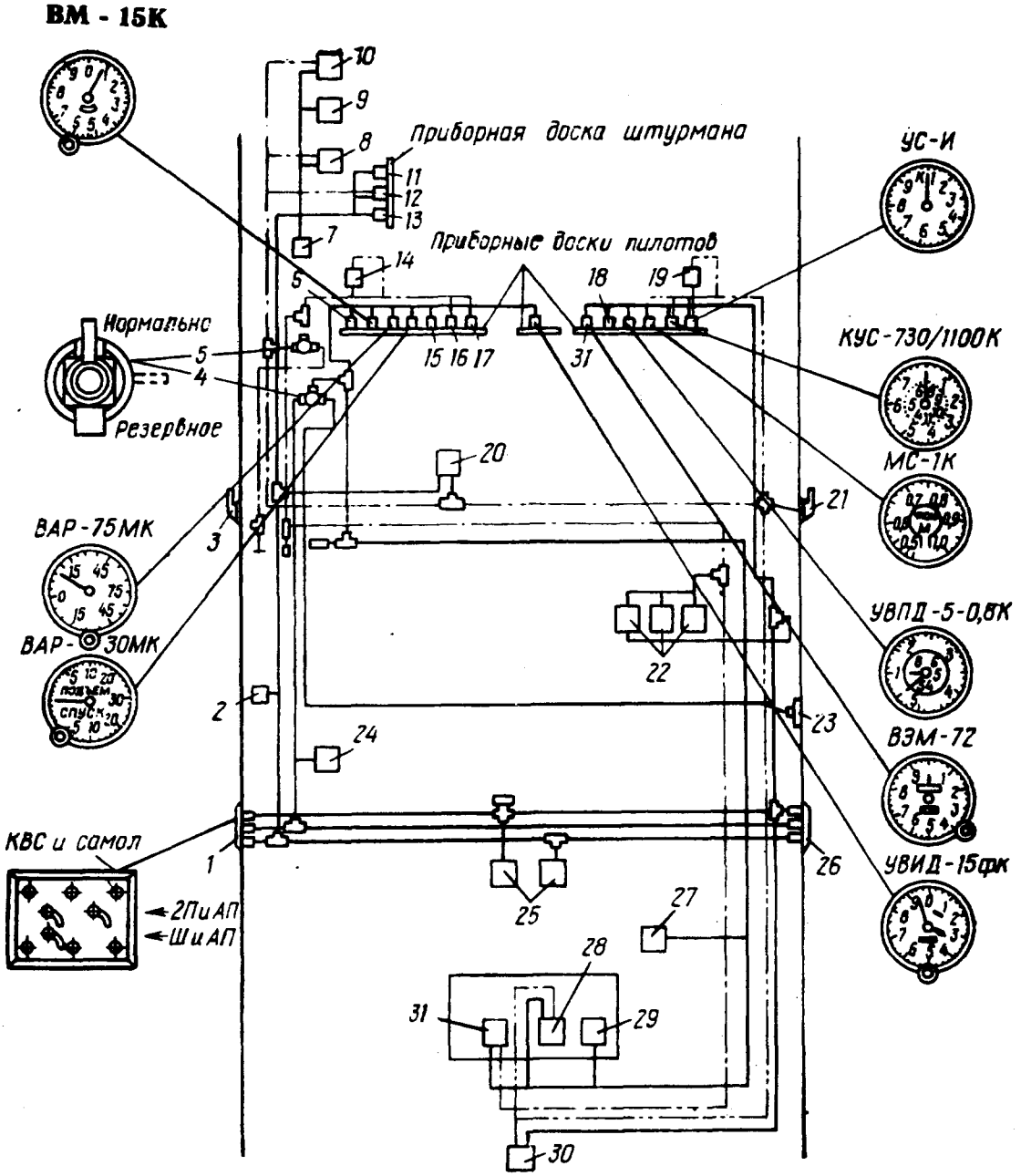


Схема питания анероидно-мембранных приборов и блоков (для самолетов с АБСУ-134 II категории):

1, 26 — приемник статического давления; *2* — ВВС; *3, 21* — ППД-1М; *4* — кран переключения магистрали статического давления; *5* — кран переключения магистрали динамического давления; *6* — УС-И; *7* — ДВ-47; *8* — ДВС; *9* — УВИД-15Фк; *10* — ИКДРДф-0,06-0,054-0; *11, 18* — ВАР-30Мк; 12, 17 — КУС-730/1100к; *13* — ВМ-15к; *14, 19* — ССН-0,185; *15* — УВИД-30-15к; *16* — МС-1; *20* — ДКУ-6МР: *22, 31* — ДАС; *23* — резервный приемник статического давления; *24, 27* — ИКДРДф-830-470-0; *25* — КВ-11; *28* — ССА-0,7-2,2И; *29* — ДВбП-13; *30* — КЗ-63; *31* — ВЭМ-72

(3) Нормальная эксплуатация.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Исходные положения органов управления	Показания шкал барометрического давления всех высотомеров	— должны соответствовать атмосферному давлению на уровне аэродрома.
	Рукоятки кранов переключения полной и статической систем КВС	— в положении "НОРМАЛЬНО" и опломбированы.
(2) Включение:		
УВИД-30-15, УВИД-15Ф, ВЭМ-72, ППД-1М (ППД-1В)	Выключатели "УВИД", "УВИД-Ф" "ВЭМ"	— включить.
	Обогрев ППД	— включить оба выключателя.
(3) В полете	а) Учет суммарных поправок измерения высоты в полете должен производиться по "Единой методике ввода поправок при измерении высоты на самолетах и вертолетах авиации всех министерств и ведомств" (изд. 1983 г.)	
	б) При получении разрешения на снижение для захода на посадку установка барометрических шкал высотомеров с отсчета 760 мм рт. ст. (1013 мбар) на отсчет, соответствующий атмосферному давлению на аэродроме посадки, производится в горизонтальном полете на эшелоне перехода. Перед установкой на высотомерах давления аэродрома, переданного диспетчером круга, КВС сравнивает давление на аэродроме посадки с давлением, указанным в предыдущей информации о погоде, имеющейся у экипажа. Первым выставляет на высотомерах давление аэродрома посадки КВС, затем под его контролем — второй пилот и штурман. Бортмеханик сравнивает установленное давление аэродрома посадки, значение высоты на высотомерах КВС и второго пилота и докладывает КВС. Экипаж осуществляет контроль за выдерживанием высоты полета при заходе на посадку по радиовысотомеру.	

(4) Неисправности.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Не работает УВИД-30-15, ВЭМ-72 или УВИД-15Ф	Перегорел предохранитель. Заменить предохранитель.
(2) Не изменяются показания высотомеров, а стрелки вариометров остаются в нулевом положении при изменении высоты полета. Указатели скорости и числа М при наборе высоты имеют заниженные показания, а при снижении — завышенные	Указанное свидетельствует о закупорке или обледенении приемников статического давления.
	При отказе приборов КВС ручку крана "Статическое давление" — в положение "РЕЗЕРВНОЕ".
	При отсчете показаний высотомеров вводить поправки для резервной статической системы (см. разд. 7.11.1).
	При отказе приборов второго пилота и штурмана пользоваться показаниями приборов КВС. Ручку крана "СТАТИЧЕСКОЕ ДАВЛЕНИЕ" не переключать.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(3) Показания указателей скорости, числа М и высотомеров неустойчивые и постепенно уменьшаются независимо от режима полета (набор высоты, горизонтальный полет, снижение)	Указанное свидетельствует о нарушении герметичности системы статического давления. При полной разгерметизации статической системы показания указателя скорости и числа М уменьшаются до нуля (стрелка МС-1 уходит под шторку), высотомеры показывают "высоту" в кабине, вариометр показывает скорость изменения "высоты" в кабине. При отказе приборов КВС ручку крана "СТАТИЧЕСКОЕ ДАВЛЕНИЕ" — в положение "РЕЗЕРВНОЕ". При этом, если разгерметизация произошла на участке от приемников статического давления до крана и приборы не вышли из строя, то показания их должны восстановиться. При отсчете показаний высотомеров вводить поправки для резервной статической системы (см. разд. 7.11.1.). Если показания приборов КВС не восстановятся (разгерметизация произошла за краном), то пользоваться показаниями приборов второго пилота и штурмана. При отказе приборов второго пилота и штурмана показания их не использовать. Ручку крана "СТАТИЧЕСКОЕ ДАВЛЕНИЕ" не переключать.
(4) Показания указателей скорости и числа М не изменяются с изменением скорости в горизонтальном полете, увеличиваются при наборе высоты и уменьшаются при снижении	Указанное свидетельствует о закупорке входного отверстия и отверстий для стока влаги приемника ППД-1М (ППД-1В). (При закупорке только входного отверстия приемника ППД-1М (ППД-1В) показания указателей скорости и числа М уменьшаются до нуля). При отказе приборов КВС проверить включение и исправность обогревательного элемента приемника ППД-1М (ППД-1В) КВС. Если через 3-5 мин после включения обогрева приемника показания приборов не восстановятся, то ручку крана "ДИНАМИЧЕСКОЕ ДАВЛЕНИЕ" установить в положение "РЕЗЕРВНОЕ". Переход на питание приборов от приемника ППД-1М второго пилота и штурмана не вызывает дополнительных погрешностей в показаниях приборов. При отказе приборов второго пилота и штурмана проверить включение и исправность обогревательного элемента ППД-1М (ППД-1В), питающего эти приборы. Если через 3—5 мин показания приборов не восстановятся, то показания их не использовать. Ручку крана "ДИНАМИЧЕСКОЕ ДАВЛЕНИЕ" не переключать.
(5) Увеличиваются показания указателей скорости и числа М независимо от режима полета	Указанное свидетельствует о разгерметизации системы полного давления. Увеличение показаний приборов зависит от величины перепада давления в кабине экипажа. На высотах более 2000 м стрелки приборов могут установиться на максимальную отметку шкалы. При этом происходит ложное срабатывание светосигнального табло "$V_{предел}$". Показания указателей скорости и числа М неисправной системы не использовать. Ручку крана "ДИНАМИЧЕСКОЕ ДАВЛЕНИЕ" не переключать, так как можно вывести из строя приборы второго пилота и штурмана.

0.2. АВТОМАТИЧЕСКИЙ РАДИОКОМПАС АРК-15М

(1) Описание.

а) Общие сведения

Автоматический радиокомпас (АРК) предназначен для самолетовождения по приводным и радиовещательным станциям, а также для построения предпосадочных маневров при заходе самолетов на посадку. С помощью АРК определяются курсовые углы радиостанций (КУР). На самолете устанавливаются два комплекта АРК.

Дальность действия АРК при работе с наземными приводными радиостанциями на высоте полета $H = 10\,000$ м составляет не менее 350 км. Включение АРК и управление им осуществляется штурманом, и индикация КУР обеспечивается одновременно штурману и обоим пилотам. Указателями КУР являются приборы ИКУ-1А (РМИ), установленные на приборных досках пилотов, и прибор УШ, расположенный на приборной доске штурмана. Дополнительно индикация КУР радиокомпаса АРК № 1 осуществляется прибором НКП-4 командира воздушного судна.

Приборы УШ и ИКУ-1А используются также в качестве индикаторов азимута и курсовых углов радиомаяков системы навигации VOR. На самолетах Ту-134А КУР от АРК № 1 или АРК № 2 могут индицироваться на приборах ПКП-4 обоих пилотов с помощью переключателя ПКП-4 "АРК № 1 — АРК № 2", расположенного на верхнем электрощитке пилотов. Подключение прибора УШ к радиокомпасам или к аппаратуре "КУРС-МП" осуществляется переключателем с маркировкой "ВЫХОД" на УШ и СПУ, "АРК-1 — VOR-1" (или "АРК-1 — VOR-1 ДМЕ"), "АРК-2 — VOR-2", установленным на приборной доске штурмана, а приборов ИКУ-1А — переключателями с маркировкой "АРК-1 — VOR-1", "АРК-2 — VOR-2", встроенными в эти приборы. Одновременно эти переключатели обеспечивают подключение телефонных выходов аппаратуры АРК или "КУРС-МП" к СПУ.

По внешней (неподвижной) шкале прибора УШ стрелками "1" и "2" отсчитываются курсовые углы радиостанций, по внутренней (подвижной) шкале отсчитывается магнитный пеленг радиостанции (МПР), а обратными концами стрелок — магнитный пеленг самолета (МПС).

По внешней (неподвижной) шкале приборов ИКУ-1А (РМИ) стрелками отсчитываются курсовые углы радиостанций, а по внутренней (подвижной) — магнитные пеленги.

Подключение телефонов членов экипажа к выходам АРК для прослушивания сигналов наземных радиостанций производится при установке переключателя выбора вида связи на абонентском аппарате СПУ в положение "АРК-1 — VOR-1" или "АРК-2 — VOR-2", а у лоцмана — в положение "ADF-1" ("АРК-1") или "ADF-2" ("АРК-2").

Настройка радиокомпасов и управление ими производится дистанционно с пультов управления, установленных на приборной доске штурмана.

б) Радиокомпас АРК-15М

Радиокомпас АРК-15М (два комплекта) установлен на самолетах Ту-134А. Диапазон частот радиокомпаса АРК-15М 150—1799,5 кГц. Точность измерений КУР не хуже ±2°.

Радиокомпас АРК-15М может быть настроен на две любые частоты в рабочем диапазоне с минимальным интервалом 500 Гц и возможностью выбора в полете любой из них с помощью переключателя "КАНАЛ 1—2". Радиокомпас имеет систему настройки, не требующую дополнительной плавной настройки частоты.

Питание обоих комплектов радиокомпаса АРК-15М производится от бортовой сети постоянного (27 В) и переменного (36 В 400 Гц) тока. Защита цепей питания каждого радиокомпаса осуществляется с помощью плавкого предохранителя СП-2 и автомата защиты, установленных соответственно в РК переменного тока 36 В и на электрощитке штурмана. Для АРК-15М № 1 обеспечено аварийное питание по постоянному току с аккумуляторных шин, а по переменному — с аварийных шин от преобразователя ПТ-200Ц. АЗС-5 АРК № 1 на электрощитке штурмана обведен желтой чертой. На Ту-134Б АЗС постоянного тока (27 В) АРК № 1 и 2 установлены на пульте бортмеханика.

Размещение органов управления и индикаторов АРК-15М показано в РЛЭ, 6.5.1.

На Ту-134Б ПУ радиокомпасов АРК-15 № 1 и 2 установлены на среднем пульте пилотов; прибор УШ — на левой панели АЗС кабины экипажа.

(2) Эксплуатационные ограничения.

При температуре воздуха ниже минус 30 °С радиокомпас начинает работать через 15 мин после включения электропитания.

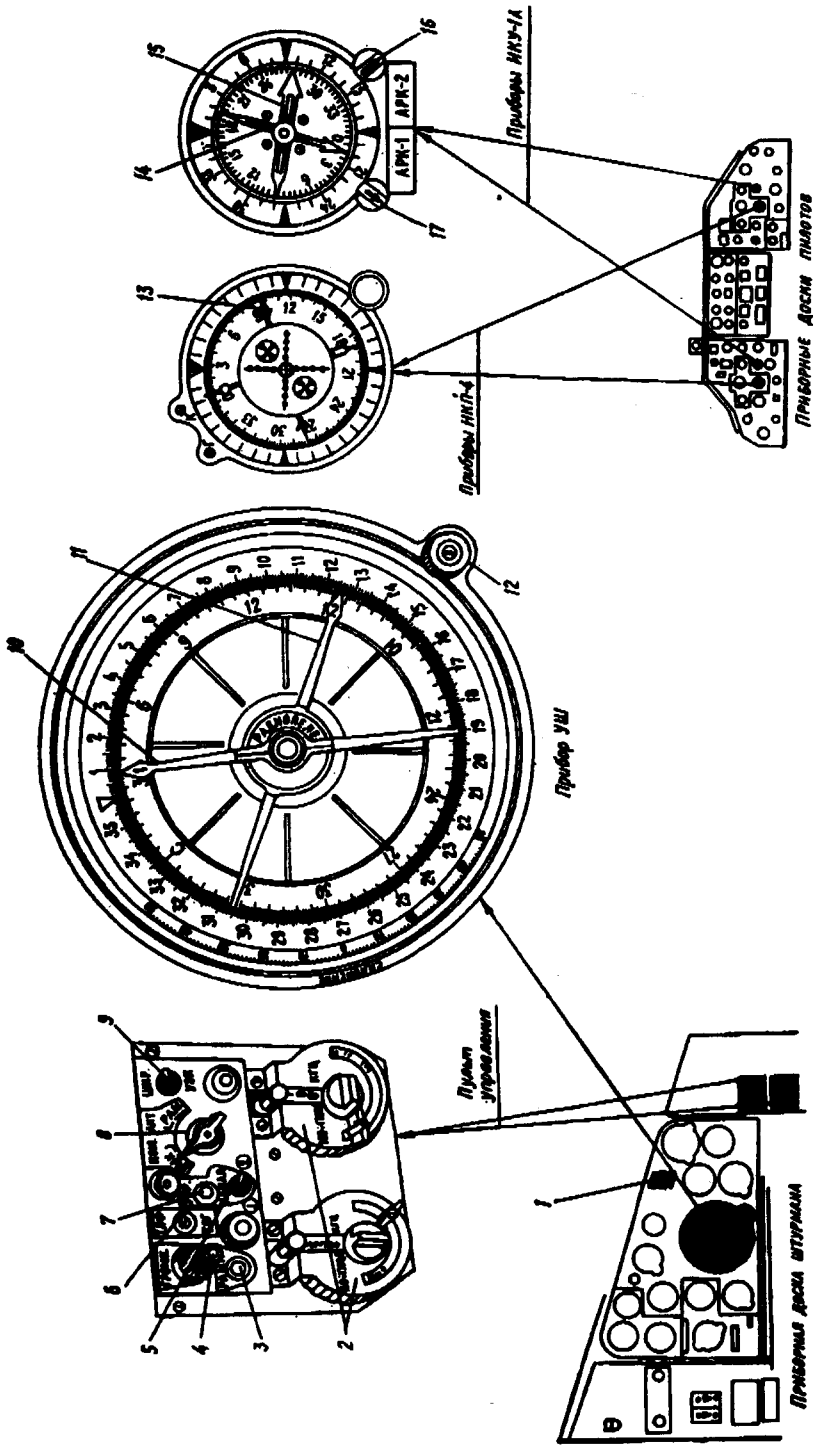
Радиокомпасы включать после подключения источников аэродромного электропитания или после запуска двигателей, выключать — до останова двигателей.

При значительных уровнях электростатических помех используется режим "КОМПАС-2". В этом режиме компас может давать показания КУР со сдвигом на 180°.

При снятии с радиокомпаса пеленга или КУР радиостанцию "МИКРОН" на передачу не включать, так как возможно влияние радиостанции на работу АРК-15М.

(3) Нормальная эксплуатация.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Включение и настройка радиокомпаса АРК-15М	АЗС № 1 и № 2 АРК-15М на панели штурмана	— включить.
	Переключатель режимов работы на ПУ АРК	— в положение "АНТ".
	Переключатель "ШИР—УЗК"	— в положение "ШИР" (только на АРК-15 старых выпусков).
	Переключатель "ТЛФ—ТЛГ"	— в положение "ТЛФ" при модулированном сигнале; в положение "ТЛГ" при немодулированном сигнале.
	Переключатель "КАНАЛ 1—2"	— в положение "1" или "2" (по желанию).
	Ручки переключателя установки частоты на ПУ АРК	— установить частоту выбранной радиостанции (сотни, десятки и единицы кГц).
	Переключатель "СПУ—РАДИО" на абонентском аппарате	— в положение "РАДИО".
	Переключатель выбора вида радиосвязи на абонентском аппарата СПУ штурмана	— в положение "АРК-1" или "АРК-2".
	Переключатели "ВЫХОД на УШ и СПУ", "АРК-1 — VOR-1", "DME"; "АРК-2 — VOR-2" на приборной доске штурмана	— в положение "АРК-1" или "АРК-2".
	Ручками "ГРОМК" на абонентском аппарате СПУ и пульте управления АРК-15М	— установить необходимую громкость и прослушать позывные.
	На приборных досках КВС и второго пилота переключатели индикаторов ИКУ-1А	— в положение "АРК-1", "АРК-2".
	Переключатель режимов работы на ПУ АРК	— в положение "КОМП", отсчитать КУР.
	Кнопка "РАМКА" на ПУ АРК	— нажать и проверить вращение рамки и устойчивость показаний КУР.



Размещение органов управления и индикаторов АРК-15М:

1 — переключатель "ВЫХОД на УШ и СПУ, АРК-1—VOR-1 (или АРК-1—VOR-1 DME), АРК-2—VOR-2"; *2* — переключатель установки частоты; *3* — переключатель вращения рамки; *4* — регулятор громкости; *5* — переключатель "КАНАЛ 1—2"; *6* — переключатель "ТЛФ—ТЛГ"; *7* — кнопка управления; *8* — переключатель режимов работы; *9* — переключатель "ШИР-УЗК"; *10* — стрелка КУР-1 (УШ); *11* — стрелка КУР-2 (УШ); *12* — кремальера шкалы МК; *13* — стрелка КУР; *14* — стрелка КУР-1 (ИКУ-1А); *15* — стрелка КУР-2 (ИКУ-1А); *16* — переключатель "АКР-2 — VOR-2"; *17* — переключатель "АРК-1 — VOR-1"

(4) Неисправности.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
Радиокомпас АРК-15М	
1) Нет индикации КУР, не прослушиваются позывные сигналы	Проверить включение АЗС питания радиокомпаса и целость предохранителя в коробке РК 36 В. Проверить правильность установки органов управления на ПУ АРК в положения, обеспечивающие определение КУР.
2) Показания КУР не соответствуют расчетным	Проверить правильность установки частоты приводной радиостанции и прослушать позывные.

0.3. РАДИОВЫСОТОМЕР МАЛЫХ ВЫСОТ РВ-5 (РВ-5М)

(1) Описание.

а) Общие сведения

Радиовысотомер малых высот предназначен для определения истинной высоты полета самолета при заходе на посадку и при посадке и для предупреждения экипажа о достижении самолетом заданной высоты при снижении.

На самолете установлен радиовысотомер РВ-5 или взаимозаменяемый с ним радиовысотомер РВ-5М.

б) Радиовысотомер РВ-5 (РВ-5М)

Диапазон измеряемых высот 0—750 м. Погрешность измерения истинной высоты полета по указателю высоты составляет:

высота:	погрешность, не более:
0—10 м	±0,8 м
11—750 м	±8% высоты

Погрешность выдачи сигнала о снижении до заранее установленной высоты относительно текущей высоты составляет:

высота:	погрешность, не более:
2—10 м	±0,5 м
свыше 10 м	±5% высоты

Радиовысотомер РВ-5 может работать в комплекте как с указателем УВ-5, так и с указателем УВ-5М, который имеет следующие основные отличия от УВ-5:

— слева на фланце прибора УВ-5М установлена ручка-кнопка "КОНТРОЛЬ УСТ. ВЫСОТ";
— справа на фланце прибора УВ-5М находится желтый светосигнализатор "ОПАСНАЯ ВЫСОТА";
— сигнализатор отказа радиовысотомера выполнен в виде красного флажка (бленкера), расположенного в окне на шкале прибора УВ-5М.

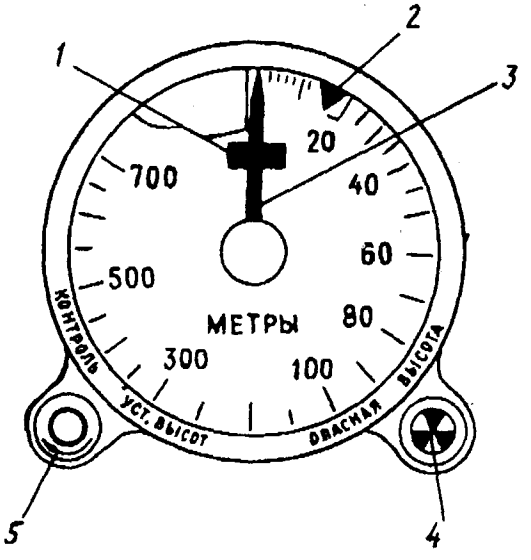
Радиовысотомер РВ-5М может работать только в комплекте с указателем УВ-5М.

Включение радиовысотомера или обоих радиовысотомеров производит командир воздушного судна.

Управление радиовысотомерами осуществляют командир воздушного судна и второй пилот посредством органов управления, расположенных на лицевых панелях указателей высоты УВ-5 (УВ-5М), установленных на соответствующих приборных досках.

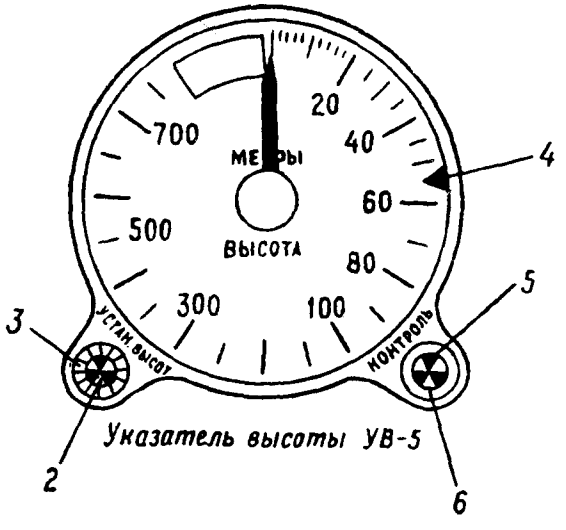
Радиовысотомер РВ-5 (РВ-5М) имеет встроенную систему контроля работоспособности.

В составе комплекта радиовысотомера РВ-5 (РВ-5М), установленного на самолетах Ту-134А, оборудованных БСУ-3П, а также в составе каждого из двух комплектов радиовысотомеров РВ-5 (РВ-5М), установленных на самолетах Ту-134А, оборудованных АБСУ-134А (с унифицированной приборной доской), имеется один указатель УВ-5 (УВ-5М).

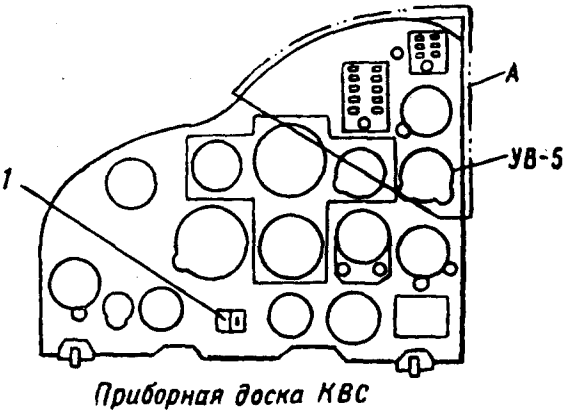


Указатель высоты УВ-5М:

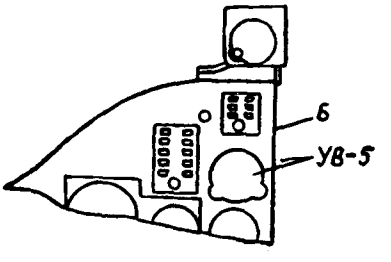
1 — окно с флажковым сигнализатором (бленкером); *2* — индекс опасной высоты; *3* — стрелка; *4* — желтый светосигнализатор "ОПАСНАЯ ВЫСОТА"; *5* — ручка-кнопка "КОНТРОЛЬ УСТ. ВЫСОТ"



Указатель высоты УВ-5



Приборная доска КВС



Размещение органов управления указателя УВ-5 радиовысотомера РВ-5:

1 — светосигнальное табло "Н" на приборной доске КВС; *2* — желтый светосигнализатор для световой индикации заданной высоты; *3* — ручка установки высоты; *4* — индекс сигнализации заданной высоты; *5* — кнопка контроля; *6* — красный светосигнализатор для индикации отказа.

А. Размещение указателя УВ-5 на унифицированной доске.

Б. Размещение указателя УВ-5 на неунифицированной доске

Радиовысотомеры РВ-5 (РВ-5М) выдают информацию о текущей высоте (Нтек) в АБСУ-134А, а в ССОС и МСРП-64 только с РВ № 1 (левый).

Питание радиовысотомера осуществляется от бортовой сети постоянного (27 В) и переменного (115 В 400 Гц) тока. Защита цепей питания осуществлена по цепи переменного тока 115 В 400 Гц с помощью плавкого предохранителя на 2 А в РК переменного тока и по цепи постоянного тока с помощью АЗС-5 на правой панели АЗС. Включение питания РВ-5 (РВ-5М) осуществляется выключателем "РВ-5" на верхнем электрощитке пилотов.

Для световой сигнализации пролета самолетом заранее установленного значения высоты на самолете используется дополнительное светосигнальное табло "Н", расположенное на приборных досках командира воздушного судна и второго пилота.

Примечание. Только на самолетах Ту-134А (по № 49972 включительно) в БСУ-3П световая сигнализация опасной высоты дублируется звуковым сигналом 400 Гц на динамики СГУ.

При полете самолета выше рабочего диапазона высот радиовысотомера стрелка указателя высоты устанавливается в темном секторе шкалы. При потере радиолокационного контакта с землей на указателе УВ-5 загорается светосигнализатор отказа, а на указателе УВ-5М выпадает бленкер.

При снижении самолета на высоты 750 м и ниже стрелка УВ-5 (УВ-5М) будет показывать истинную высоту полета. При выключении питания радиовысотомера при полете самолета выше рабочего диапазона радиовысотомера стрелка указателя остается в темном секторе шкалы.

(2) Эксплуатационные ограничения.

При подъеме самолета радиовысотомер РВ-5 автоматически выключается, а при снижении до этой же высоты автоматически включается. Высота автоматического включения и выключения РВ-5 равна 3860 м ±1%.

В радиовысотомере РВ-5М автоматическое включение и выключение его не предусмотрено.

Нормальная работа радиовысотомера обеспечивается в полете с углом крена не более ±15°.

При полетах на малых высотах над толстым снежным или ледяным покровом радиовысотомер может давать показания с большой ошибкой. В этом случае пользоваться радиовысотомером не рекомендуется.

При полетах в горных условиях пользоваться радиовысотомером не рекомендуется.

(3) Нормальная эксплуатация.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Включение радиовысотомера РВ-5 (РВ-5М)	АЗС-5 радиовысотомера — включить. Выключатель "РВ-5" — включить. При этом загорится красный светосигнализатор отказа на указателе УВ-5, появится бленкер отказа РВ-5 (РВ-5М) на указателе УВ-5М (будет находиться в поле зрения), стрелка указателя уйдет в темный сектор шкалы. При исправном радиовысотомере через 1-3 мин светосигнализатор отказа УВ-5 погаснет (бленкер УВ-5М исчезнет из поля зрения), а стрелка указателя УВ-5 (УВ-5М) установится в пределах двойной ширины оцифрованной нулевой риски шкалы.
(2) Проверка работоспособности радиовысотомера РВ-5 (РВ-5М)	Ручка "УСТАН. ВЫСОТ" на УВ-5 или ручка-кнопка "КОНТРОЛЬ УСТ. ВЫСОТ" на УВ-5М — установить индекс заданной высоты (треугольник желтого цвета) против деления "10 м" шкалы УВ-5 (УВ-5М).

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(2) Проверка работоспособности радиовысотомера РВ-5 (РВ-5М) (прод.)	Кнопка "КОНТРОЛЬ" на УВ-5	— нажать, стрелка указателя УВ-5 должна отработать контрольное значение высоты (15±1,5) м.
	Или ручка-кнопка "КОНТРОЛЬ УСТ. ВЫСОТ" на УВ-5М	— нажать, стрелка должна установиться в пределах контрольного сектора на указателе УВ-5М.
	Опустите кнопку. При этом стрелка должна перемещаться к нулевой отметке и установиться в пределах двойной ширины оцифрованной нулевой риски шкалы. В момент прохода стрелкой индекса заданной высоты загорятся светосигнализатор "УСТАН. ВЫСОТ" на указателе УВ-5 ("ОПАСНАЯ ВЫСОТА" на указателе УВ-5М) и светосигнальное табло "Н" на приборных досках командира воздушного судна и второго пилота. Светосигнализаторы и светосигнальное табло будут гореть все время, пока стрелка указателя высоты УВ-5 (УВ-5М) показывает высоту меньше установленной индексом заданной высоты.	
	На самолетах, оборудованных БСУ-3П и одним комплектом радиовысотомера РВ-5 (РВ-5М), световая сигнализация дублируется также звуковым сигналом 400 Гц на динамики СГУ. На остальных самолетах Ту-134А, оборудованных АБСУ-134 и двумя независимыми идентичными комплектами РВ-5 (РВ-5М), звуковая сигнализация не используется.	
	ВНИМАНИЕ. ПРИ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ САМОЛЕТОВ, ОБОРУДОВАННЫХ СИСТЕМОЙ АБСУ, ПРИ ВКЛЮЧЕНИИ КНОПКИ-ЛАМПЫ "КУРС" ВЫКЛЮЧАЮТСЯ ЦЕПИ ТЕСТ-КОНТРОЛЯ РАДИОВЫСОТОМЕРОВ РВ-5 (РВ-5М). ВО ИЗБЕЖАНИЕ ЛОЖНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОТКАЗА СИСТЕМЫ ТЕСТ-КОНТРОЛЯ РАДИОВЫСОТОМЕРОВ ПРИ ВКЛЮЧЕННОЙ КНОПКЕ-ЛАМПЕ "КУРС" ТЕСТ-КОНТРОЛЕМ **НЕ ПОЛЬЗОВАТЬСЯ.** ПРИ ВЫКЛЮЧЕННОЙ КНОПКЕ-ЛАМПЕ "КУРС" В ДИАПАЗОНЕ ВЫСОТ ОТ МАКСИМАЛЬНОЙ Н, ОПРЕДЕЛЯЕМОЙ НАЛИЧИЕМ РАДИОЛОКАЦИОННОГО КОНТАКТА С ЗЕМЛЕЙ (ВЫСОТА УБОРКИ БЛЕНКЕРА), ДО 55—60 М ВКЛЮЧЕНИЕ ТЕСТ-КОНТРОЛЯ РАДИОВЫСОТОМЕРА РВ-5 (РВ-5М) № 1 (ЛЕВОГО) МОЖЕТ ВЫЗВАТЬ СРАБАТЫВАНИЕ СИГНАЛИЗАЦИИ СИСТЕМЫ ССОС.	

(4) Неисправности.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) При включении питания радиовысотомера РВ-5 горит красный светосигнализатор отказа на указателе УВ-5 (на указателе УВ-5М бленкер находится в поле зрения), стрелка указателя находится в неподвижном состоянии	Перегорел плавкий предохранитель в "РК ПЕРЕМЕННОГО ТОКА" или не включен автомат защиты сети на правой панели АЗС. Заменить предохранитель или включить АЗС.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(2) При наборе высоты или снижении самолета, индицируемых показаниями вариометра ВАР-30, стрелка указателя УВ-5М радиовысотомера РВ-5М не меняет своих показателей текущей высоты. При этом флажковый сигнализатор (бленкер) информирует об исправности радиовысотомера	Перегорел плавкий предохранитель в "РК ПЕРЕМЕННОГО ТОКА". Заменить предохранитель.
(3) При полете в рабочем диапазоне высот радиовысотомера РВ-5 (РВ-5М) горит красный светосигнализатор отказа на указателе УВ-5 (выпадает бленкер на указателе УВ-5М), стрелка указателя уходит в темный сектор или стоит неподвижно.	Показаниями радиовысотомера не пользоваться. Радиовысотомер выключить.

0.4. АВТОМАТ УГЛОВ АТАКИ И ПЕРЕГРУЗОК С СИГНАЛИЗАЦИЕЙ АУАСП-15кр

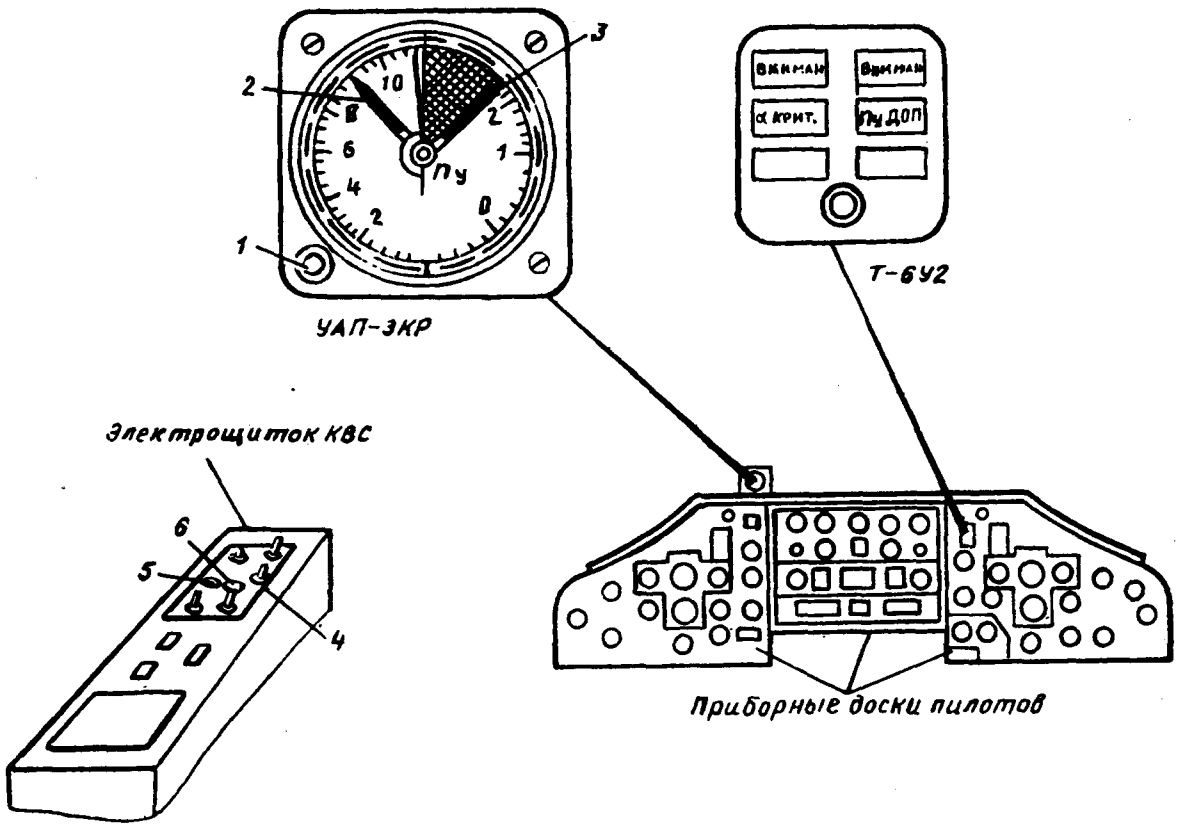
(1) Описание.

а) Автомат углов атаки и перегрузок (с сигнализацией) предназначен для определения в полете текущего значения вертикальной перегрузки (n_y), текущего ($\alpha_{тек}$) и критического ($\alpha_{кр}$) углов атаки и для предупреждения пилотов о подходе к критическом режиму по углу атаки или перегрузке. Канал углов скольжения не используется.

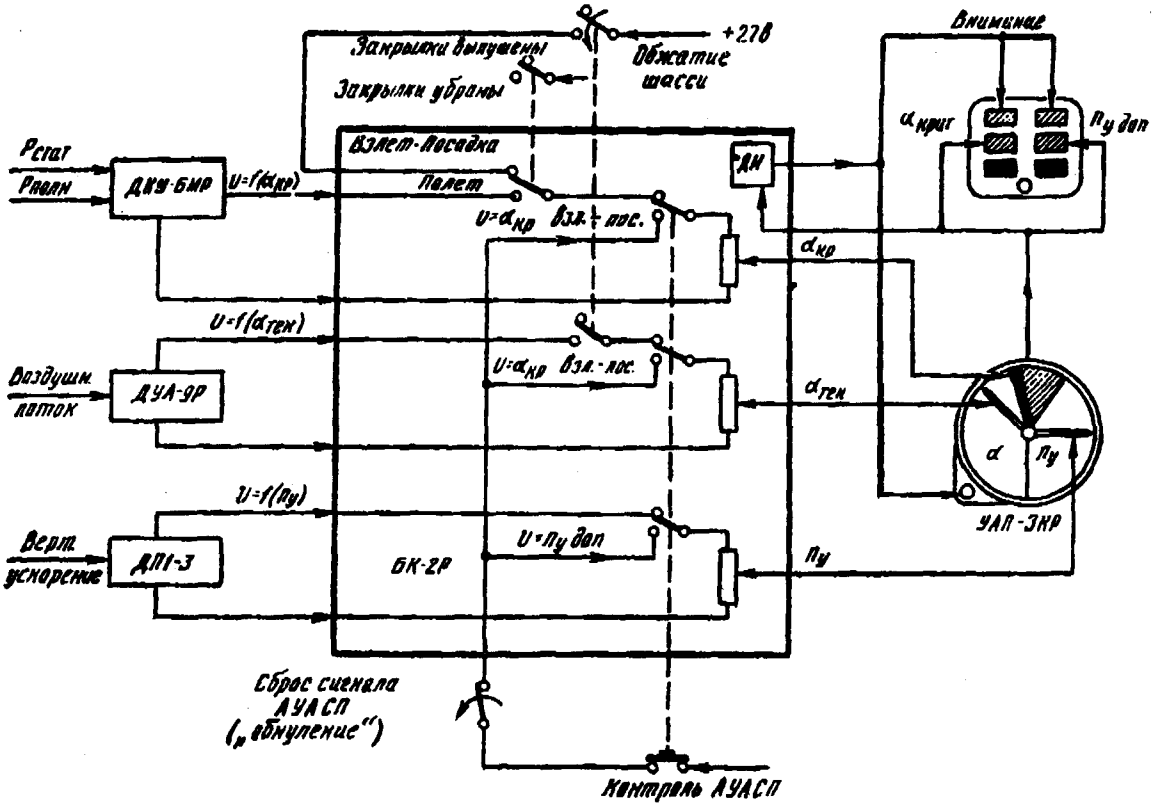
б) Контроль за текущими и критическими углами атаки осуществляется по указателю УАП-3кр, установленному над приборной доской КВС. На самолетах Ту-134А с УПД указатель УАП-3кр установлен на средней приборной доске. Левая часть шкалы указателя используется для отсчета текущих углов атаки по стрелке ($\alpha_{тек}$) и критических углов атаки по сектору ($\alpha_{кр}$). Правая часть шкалы отградуирована в единицах перегрузки (ед.). Стрелка n_y показывает действующие на самолетах вертикальные перегрузки. Участок шкалы, окрашенный в красный цвет, определяет зону недопустимых перегрузок.

в) По достижении самолетом критического угла атаки загорается светосигнальное табло "$\alpha_{кр}$", а по достижении максимально допустимой перегрузки (за 0,2 ед. до подхода стрелки к сектору) загорается светосигнальное табло "$n_{y\ доп}$", установленные на приборной доске второго пилота. Одновременно загорается светосигнальное табло "ВНИМАНИЕ", а также светосигнализатор указателя УАП-3кр.

г) На взлете и посадке при выпущенных закрылках АУАСП-15кр автоматически включается на взлетно-посадочный режим, а сектор $\alpha_{кр}$ указателя УАП-3кр устанавливается на отметке"8,5°", т.е. на значении взлетного угла, допустимого для самолета (углу атаки 8,5° по УАП-3кр соответствует истинный угол атаки самолета 9,8°).



Размещение указателя, светосигнального табло и органов управления АУАСП-15кр:
1 — светосигнализатор СМ-37; *2* — стрелка; *3* — стрелка n_y; *4* — выключатель питания АУАСП-15кр; *5* — кнопка проверки АУАСП-15кр; *6* — кнопка сброса сигнала АУАСП-15кр



Структурная схема АУАСП-15кр

После уборки закрылков АУАСП-15 кр автоматически переключается на полетный режим, при этом сектор "а" начинает перемещаться в зависимости от числа М. При выпуске закрылков автомат снова переключается на взлетно-посадочный режим.

д) Комплект автомата АУАСП-15кр состоит из датчика критических углов ДКУ-6МР, датчика углов атаки ДУА-9Р, указателя углов атаки и перегрузок УАП-3кр, блока коммутации БК-2Р и датчика вертикальных перегрузок ДП-1-3.

е) Основные характеристики автомата:

1) Погрешности показаний по шкале указателя при нормальных условиях не превышают:

— по каналу $\alpha_{тек}$ ±0,5°;
— по каналу $\alpha_{кр}$ ±0,5°;
— по каналу n_y ±0,2 ед.

2) Погрешности включения сигнализации не превышают:

— по каналу α ±0,5°;
— по каналу n_y ±0,2 ед.

3) Питание автоматически осуществляется:

— постоянным током напряжением 27 В ± 2,7 В;
— переменным током напряжением 115 В ± 5,75 В частотой 400 Гц + 20 Гц.

(ж) Включение питания комплекта автомата АУАСП-15кр производится с помощью АЗС "АУАСП" на левой панели АЗС и выключателя питания "АУАСП" на электрощитке КВС. Там же находятся кнопки проверки и сброса сигнала. Выключатель обогрева "ДУА" расположен на верхнем электрощитке пилотов.

Структурная схема АУАСП-15 кр приведена в РЛЭ, 6.5.1.

Размещение указателя, светосигнального табло и органов управления АУАСП-15кр показано в РЛЭ, 6.5.1.

(2) Эксплуатационные ограничения.

Пользоваться показаниями автомата разрешается не ранее чем через 5 мин после включения электропитания.

Время непрерывной работы обогрева ДУА-9Р на земле — см. РЛЭ, 4.2.1, 0.1, п. (4).

(3) Нормальная эксплуатация.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Включение	Выключатель питания "АУАСП" — **включить.** Выключатель обогрева "ДУА" — **включить.**
(2) Проверка	Кнопка "ПРОВЕРКА АУАСП" — **нажать.** При этом должны загореться светосигнализаторы на указателе УАП-3кр и в светосинальном табло "ВНИМАНИЕ" "$\alpha_{кр}$" и "$n_{y\,доп}$". Кнопка сброса сигналов — **нажать.** При этом сектор и стрелки на указателе УАП-3 кр должны занять исходное положение.
(3) В полете	При пилотировании наблюдать за тем, чтобы стрелка $\alpha_{тек}$ указателя УАП-3кр не заходила за сектор $\alpha_{кр}$, а стрелка n_y не заходила в зону сектора $n_{y\,доп}$.

(4) Неисправности.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Все каналы автомата АУАСП-15 кр не работают	Перегорели предохранители Пр1 или Пр2 в БК. Заменить неисправные предохранители.
(2) При наступлении критического режима полета не загорается светосигнализатор УАП-3кр.	Перегорела лампа СМ-37 в светосигнализаторе указателя автомата. Заменить лампу.

0.5. РАДИОЛОКАЦИОННАЯ СТАНЦИЯ РОЗ-1

(1) Описание.

а) Радиолокационная станция (РЛС) РОЗ-1 предназначена для радиолокационного обзора земной поверхности и обнаружения гидрометеообразований в передней полусфере самолета в целях обеспечения безопасности полета и самолетовождения при отсутствии оптической видимости земли. Кроме того, РЛС РОЗ-1 позволяет определять угол сноса и путевую скорость самолетов.

б) Основные данные. Дальность обнаружения при высоте полета 10 000 м равна:

— крупных индустриальных центров — до 350 км;
— горных вершин — до 150 км;
— береговой черты и грозовых очагов — до 200 км.

Обзор земной поверхности и обнаружение очагов грозовой деятельности обеспечивается только в переднем секторе шириной ±135° от продольной оси самолета.

Радиолокатор имеет четыре диапазона дальности: 20, 55, 110 и 200 км с метками дальности 10 и 50 км и обеспечивает включение задержки начала развертки на 30 и 160 км.

Все органы включения радиолокатора и управления им расположены в кабине штурмана, который управляет радиолокатором. Питание РОЗ-1 осуществляется от источников постоянного (27 В) и переменного (115 В 400 Гц) тока. Защита цепей питания по постоянному току выполнена с помощью АЗС на электрощитке штурмана, по переменному току — с помощью плавкого предохранителя в РК переменного тока.

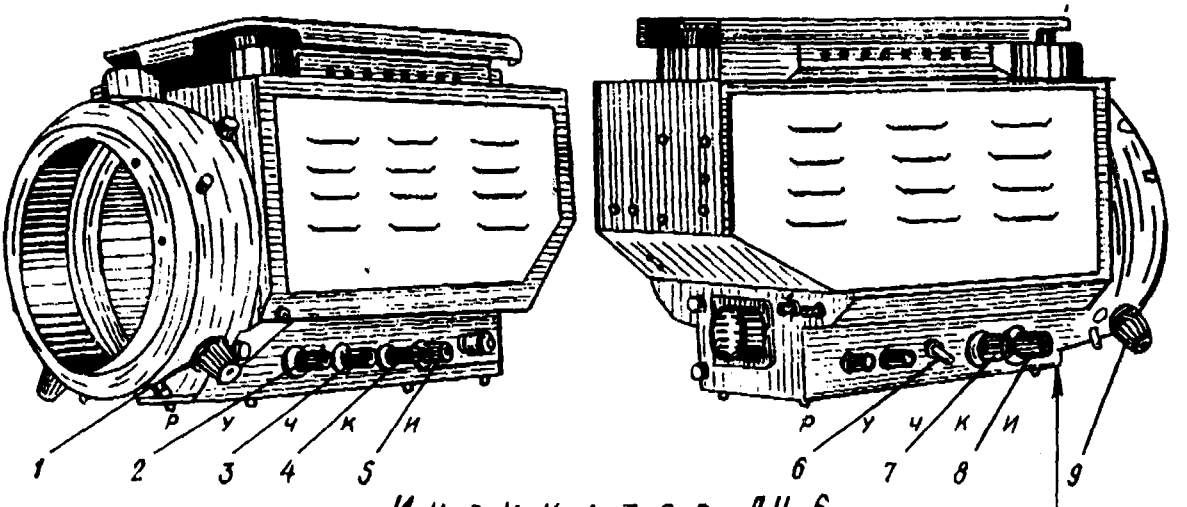
(2) Эксплуатационные ограничения.

Разрешается пользоваться показаниями радиолокатора не ранее чем через 5 мин после включения электропитания.

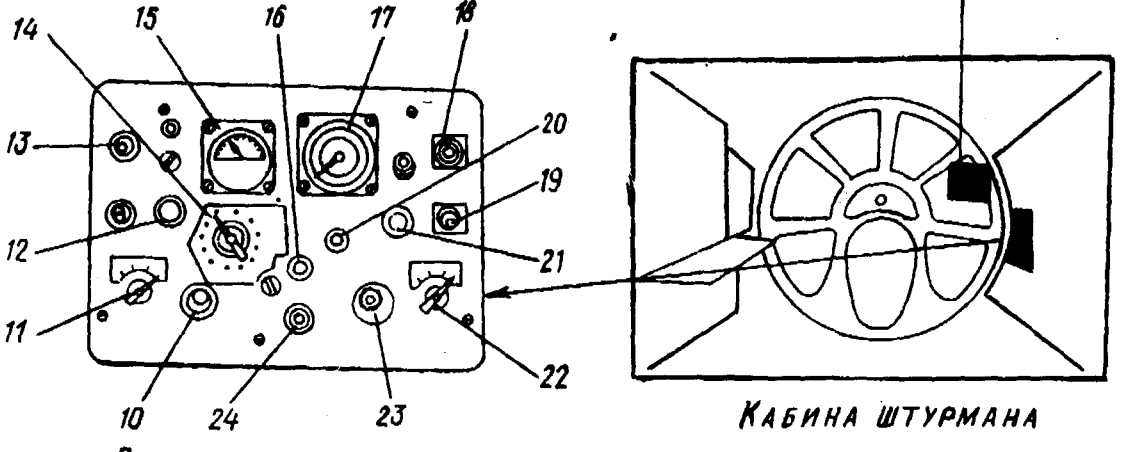
Включать радиолокатор РОЗ-1 после подключения источников аэродромного электропитания или после запуска всех двигателей, а выключать — обязательно до останова двигателей.

Антенна радиолокатора РОЗ-1 не имеет стабилизации, поэтому при кренах самолета радиолокационное изображение местности на экране искажается или частично пропадает, а при снижении и наборе высоты изображение ухудшается.

Выключатель "МАЯК" на пульте управления во всех случаях должен быть установлен в положение "ВЫКЛ".



Индикатор ЛЦ-6



Пульт управления ЛЦ-21

Кабина штурмана

Размещение органов управления РОЗ-1:

1 — ручка "ШКАЛА"; *2* — ручка "ВЫДЕЛЕНИЕ"; *3* — ручка "ФОН"; *4* — ручка "ПОДСВЕТКА ШКАЛЫ"; *5* — предохранитель; *6* — выключатель "АЗИМ. МЕТКИ"; *7* — ручка "ЯРКОСТЬ МЕТОК"; *8* — ручка "ЯРКОСТЬ ЭКРАНА"; *9* — ручка "ВИЗИР"; *10* — ручка "ПОДСВЕТ"; *11* — переключатель "МАСШТАБ"; *12* — ручка "УСИЛЕНИЕ ПРИЕМНИКА"; *13* — выключатель "ПИТАНИЕ"; *14* — переключатель контрольного прибора; *15* — контрольный прибор; *16* — переключатель "ВРАЩ. АНТ"; *17* — индикатор наклона антенны; *18* — выключатель "ПЕРЕДАТ."; *19* — переключатель "АПР—РРЧ"; *20* — ручка "НАКЛОН АНТ"; *21* — ручка "НАСТРОЙКА"; *22* — переключатель "ЗАДЕРЖКА"; *23* — ручка "СКОРОСТЬ РУЧН"; *24* — ручка "ВЛЕВО—ВПРАВО"

(3) Нормальная эксплуатация.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Перед запуском двигателей	Исходное положение органов управления и контроля перед включением радиолокатора:	
	На пульте управления:	
	Выключатель "ПИТАНИЕ"	— в положении "ВЫКЛ".
	Выключатель "ПЕРЕДАТЧИК"	— в положении "ВЫКЛ".
	Переключатель "ЗАДЕРЖКА"	— в положении "0".
	Переключатель "ВРАЩ. АНТ"	— положении "РУЧН".
	Переключатель "АПЧ—РРЧ"	— в положении "РРЧ".
	Ручки "УСИЛЕНИЕ ПРИЕМНИКА", "СКОР. РУЧН", "ПОДСВЕТ"	— в крайнем левом положении.
	На индикаторе:	
	Переключатель "АЗИМУТ. МЕТКА"	— в положении "ВЫКЛ".
	Ручки "ЯРКОСТЬ ЭКРАНА", "ФОН"	— в крайнем левом положении.
	Ручки "ВЫДЕЛЕНИЕ", "ПОДСВЕТ ШКАЛЫ"	— в крайнем левом положении
(2) Включение радиолокатора	Убедиться, что к бортовой сети самолета подключен аэродромный источник питания.	
	АЗС РОЗ-1	— включить.
	Переключатель "ПИТАНИЕ"	— в положение "ВКЛЮЧЕНО".
	При этом на ПУ должен загореться зеленый светосигнализатор.	
	Ручки "ЯРКОСТЬ ЭКРАНА" И "ЯРКОСТЬ МЕТОК"	— отрегулировать линию развертки и яркость меток дальности на экране индикатора.
	Ручки "НАКЛОН АНТ", "ВРАЩ. АНТ" "ВЛЕВО—ВПРАВО" И "СКОР. РУЧН"	— проверить все режимы вращения антенны.
	Переключатель "ВРАЩ. АНТ"	— включить.
	Ручка "УСИЛЕНИЕ ПРИЕМНИКА" на ПУ	— добиться появления шумов на экране индикатора.
	Выключатель "ПЕРЕДАТЧИК"	— в положение "ВКЛЮЧЕНО".

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(2) Включение радиолокатора (прод.)	При этом на ПУ должен загореться красный светосигнализатор.	
	Переключатель контрольного прибора	— в положение "ТОК МАГНЕТРОНА".
	При этом стрелка контрольного прибора на ПУ должна быть в пределах соответствующего сектора шкалы.	
	Ручка "НАСТРОЙКА" на ПУ	— добиться изображения на экране.
	Переключатель "АПЧ—РРЧ" на ПУ	— в положение "АПЧ"; проверить наличие изображения на экране на всех диапазонах дальности.
	Ручки "ФОН" и "ВЫДЕЛЕНИЕ"	— добиться желаемой контрастности изображения.
	Работа РЛС контролируется по качеству и устойчивости изображения на экране индикатора; по стабильности показаний тока магнетрона контрольным прибором; по стабильности токов кристаллов на контрольном приборе при включении АПЧ.	
(3) Выключение РЛС	Выключатель "ПЕРЕДАТЧИК"	— выключить.
(4) Перед взлетом	Выключатель "ПИТАНИЕ" на ПУ	— включить.
	Ручка "ЯРКОСТЬ меток"	— установить необходимую яркость свечения меток дальности и при необходимости включить переключатель "АЗИМУТАЛЬНАЯ МЕТКА".
	Ручка "ЯРКОСТЬ ЭКРАНА"	— установить необходимую яркость свечения экрана.
	Ручка "НАКЛОН АНТ" на ПУ	— установить необходимый наклон антенны. При взлете в условиях грозовой обстановки установить наклон антенны от 0° до 3° вверх.
	Переключатель "МАСШТАБ" на ПУ	— установить требуемый диапазон дальности. При необходимости взлета в условиях грозовой обстановки установить масштаб 110 км.
	Выключатель "АПЧ-РРЧ" на ПУ	— в положение "РРЧ".

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(5) На предварительном старте	Выключатель "ПЕРЕДАТЧИК" на ПУ	— включить.
	ВНИМАНИЕ. ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПОЛЕТОВ В ПЕРИОД, КОГДА ВОЗМОЖНО РАЗВИТИЕ ГРОЗ ИЛИ ПОЯВЛЕНИЕ АТМОСФЕРНЫХ ФРОНТОВ, РАДИОЛОКАТОР НЕОБХОДИМО ВКЛЮЧИТЬ ПЕРЕД ВЗЛЕТОМ И НЕ ВЫКЛЮЧАТЬ ДО ПОСАДКИ.	
(6) В полете	Ручка "НАСТРОЙКА" на ПУ	— добиться появления изображения на экране.
	Выключатель "АПЧ—РРЧ" на ПУ	— в положение "АПЧ".
	Ручки "ФОН, "ВЫДЕЛЕНИЕ", "НАКЛОН АНТ"	— добиться наилучшей контрастности изображения.
	Ручка "УСИЛЕНИЕ ПРИЕМНИКА"	— установить достаточное усиление.
	Ручки "ЯРКОСТЬ МЕТОК", "ЯРКОСТЬ ЭКРАНА"	— отрегулировать необходимую яркость в зависимости от освещения в кабине.
(7) Общие указания по использованию радиолокатора	а) Для получения наиболее четкого изображения радиолокационных ориентиров и грозовых очагов на экране радиолокатора необходимо пользоваться ручками "УСИЛЕНИЕ ПРИЕМНИКА", ВЫДЕЛЕНИЕ", "ФОН" и "НАКЛОН АНТ".	
	б) Для просмотра более удаленных от самолета радиолокационных ориентиров необходимо усиление приемника увеличивать, антенну поднимать.	
	в) Горные вершины и хребты изображаются на экране в виде узких, извилистых, рельефно выделяющихся, неоднородно светящихся пятен и полос. За этими светлыми пятнами и полосами можно наблюдать на экране темные пятна и полосы (тени). Следует иметь в виду, что тень от горных хребтов с приближением к ним самолета уменьшается.	
(8) Обнаружение грозовых очагов	Фронтальные и внутримассовые грозы Обнаруживаются на расстоянии порядка 150 км и изображаются на экране радиолокатора в виде ярких контрастных отметок с размытыми контурами. Отметки на экране индикатора от интенсивных грозовых очагов имеют характер теневых пятен, которые располагаются за грозовым пятном. Следует помнить, что изображения фронтальных и внутримассовых гроз в горной местности отличить от изображения гор очень трудно. Это требует большого опыта и внимания.	

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(8) Обнаружение грозовых очагов (прод.)	**Мощно-кучевые и ливневые облака** Обнаруживаются на расстоянии порядка 100 км и изображаются на экране в виде отдельных светлых отметок с размытыми контурами. Причем сторона отметки, обращенная к краю экрана, более размыта, чем сторона, обращенная к центру экрана. Отметки на экране от грозовых очагов всегда ярче, имеют более размытый контур, и, как правило, размеры их больше, чем размеры отметок от других объектов, в том числе и от населенных пунктов. **ВНИМАНИЕ.** ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПОЛЕТОВ В ПЕРИОД, КОГДА ВОЗМОЖНО РАЗВИТИЕ ГРОЗ ИЛИ ПОЯВЛЕНИЕ АТМОСФЕРНЫХ ФРОНТОВ, РАДИОЛОКАТОР РОЗ-1 НЕОБХОДИМО ВКЛЮЧИТЬ ПЕРЕД ВЗЛЕТОМ И НЕ ВЫКЛЮЧАТЬ ДО ПОСАДКИ. В процессе полета в этих условиях штурман обязан периодически просматривать воздушное пространство в переднем секторе, а также, используя средства радиосвязи, прослушивать информацию с земли и с самолетов, чтобы исключить возможность внезапного попадания самолета в зону грозовой деятельности.	
(9) Работа с радиолокатором по обнаружению гроз	Переключатель "МАСШТАБ"	— в положение "200 км" или "110 км", если очаг ожидается на расстоянии менее 100 км.
	Ручка "НАКЛОН АНТ"	— установить от 0° до 3° вверх.
	Ручки "УСИЛЕНИЕ ПРИЕМНИКА", "ВЫДЕЛЕНИЕ", "ФОН"	— добиться наиболее четкого изображения грозового очага.
(10) Обход очагов грозы	а) Обнаружив на экране с масштабом дальности 200 км один или несколько очагов грозовой деятельности, необходимо наблюдать за ними до расстояния порядка 90 км и только после этого переключить РЛС на масштаб 110 км. При приближении к отдельным грозовым очагам на расстояние 50 км и менее радиолокатор необходимо переключить на масштаб дальности 55 км. Следует иметь в виду, что при работе на масштабе 55 км необходимо периодически (на короткое время) переключать РЛС на масштаб 200 км для общего обзора грозовой обстановки по маршруту полета.	
	б) В процессе наблюдения за движением очагов грозовой деятельности на экране необходимо определить: — приблизительные размеры грозового очага (по меткам дальности); — представляет ли он опасность для полета; — где находится очаг по отношению к линии пути самолета, куда он смещается, где будет находиться по отношению к линии пути в момент сближения его с самолетом.	

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(10) Обход очагов грозы (прод.)	Непрерывно наблюдая за грозовым очагом, экипаж самолета обязан наметить маневр по обходу его с таким расчетом, чтобы грозовой очаг находился на расстоянии не менее 10 км от линии пути.
	в) Маневр обхода грозового очага целесообразно выполнять в сторону против ветра и начинать его, когда самолет находится от грозового очага на расстоянии не менее 50 км. После выполнения отворота и прохода траверза грозового очага начать маневр выхода на заданную линию пути. Для обеспечения самолетовождения и обхода зон грозовой деятельности на защитном стекле экрана нанесены боковые визирные линии на расстоянии 20 мм от центра (при масштабе 55 км расстояние до линии соответствует 20 км, а при масштабе 110 км — 40 км). Маневр обхода грозовой деятельности необходимо построить так, чтобы отметки от грозовых очагов не допустить в полосу, ограниченную двумя боковыми визирными линиями. В этом случае средняя визирная линия должна совпадать с электронной курсовой чертой. При отсутствии боковых визирных линий штурман мысленно проводит их на экране, пользуясь 20-километровыми кольцами меток дальности.
	г) При обнаружении фронтальных гроз на маршруте полета и невозможности их обхода штурман должен оценить обстановку в целях обеспечения полета между отдельными очагами фронтальной грозы. Для обеспечения безопасного полета между двумя очагами расстояние (коридор) между ними должно быть не менее 50 км. При подходе к выбранному коридору для пролета фронтальной грозы необходимо учитывать, что ширина его не остается постоянной, особенно при интенсивной грозовой деятельности.

(4) Неисправности.

При наличии тока магнетрона и кристаллов пропадает изображение в режиме "АПЧ"	Ручкой "НАСТРОЙКА" в режиме "РРЧ" добиться максимально яркого изображения ориентиров. Перейти на режим "АПЧ", но если при этом изображение пропадает, работать в режиме "РРЧ".

0.6. МЕТЕОНАВИГАЦИОННАЯ РАДИОЛОКАЦИОННАЯ СТАНЦИЯ (РЛС) "ГРОЗА М-134Б"

(1) Описание.

а) Радиолокатор "ГРОЗА М-134Б" предназначен для обнаружения активных грозовых фронтов в целях обхода наиболее опасных зон с маневром по курсу, а также для ориентировки по радиолокационному изображению земной поверхности в условиях полета ночью, за облаками и в сложных метеоусловиях.

б) Основные данные.

Дальность обнаружения:

— гидрометеообразований — 200 км;
— крупных промышленных городов — 280 км;
— горных массивов и отдельных горных вершин — 250 км.

Антенна сканирует в азимутальном секторе $\pm 100^{\circ}$ и имеет возможность ручного дистанционного наклона зеркала в вертикальной зоне $-15 \div +10^{\circ}$.

Основные оперативные органы управления радиолокатором размещаются на блоке Гр450 и на лицевых панелях индикаторов.

Пульт управления

На лицевой панели блока Гр450 размещены следующие элементы управления:

а) Клавиша "РЛС-ОТКЛ".

б) Переключатель режимов работы, который имеет положения:

— "ГОТОВ" — радиолокатор готов к включению (все блоки под током, но излучение отсутствует). Для полного включения достаточно установить переключатель в следующие положения: "ЗЕМЛЯ", "МЕТЕО", "КОНТУР", "КОНТР" (в положении "КОНТР" производится контроль работоспособности радиолокатора с излучением. Этот режим не является рабочим);

— "ЗЕМЛЯ" — радиолокатор работает в режиме просмотра земной поверхности веерным лучом. Зона обзора — передний сектор $\pm 100^{\circ}$. Дальность обзора может меняться плавным изменением масштаба развертки на экране индикатора с помощью регулятора "МАСШТАБ КМ" (от 10 до 375 км)*;

— "МЕТЕО" — радиолокатор работает в режиме просмотра воздушного пространства узким лучом. Зона обзора по азимуту $\pm 100^{\circ}$. Масштабы дальности развертки те же, что и в режиме "ЗЕМЛЯ". В режиме "МЕТЕО" 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 схема определения азимутального направления на опасные очаги гроз.

Схема включается в работу поворотом рукоятки "МЕТКИ" (на индикаторе) вправо до появления на экране азимутальных выбросов;

— "КОНТУР" — радиолокатор работает так же, как и в режиме "МЕТЕО". Наиболее опасные зоны в облачности на экранах изображаются в виде черных пятен с яркой окантовкой;

— "КОНТР" — осуществляется проверка работоспособности встроенным контролем с индикацией на экранах индикаторов специального теста.

в) Регулятор плавного изменения масштаба развертки на экране индикаторов "МАСШТАБ КМ". При помощи этого регулятора (потенциометра) имеется возможность плавно регулировать масштаб просматриваемых зон местности в режиме "ЗЕМЛЯ" или воздушного пространства в режимах "МЕТЕО" и "КОНТУР". Масштаб изменяется плавно от 10 до 375 км (крайнее положение регулятора). Установка масштаба (выбор просматриваемой дальности) выполняется по количеству яркостных меток дальности, находящихся на развертке индикатора. Причем, до 100 км первые четыре метки 25-километровые, после 100 км — 100-километровые.

г) Регулятор ручного наклона луча антенны "НАКЛОН". Этим регулятором вручную дистанционно управляется антенна по углу наклона в пределах $-15 \div +10^{\circ}$. Путем подбора оптимального наклона луча обеспечивается равноконтрастное радиолокационное изображение в режиме "ЗЕМЛЯ" в зависимости от просматриваемой дальности и высоты полета.

д) Переключатель "ПРД I-II". Данным переключателем радиолокатор переводится с работы с одним приемопередатчиком на работу с другим. При этом неработающий передатчик находится в "горячем" резерве.

е) Переключатель "СТАБИЛИЗАЦИЯ — ОТКЛ."

Установкой переключателя в положение "ОТКЛ" выключается схема косвенной стабилизации луча антенны при отказе АГД-1С или схемы стабилизации радиолокатора. Рабочее положение выключателя — верхнее.

* До дистанции 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.

ж) Предохранители ПР1 (0,5) — для защиты цепи 27 В включения питания и ПР2 (0,5) — для защиты цепи формирования развертки.

Индикатор Гр430

На передней панели индикатора установлены три регулятора (переменных резистора):

— "ЯРКОСТЬ" — для регулировки яркости свечения экрана индикатора;
— "КОНТРАСТ" — для подбора оптимальной контрастности радиолокационного изображения в режиме "ЗЕМЛЯ";
— "МЕТКИ" — для подбора оптимальной яркости меток дальности.

Подсвет надписей на пульте управления и индикаторах регулируется централизованными реостатами, установленными на боковых пультах пилотов.

Питание радиолокатора "ГРОЗА М-134Б" осуществляется от бортовых сетей постоянного тока 27В, переменного тока 115 В 400 Гц и переменного тока 36 В 400 Гц.

(2) Эксплуатационные ограничения.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВО ВРЕМЯ ПРЕДПОЛЕТНЫХ ПРОВЕРОК РАДИОЛОКАТОРА ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПЕРЕВОДИТЬ ЕГО ИЗ РЕЖИМА "ГОТОВ" В ЛЮБОЙ ДРУГОЙ РЕЖИМ, ЕСЛИ НА РАССТОЯНИИ МЕНЕЕ 15 М ОТ ОБТЕКАТЕЛЯ РАДИОЛОКАТОРА В ЗОНЕ ЕГО ОБЗОРА НАХОДЯТСЯ ЛЮДИ (В РЕЖИМЕ "КОНТРОЛЬ" ИЗЛУЧЕНИЕ ТАКЖЕ ИМЕЕТСЯ).

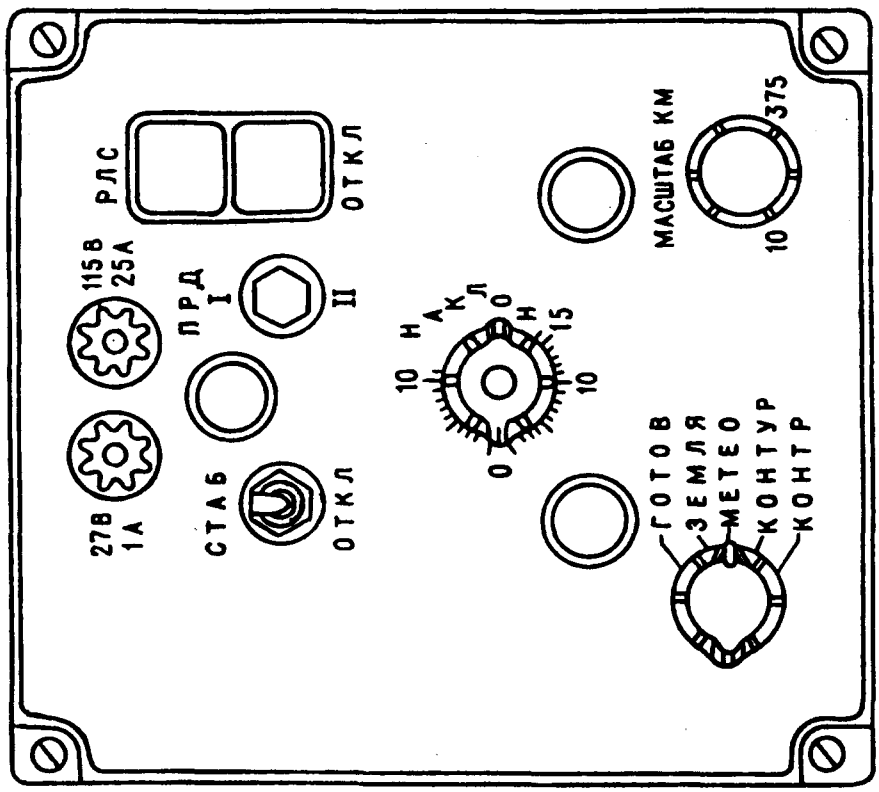
При установке легкосъемного тубуса на индикатор его выдвижение следует ограничивать на среднем положении механизма. Если необходимо выдвинуть индикатор в крайнее верхнее положение, то перед этим снять тубус с индикатора или заменить тубус козырьком.

(3) Нормальная эксплуатация.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Перед запуском двигателей	Исходное положение органов управления и контроля перед включением радиолокатора:	
	На пульте управления:	
	Переключатель режимов работы	— "ГОТОВ".
	Выключатель "СТАБ—ОТКЛ"	— "СТАБ".
	Переключатель "ПРД I—II"	— "I".
	Регулятор "НАКЛОН"	— нулевое положение.
	Регулятор "МАСШТАБ КМ"	— 10 (левое).
	На индикаторе:	
	Регулятор "ЯРКОСТЬ"	— среднее положение.
	Регулятор "КОНТРАСТ"	— среднее положение.
	Регулятор "МЕТКИ"	— среднее положение.
(2) Включение радиолокатора (после запуска двигателей)	АЗС "ГРОЗА" на щитке управления электроэнергией	— включить.
	Клавиша "РЛС—ОТКЛ" на блоке Гр450	— нажать.
	При этом загорается зеленый светосигнализатор "РЛС" на лицевых панелях индикаторов.	

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(2) Включение радиолокатора (после запуска двигателей) (прод.)	Переключателем режимов работы установить режим "ЗЕМЛЯ" — на экране должна появиться секторная развертка. После этого проверить плавное изменение развертки регулятором "МАСШТАБ КМ" от 10 до 375 км, наблюдая появление и перемещение полуколец дальности, регулируемых по яркости регулятором "МЕТКИ" на блоке Гр430. Регулятор "МАСШТАБ КМ" вернуть в левое положение. Через 2—3 мин после включения режима "ЗЕМЛЯ" должно появиться радиолокационное изображение на экране индикаторов, оптимальность которого подобрать регуляторами "ЯРКОСТЬ", "КОНТРАСТ", "НАКЛОН". Переключатель "ПРД I-II" переключить из одного положения в другое и повторить проверку.
(3) Выключение РЛС	Нажать клавишу "РЛС-ОТКЛ" на блоке Гр450, при этом гаснут светосигнализаторы "РЛС" на индикаторах.
(4) В полете	Работа с радиолокатором в режиме обнаружения гроз производится в такой последовательности (на пульте управления и индикаторах): Переключатель режимов работы — установить в положение "МЕТЕО". Регулятор развертки "МАСШТАБ КМ" — установить на дальности 200 км (на экране четыре метки по 25 км и одна 100 км). Регулятор "ЯРКОСТЬ" — установить едва видимую линию развертки. Регулятор "НАКЛОН" — установить в нулевое положение. Регулятор "МЕТКИ" — установить в левое крайнее положение и поворотом вправо добиться наличия достаточно различимых меток дальности. После обнаружения гидрометеообъекта, по мере сближения с ним, установить дальность развертки, плавно увеличивая масштаб регулятором "МАСШТАБ КМ".
(5) Общие указания по определению наиболее опасных очагов гроз и по их обходу	Отслеживание (при приближении) грозовых метеообразований осуществляется плавным укрупнением масштаба развертки до 100—75 км (основным режимом определения степени опасности гроз является режим "КОНТУР"). Для определения опасных очагов гроз перевести переключатель режимов работы радиолокатора в положение "КОНТУР" (схема "КОНТУР" работает с расстояния до метеообразования 100 км). Отметки от наиболее опасных гроз имеют темные пятна с яркой окантовкой.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(5) Общие указания по определению наиболее опасных очагов гроз и по их обходу (прод.)	**Примечание.** В режиме "МЕТЕО" при повороте регулятора "МЕТКИ" вправо до появления яркостных азимутальных выбросов вступает в работу схема определения азимутального направления на опасные очаги гроз. Поворотом рукоятки "МЕТКИ" влево до пропадания азимутальных выбросов схема может быть выключена. Метки дальности при этом должны просматриваться. Величина (амплитуда) азимутальных выбросов определяет направление на наиболее опасные очаги гроз (наиболее опасными являются те метеообразования, в направлении которых азимутальные указатели превышают по дальности специальное полукольцо, нанесенное на светофильтре экрана индикатора). **ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** ПРИ РАБОТЕ В РЕЖИМЕ "МЕТЕО" ПРИ ПОВОРОТЕ РЕГУЛЯТОРА "МЕТКИ" ВПРАВО ДО ПОЯВЛЕНИЯ АЗИМУТАЛЬНЫХ ВЫБРОСОВ (РЕЖИМ УКАЗАНИЯ АЗИМУТАЛЬНЫХ НАПРАВЛЕНИЙ НА НАИБОЛЕЕ ОПАСНЫЕ ОЧАГИ ГРОЗ) НА ЭКРАНЕ НАРЯДУ С АЗИМУТАЛЬНЫМИ ВЫБРОСАМИ ОТ ОЧАГОВ ГРОЗ МОГУТ ПОЯВЛЯТЬСЯ ПОМЕХИ В ВИДЕ ЯРКОСТНЫХ ЗАСВЕТОК (ВСПЛЕСКОВ) ПО АЗИМУТУ. ДАННАЯ СХЕМА ИСПОЛЬЗУЕТСЯ В КАЧЕСТВЕ ВСПОМОГАТЕЛЬНОГО РЕЖИМА И МОЖЕТ БЫТЬ ВЫКЛЮЧЕНА ПОВОРОТОМ РЕГУЛЯТОРА "МЕТКИ" ВЛЕВО ДО ПРОПАДАНИЯ ПОМЕХ И АЗИМУТАЛЬНЫХ ВЫБРОСОВ. Маневр обхода грозового очага целесообразно выполнять в сторону против ветра и начинать этот маневр, когда самолет находится от грозового очага на расстоянии 50 км (при включенном режиме "КОНТУР"). После выполнения отворота и прохода траверза грозового очага начать маневр выхода на западную линию пути. В случае необходимости прохода между двумя очагами фронтальных гроз расстояние между очагами должно быть не менее 50 км. При подходе к выбранному коридору для пролета фронтальных гроз необходимо учитывать, что ширина его не остается постоянной, особенно при интенсивной грозовой деятельности.	
(6) Работа с радиолокатором по использованию радиолокационного изображения земной (водной) поверхности	Переключатель режимов работы	— установить в положение "ЗЕМЛЯ".
	Регулятор развертки "МАСШТАБ КМ"	— установить дальность 200—250 км.
	Регулятор "НАКЛОН"	— перевести из нулевого положения вниз на 1—2° до появления радиолокационного изображения земной поверхности.



Блок управления и формирования развертки

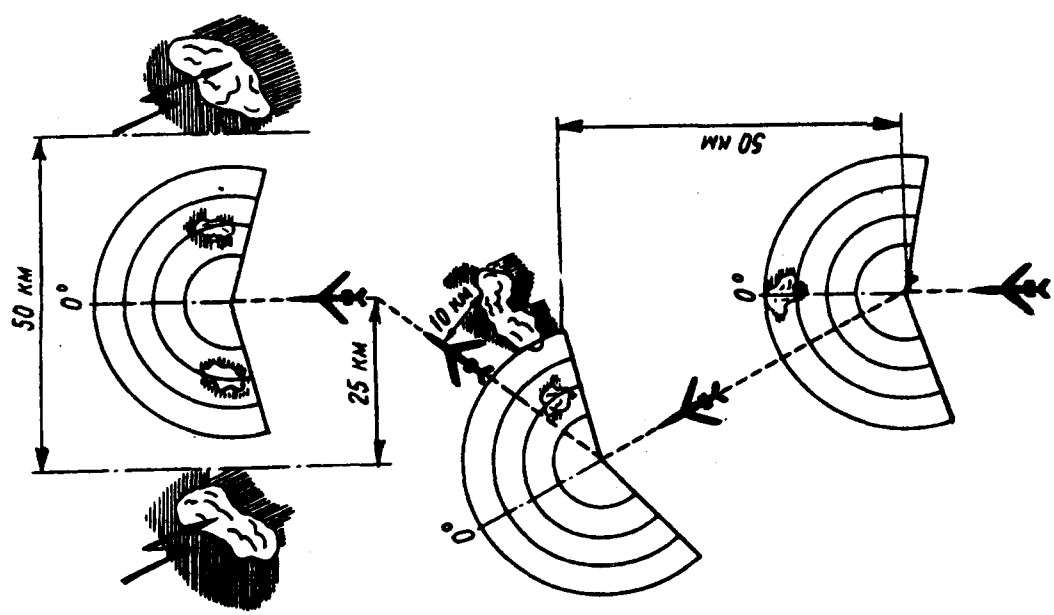


Схема обхода очагов грозы

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(6) Работа с радиолокатором по использованию радиолокационного изображения земной (водной) поверхности (прод.)	Наклон антенны следует прекратить сразу же после получения на экране индикатора непрерывного изображения незастроенных участков суши без провалов с достаточно четкой засветкой до максимальных дальностей (фон земли). Регуляторы "ЯРКОСТЬ" и "КОНТРАСТ" — установить четкое и оптимальное для наблюдения радиолокационное изображение. Регулятор "МЕТКИ" — установить необходимую яркость масштабных меток с достаточной видимостью их на фоне отражений от земной поверхности. Если необходимо выделить тот или иной объект (город или водоем) на фоне земной поверхности, регулировку производить регуляторами "НАКЛОН", "МАСШТАБ КМ", "ЯРКОСТЬ", "КОНТРАСТ". **ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** ПРИ ИСЧЕЗНОВЕНИИ РАДИОЛОКАЦИОННОГО ИЗОБРАЖЕНИЯ НА ЭКРАНАХ ИНДИКАТОРОВ ПЕРЕВЕДИТЕ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ "ПРД I-II" ИЗ ВЕРХНЕГО ПОЛОЖЕНИЯ ВНИЗ (ИЛИ НАОБОРОТ). ПРИ ОТКАЗЕ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ ИЗОБРАЖЕНИЯ РАДИОЛОКАТОРА (ИЛИ ДАТЧИКА КРЕНА И ТАНГАЖА — АГД) ПЕРЕВЕДИТЕ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ "СТАБ. ОТКЛ" В ПОЛОЖЕНИЕ "ОТКЛ" (ПРИ ЭТОМ РАБОТА РАДИОЛОКАТОРА ОБЕСПЕЧИВАЕТСЯ БЕЗ СТАБИЛИЗАЦИИ РАДИОЛОКАЦИОННОГО ИЗОБРАЖЕНИЯ ПРИ КРЕНАХ).
(7) Проверка работоспособности радиолокатора	При полетах над водной поверхностью или над сущей с малоотражающей поверхностью для контроля работоспособности радиолокатора использовать режим встроенного контроля (режим "КОНТРОЛЬ" также используется и на земле в случае отсутствия отражающих ориентиров вблизи стоянки самолета). Для этого перевести переключатель режимов в положение "КОНТРОЛЬ". а) Для проверки приемопередающего канала регулятор "МЕТКИ" повернуть в крайнее левое положение, а "МАСШТАБ КМ" — в крайнее правое положение. При этом будет просматриваться зондирующий импульс передатчика в начале развертки. Данное положение подтверждает исправность приемопередающего тракта.
	б) Для проверки исправности канала стабилизации радиолокационного изображения по крену и тангажу в режиме "КОНТРОЛЬ" следует повернуть регулятор "МЕТКИ" вправо до получения трех яркостных секторов, которые подтверждают исправность схемы стабилизации.

0.7. АВИАГОРИЗОНТЫ АГД-1С, ПП-75, БЛОК КОНТРОЛЯ КРЕНОВ БКК-18, СИГНАЛИЗАТОР НАРУШЕНИЯ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ СНП-1, АВТОМАТ ПЕРЕКЛЮЧЕНИЯ ШИН АПШ-3, ЭЛЕКТРОПИТАНИЕ АВИАГОРИЗОНТОВ (ДЛЯ САМОЛЕТОВ, ОБОРУДОВАННЫХ АГД-1С, ПП-75, БКК-18, СНП-1 И АПШ-3)

(1) Описание.

а) На самолете в качестве основных авиагоризонтов КВС и второго пилота используются пилотажные приборы ПП-75, работающие от гировертикалей ЦГВ-4 из комплекта БСУ-3П. ПП-75 установлены взамен пилотажных приборов ПП-1М. В отличие от ПП-1ПМ приборы ПП-75 имеют дополнительный потенциометр для связи с блоком контроля кренов БКК-18 и оборудованы бленкером флажкового типа АГ, выпадающим при отказах авиагоризонтов. В качестве резервного авиагоризонта у КВС установлен авиагоризонт АГД-1С. Он состоит из гиродатчика и указателя. Гиродатчик выдает сигналы крена и тангажа в указатель. С указателя АГД-1С сигналы крена выдаются в блок контроля кренов БКК-18.

В качестве дополнительного средства определения крена и скольжения самолета применен указатель поворота ЭУП-53.

Для повышения надежности работы авиагоризонтов на самолете выполнено раздельное питание авиагоризонтов и установлены:

— блок контроля кренов БКК-18;
— сигнализаторы нарушения питания СНП-1 (в цепях основных авиагоризонтов и БКК-18).

Контроль питания АГД-1С осуществляется гиродатчиком 458МКС, выдающим сигнал отказа на светосигнализатор указателя АГД-1С и на светосигнальное табло "ОТКАЗ АГД".

б) Блок контроля кренов БКК-18 предназначен:

— для непрерывного сравнения показаний указателей основных авиагоризонтов ПП-75 КВС и второго пилота и резервного авиагоризонта АГД-1С по крену; при рассогласовании показаний одного из авиагоризонтов с двумя исправными на (7±2)° блок выдает сигнал отказа на бленкер "АГ" соответствующего прибора ПП-75 или на светосигнальное табло "ОТКАЗ АГД" и светосигнализатор указателя АГД-1С; после первого отказа авиагоризонта блок контроля БКК-18 продолжает сравнивать показания оставшихся двух исправных авиагоризонтов и при рассогласовании между ними на (7±2)° блок выдает сигнал отказа на оба указателя, в том числе и на исправный, так как в этом случае блок не может определить исправный авиагоризонт;
— для выдачи сигнала о достижении самолетом предельного крена (после отказа АГД-1С); при скорости полета менее 280 км/ч (режимы взлета и посадки) предельный крен должен быть (15±2,5)°, при скорости полета более 280 км/ч (маршрутный полет) — (33±4)°.

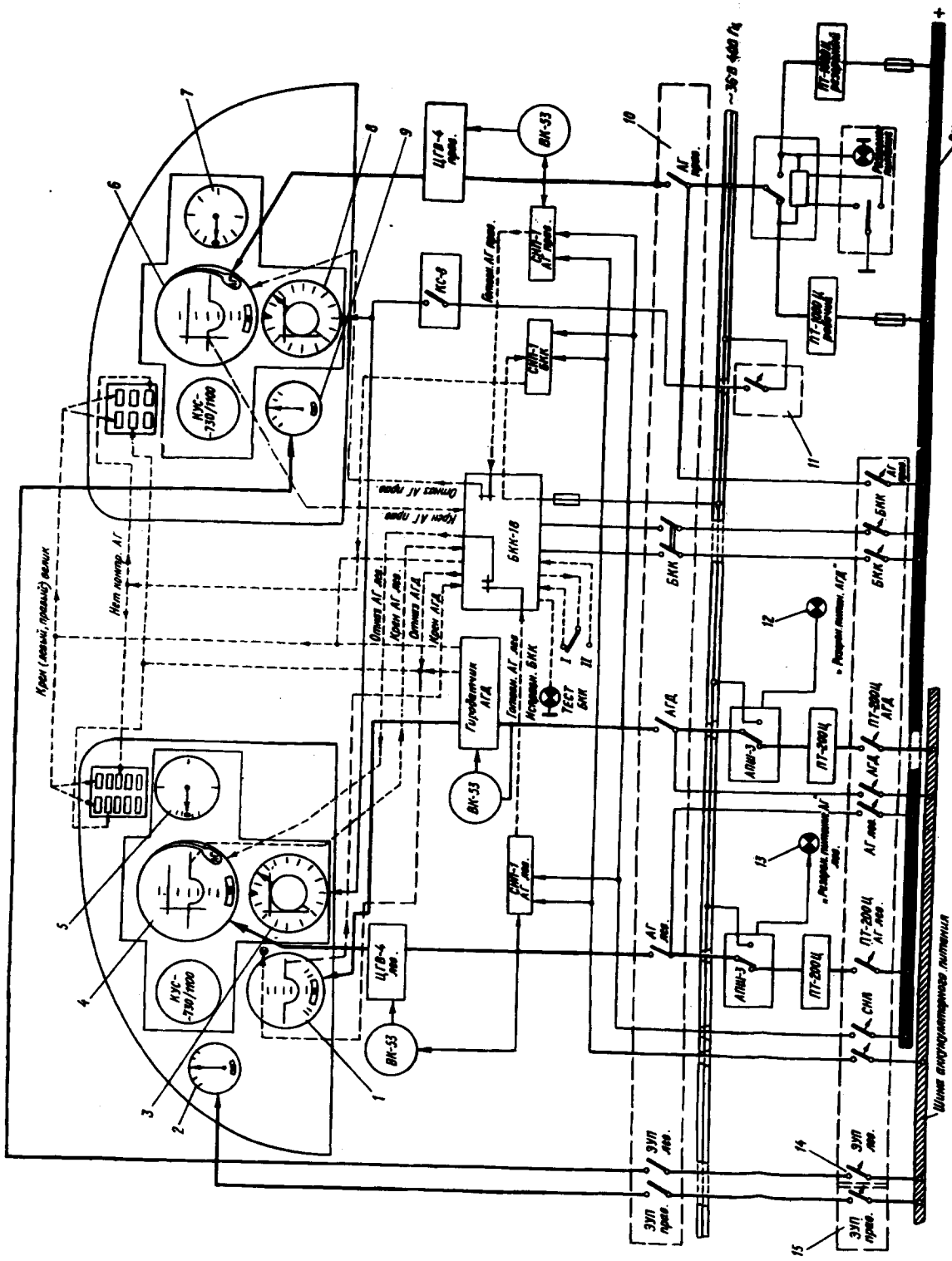
БКК-18 включается двумя АЗС "БКК" и выключателем "БКК" (под колпачком); постоянное положение выключателя — "ВКЛЮЧЕНО". БКК-18 готов к работе сразу после включения питания. При нарушении питания по постоянному току +27 В или по одной из фаз 36 В у КВС и второго пилота загорится светосигнальное табло "НЕТ КОНТРОЛЯ АГ".

в) СНП-1 предназначен для сигнализации отказа питания основных авиагоризонтов и БКК-18 по постоянному и переменному току и выдает сигнал отказа:

— при обрыве одной из фаз, понижении напряжения или при коротком замыкании между фазами в цепях питания переменным током;
— при обрыве, понижении напряжения или при коротком замыкании в цепях питания постоянным током.

На самолете установлено два СНП-1 в цепях питания основных авиагоризонтов и один СНП-1 в цепях питания БКК-18.

СНП-1 включаются двумя АЗС-2 "СНП", установленными на левой панели АЗС.



Функциональная схема питания авиагоризонтов ЭУП, КС-8 и ВК-53РШ:

1 — АГД-1С; *2,9* — ЭУП-53; *3,8* — НКП-4; *4,6* — ПП-75; *5,7* — ВАР-30; *10* — верхний электрощиток пилотов; *11* — панель АЗС штурмана; *12, 13* — светосигнализатор штурмана; *14* — панель АЗС левая; *15* — панель АЗС правая

г) Автомат переключения шин трехфазный, типа АПШ-3, установлен в цепях преобразователей ПТ-200 Ц резервного и левого авиагоризонтов. АПШ-3 предназначен для подачи сигнала на автоматическое переключение питания 36 В с преобразователя ПТ-200 Ц на ПТ-1000Ц при исчезновении трех линейных напряжений на любом из двух преобразователей ПТ-200Ц. При этом должен загореться светосигнализатор "РЕЗ. ПИТАН АГД" или "РЕЗ. ПИТАН. АГ ЛЕВ".

д) Раздельное питание авиагоризонтов состоит из трех самостоятельных каналов по переменному току. Каждый из каналов питает только один авиагоризонт. Авиагоризонт второго пилота постоянно подключен к основной шине, имеющей питание от преобразователей ПТ-1000Ц (рабочего или резервного).

Основное питание левого и резервного авиагоризонтов обеспечивается от своих преобразователей ПТ-200Ц. При отказе ПТ-200Ц происходит автоматическое переключение их питания на основную шину. При этом должны загореться соответственно светосигнализаторы "РЕЗ. ПИТАН.АГД" или "РЕЗ. ПИТАН.АГ. ЛЕВ".

Наличие питания по постоянному и переменному току на левом и правом авиагоризонтах контролируется сигнализаторами нарушения питания СНП-1, выдающими сигнал отказа на флажки прибора ПП-75. Отказ питания АГД-1С распознается внутренним устройством прибора и сигнализируется светосигнализатором, расположенным на лицевой части прибора, и на светосигнальном табло "ОТКАЗ АГД".

Курсовая система КС-8 подключена к основной шине 36 В.

Указатель поворота ЭУП-53 подключен к резервной шине питания постоянного тока.

На самолетах Ту-134А с УПД установлен авиагоризонт АГД-1С (6У2511-000-2).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВРЕМЕННО, ДО ПРОВЕДЕНИЯ ДОРАБОТОК ПО ПОДКЛЮЧЕНИЮ АПШ-3 К ОСНОВНОЙ СЕТИ, ПРИ ОТКАЗЕ ПИТАНИЯ ИЛИ СНИЖЕНИИ НАПРЯЖЕНИЯ НА ПТ-200Ц АГД, ПЕРЕКЛЮЧЕНИЯ АГД НА ПТ-1000Ц НЕ ПРОИСХОДИТ. ПРИ ЭТОМ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОР "РЕЗ. ПИТАН. АГД" НЕ ГОРИТ.

(2) Эксплуатационные ограничения.

Наименование параметра	Единица измерения	Мин.	Норм.	Макс.
(1) Готовность к работе АГД-1С, ПП-75	Разрешается пользоваться показаниями прибора не ранее чем через 3 мин после включения питания.			
(2) Взлет с выключенным БКК-18	**Запрещается.**			
(3) Переключатель "ТЕСТ БКК"	*В полете* пользоваться **запрещается.**			
(4) Кнопки арретирования ПП-75	*В полете* пользоваться **запрещается.**			

(3) Нормальная эксплуатация.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Предполетная проверка авиагоризонтов, БКК-18, СНП-1 и электропитания авиагоризонтов	АЗС: "ПТ-200Ц АГД", ПТ-200Ц АГ ЛЕВ", ПТ-1000Ц ОСН.", ПТ-1000Ц РЕЗ", БКК", "СНП", "ЭУП", "КПР-9"	— включены.
	Светосигнализатор "РЕЗ.ПИТАН.АГД"	— горит.
	Выключатель "ПТ-1000Ц"	— установить в положение "РАБОЧ."
	Выключатели электропитания авиагоризонтов "АГД", "АГ ЛЕВ", "АГ ПРАВ", "ЭУП"	— включить.
	Светосигнализатор "РЕЗ. ПИТАН. АГД"	— гаснет.
	Выключатель "БКК" (под колпачком)	— включен.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Предполетная проверка авиагоризонтов, БКК-18, СНП-1 и электропитания авиагоризонтов (прод.)	Кнопки арретирования на левом и правом ПП-75 — нажать. После восстановления гировертикалей кнопки арретирования отпустить. Примечание. Если по окончании арретирования авиагоризонта АГД-1С и гировертикалей ЦГВ-4 светосигнальное табло "ОТКАЗ АГД" и светосигнализатор на АГД-1С продолжают гореть и флажки на приборах ПП-75 не убираются, необходимо поставить переключатель "ТЕСТ БКК" в положения "I" и "II". Светосигнальное табло и светосигнализатор должны погаснуть, флажки убраться, если БКК-18 и авиагоризонты исправны. Переключатель "ЦГВ" — в положение "ЦГВ ЛЕВ". АГД-1С и ПП-75 (КВС и второго пилота) — сравнить показания и убедиться в их идентичности, совместить линию горизонта с силуэтом самолета. **ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** НА ЗЕМЛЕ И В ПОЛЕТЕ ПОЛЬЗОВАТЬСЯ КНОПКОЙ АГД-1С "АРРЕТИРОВАТЬ ТОЛЬКО ГОРИЗ. ПОЛЕТЕ" **ЗАПРЕЩАЕТСЯ.** Нажать кнопку проверки ламп и проверить исправность светосигнального табло предельных кренов и отказа АГД. Проверить исправность БКК-18 установкой переключателя "ТЕСТ БКК" в положения "I" и "II", удерживая его в каждом положении не менее 3 с. При этом загораются светосигнализатор "ИСПРАВНОСТЬ БКК", светосигнальные табло "ОТКАЗ АГД", "КРЕН ЛЕВ. ВЕЛИК", "КРЕН ПРАВ. ВЕЛИК", светосигнализатор на указателе АГД и выпадают флажки на ПП-75 КВС и второго пилота. Переключатель "ТЕСТ БКК" закрыть колпачком в положении "НЕЙТРАЛЬ", при этом указанные светосигнализаторы и сетосигнальные табло гаснут и убираются флажки на ПП-75. Проверить исправность светосигнализаторов нарушения питания СНП-1: Выключатель "АГ ЛЕВ" и "АГ ПРАВ" — выключить. При этом должны выпасть флажки "АГ" на ПП-75 КВС и второго пилота. При включении "АГ ЛЕВ" и "АГ ПРАВ" флажки уберутся. Защитный колпачок над выключателем БКК-18 — отбросить. Выключатель "БКК" — выключить. При этом должны загореться светосигнальные табло "НЕТ КОНТРОЛЯ АГ". При включении БКК-18 светосигнальное табло должны гаснуть. Выключатель "БКК" — закрыть колпачком. Проверить переход на резервное питание авиагоризонтов: АЗС "ПТ-200Ц АГД" и "ПТ-200Ц АГ ЛЕВ" — выключить.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Предполетная проверка авиагоризонтов, БКК-18, СНП-1 и электропитания авиагоризонтов (прод.)	При этом должны загореться светосигнализаторы "РЕЗ. ПИТАН. АГД" и "АГ ЛЕВ", возможно кратковременное выпадение флажка "АГ" на ПП-75 КВС, загорание светосигнализатора на АГД-1С и светосигнального табло "ОТКАЗ АГД". Выключатель ПТ-1000Ц (ПТ-1500Ц) — установить в положение "РЕЗЕРВН". При этом продолжают гореть светосигнализаторы "РЕЗ. ПИТАН. АГД" и "АГ ЛЕВ", возможно кратковременное выпадение флажка АГ на ПП-75 КВС и второго пилота и кратковременное загорание светосигнализатора на АГД-1С и светосигнальных табло "ОТКАЗ АГД" и "НЕТ КОНТР АГ". АГД-1С и ПП-75 (КВС и второго пилота) — сравнить показания и убедиться в их идентичности. АЗС "ПТ-200Ц АГД" и "ПТ-200Ц АГ ЛЕВ" — вновь включить. При этом светосигнализаторы "РЕЗ. ПИТАН. АГД" и "РЕЗ. ПИТАН. АГ ЛЕВ" должны гаснуть. **ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** ВРЕМЕННО, ДО ПРОВЕДЕНИЯ ДОРАБОТОК ПО ПОДКЛЮЧЕНИЮ АПШ-3 АГД К ОСНОВНОЙ СЕТИ, ПРОВЕРКУ ПЕРЕХОДА НА РЕЗЕРВНОЕ ПИТАНИЕ АГД ПУТЕМ ВЫКЛЮЧЕНИЯ АЗС "ПТ-200Ц АГД" НЕ ПРОИЗВОДИТЬ. Выключатель преобразователя "ПТ-1000Ц" — установить в нейтральное положение "ВЫКЛ". При этом должны выпасть флажок "АГ" на ПП-75 второго пилота и загореться светосигнальное табло "НЕТ КОНТРОЛЯ АГ". Выключатель "ПТ-1000Ц" — вновь установить в положение "РАБОЧ". При этом флажок "АГ" на ПП-75 второго пилота должен убраться, светосигнальное табло "НЕТ КОНТРОЛЯ АГ" — погаснуть. Проверить работу источников переменного тока 36 В "ПТ-1000Ц" (основной — резервный), "ПТ-200Ц АГД" и "ПТ-200Ц АГ ЛЕВ" по вольтметру, установив в соответствующее положение переключатель вольтметра. Напряжение должно быть 35—37 В. **Примечание.** При необходимости указанную проверку напряжения источников 36 В производить в полете. При рулении убедиться, что в процессе разворотов все авиагоризонты не изменяют показаний крена и тангажа, светосигнализатор АГД-1С не горит, стрелка ЭУП-53 отклоняется в сторону разворота, а указатели курса индицируют разворот.
(2) Использование авиагоризонтов в полете	После взлета на высоте не ниже 100 м рекомендуется убедиться в работоспособности авиагоризонтов и ЭУП путем сравнения их показаний при покачивании самолета с креном 5°. **ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** ВЗЛЕТ САМОЛЕТА ПРИ ОТКАЗЕ ЛЮБОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ПТ-200Ц ИЛИ ПТ-1000Ц **ЗАПРЕЩАЕТСЯ**.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(2) Использование авиагоризонтов в полете (прод.)	На всех прямолинейных режимах полета балансировать самолет по крену и тангажу, снимая усилия на штурвале триммерами. В полете КВС должен периодически сравнивать показания по крену и тангажу основного и резервного авиагоризонтов, чтобы убедиться в их исправности. Второй пилот должен периодически сравнивать показания основного авиагоризонта по крену с показаниями ЭУП-53, а по тангажу — с показаниями ВАР-30. **Примечание.** При сравнении показаний по крену авиагоризонта с ЭУП-53 необходимо учитывать, что: — сравнение допустимо при отсутствии скольжения ("шарик" ЭУП-53 в центре); — с увеличением скорости полета отклонения стрелки ЭУП-53 при развороте с одними и теми же кренами уменьшаются; — вывод из крена по показаниям ЭУП-53 необходимо производить координированно ("шарик" в центре), уменьшая отклонения элеронов по мере приближения стрелки ЭУП-53 к нулевому положению.

(4) Неисправности.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Общие положения	а) Отказ авиагоризонта может быть следствием: — отказов источников питания, в основном преобразователей переменного тока 36 В 400 Гц, элементов защиты сети и их коммутационных устройств; — отказов гиродатчиков, указателей, дистанционных передач, усилительных устройств и выключателя коррекции в комплектах авиагоризонтов; — непреднамеренных выключений в полете или невключений перед взлетом автоматов защиты цепей питания. В зависимости от характера отказа его проявление в показаниях авиагоризонта по крену и тангажу может быть выражено в виде: — "застывания" индикации в произвольном положении; — индикации показаний с погрешностью, в том числе с заниженными значениями кренов; — медленного "завала" (2—3 град/мин); — быстрого "завала" (более 10 град/с); — "завала" со средней скоростью 1—3 град/с; — колебаний. Наибольшую опасность представляют отказы, проявляющиеся в виде "застывания" индикации в произвольном положении и "завала" со средней скоростью 1—3 град/с. Эти отказы непосредственно на индикаторе авиагоризонта не заметны, их распознавание затруднительно и требует специальных навыков. Блок БКК-18 обеспечивает автоматическое обнаружение этих отказов.

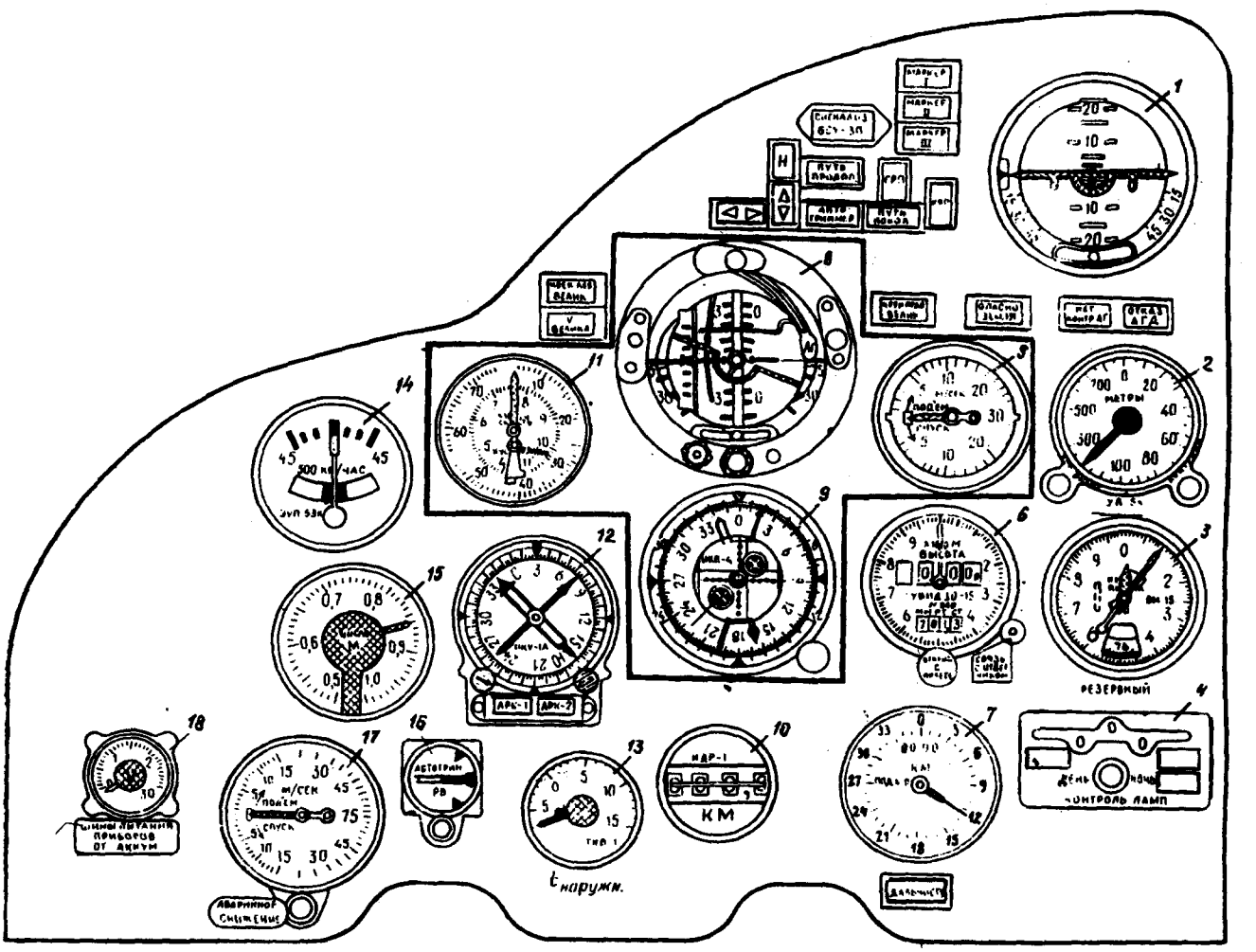
Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Общие положения (прод.)	б) При пилотировании по приборам и особенно при выполнении маневров с выключенным блоком БКК-18 КВС и второму пилоту необходимо сравнивать показания основного и резервного авиагоризонтов, а также основного авиагоризонта и ЭУП соответственно. Рассогласования в показаниях этих приборов не должно быть. Наблюдая показания основного авиагоризонта, каждый раз удостоверяться, что его показания не расходятся с показаниями резервного авиагоризонта и ЭУП. Отказавшим считается прибор, показания которого отличаются от показаний остальных трех приборов. **При размещении ЭУП на приборной доске КВС** При появлении рассогласования в показаниях основного и резервного авиагоризонтов КВС вывести самолет из крена по ЭУП ("шарик" в центре), контролируя вывод по авиагоризонтам. Исправным считать авиагоризонт, показывающий после вывода отсутствие крена. Продолжить пилотирование по исправному авиагоризонту и ЭУП. Второму пилоту при появлении рассогласования в показаниях своего авиагоризонта и ЭУП доложить об этом КВС, сравнить их показания с показаниями авиагоризонтов КВС и доложить о результатах сравнения. При установлении отказа одного из авиагоризонтов КВС должен возвратить самолет на исходный режим полета по высоте, скорости и курсу, если он отклонился от этого режима. Дальнейшее пилотирование осуществлять, пользуясь исправными приборами. **При размещении ЭУП на приборной доске только второго пилота** КВС при появлении рассогласования в показаниях основного и резервного авиагоризонтов дать команду второму пилоту вывести самолет из крена по ЭУП. При этом КВС контролирует вывод по авиагоризонтам. Исправным считать авиагоризонт, показывающий после вывода отсутствие крена. Продолжить пилотирование по исправному авиагоризонту и ЭУП. Второй пилот при появлении рассогласования в показаниях своего авиагоризонта и ЭУП должен доложить об этом КВС, сравнить показания своих приборов с показаниями авиагоризонта КВС и доложить о результатах сравнения. КВС, установив отказ одного из авиагоризонтов, должен возвратить самолет на исходный режим полета по высоте, скорости и курсу, если он отклонился от этого режима. Дальнейшее пилотирование осуществлять, пользуясь исправными приборами.
	в) В случае запаздывания в обнаружении рассогласования авиагоризонтов по крену самолет может перейти в спираль со значительным креном. Первым признаком неконтролируемого пилотом крена более 30° является появление вертикальной скорости снижения, которая существенно не уменьшается взятием штурвала на себя, так как самолет входит в спираль. При появлении этого признака необходимо прежде всего принять меры к определению истинного направления крена. До этого элеронами не пользоваться. Только после того как истинное направление крена будет определено, вывод из крена производить координированно элеронами и рулем направления. После вывода из крена отклонением руля высоты перевести самолет в горизонтальный полет.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Общие положения (прод.)	ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В СЛУЧАЕ ЗНАЧИТЕЛЬНОГО ЗАПАЗДЫВАНИЯ РАСПОЗНАВАНИЯ ЗНАКА КРЕНА (ПОТЕРИ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ОРИЕНТИРОВКИ) НЕОБХОДИМО ВО ИЗБЕЖАНИЕ НЕПРЕДНАМЕРЕННОГО ОТКЛОНЕНИЯ ЭЛЕРОНОВ В СТОРОНУ КРЕНА ОСВОБОДИТЬ ШТУРВАЛ И ПЕДАЛИ ОТ УСИЛИЙ ДО УВЕРЕННОГО РАСПОЗНАВАНИЯ НАПРАВЛЕНИЯ КРЕНА, ПОСЛЕ ЧЕГО ВЫВЕСТИ САМОЛЕТ ИЗ КРЕНА, А ЗАТЕМ ИЗ СНИЖЕНИЯ.
	г) Об отказе авиагоризонта КВС должен доложить службе движения и в случае необходимости запросить изменение эшелона в целях улучшения условий визуальной ориентировки и посадку на запасный аэродром с благоприятными погодными условиями. В случае отказа авиагоризонта пилотирование производить с повышенным вниманием.
	д) После выполнения длительных разворотов и перехода в горизонтальный полет авиагоризонты, особенно АГД-1С, могут иметь послевиражные ошибки, автоматически устраняемые в горизонтальном полете со скоростью коррекции: 2 град/мин — для основных авиагоризонтов и 5 град/мин — для резервного. В этом случае по окончании разворота в горизонтальном полете в течение времени восстановления гировертикали разница в показаниях авиагоризонтов до 5° не должна рассматриваться как отказ.
	е) При скоростях снижения более 30 м/с стрелка вариометра ВАР-30 переходит на шкалу подъема (указывает подъем вместо спуска). При этом следует пользоваться прибором ВАР-75.
	ж) При срабатывании сигнализации предельных кренов (при загорании светосигнализаторов или светосигнальных табло "КРЕН ЛЕВ. ВЕЛИК", "КРЕН ПРАВ. ВЕЛИК") КВС необходимо убедиться в исправности основного и резервного авиагоризонтов и уменьшить крен в соответствии с показаниями исправного. ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ. Вывод самолета из крена только по сигналу "КРЕН ЛЕВ. ВЕЛИК" или "КРЕН ПРАВ. ВЕЛИК" ЗАПРЕЩАЕТСЯ.
	з) На самолете с БКК-18 светосигнальное табло "ЦГВ", автоматический контроль сравнением левой и правой ЦГВ по крену и тангажу в блоке БКГ-1 и нейтральное положение переключателя "ЦГВ" — исключены. Исходное положение переключателя "ЦГВ" — "ЦГВ ЛЕВ". При этом происходит сравнение показаний левой ЦГВ и АГД-1С. При установке переключателя "ЦГВ" в положение "ЦГВ ПРАВ" (в случае выпадения флажка на ПП-75 КВС) происходит сравнение показаний правой ЦГВ и АГД-1С. В режимах автоматического управления при отказах АГД-1С, вызывающих рассогласование с ЦГВ-4 по крену на 10° или тангажу на 5°, соответствующий канал автопилота отключается.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Общие положения (прод.)	**ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ. ПРИ ОТКАЗЕ АГД-1С ДОЛЖНЫ ГОРЕТЬ СВЕТОСИГНАЛЬНЫЕ ТАБЛО "ОТКАЗ АГД" И СВЕТОСИГНАЛИЗАТОР НА АГД-1С; АВТОПИЛОТ ВКЛЮЧАТЬ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.**
	и) При отказе одного из ПП-75 или системы "ПУТЬ-4МПА" заход на посадку выполнять только в режиме ручного управления.
(2) Выпал флажок отказа "АГ" на ПП-75 КВС	КВС или по его указанию второму пилоту продолжить пилотирование по исправным АГД, ПП-75 и ЭУП. Штурману переключатель "КОРРЕКЦ. КС" — установить в положение "ОТКЛ". ПП-75 КВС не выключать, показаниями его не пользоваться. Развороты выполнять с креном не более 20°.
(3) Загорелось светосигнальное табло "ОТКАЗ АГД" и светосигнализатор на указателе АГД-1С	КВС или по его указанию второму пилоту продолжить пилотирование по исправному ПП-75 и ЭУП. АГД не выключать, показаниями его не пользоваться. Развороты выполнять с креном не более 20°.
(4) Выпал флажок отказа "АГ" на ПП-75 второго пилота	Второму пилоту доложить об отказе КВС. КВС взять управление на себя. ПП-75 второго пилота не выключать, показаниями его не пользоваться. Развороты выполнять с креном не более 20°.
(5) а) Второй отказ по питанию (рассогласование в показаниях авиагоризонтов отсутствует):	
— выпал флажок "АГ" на ПП-75 второго пилота при отказавшем ПП-75 КВС	Второму пилоту доложить об отказе КВС. КВС взять управление на себя. Пилотировать по АГД-1С и ЭУП. Выключить неисправные авиагоризонты выключателями "АГ ЛЕВ", "АГ ПРАВ". Выключить БКК-18.
— выпал флажок "АГ" на ПП-75 КВС при отказавшем ПП-75 второго пилота	КВС информировать об отказе экипаж и продолжить пилотирование по АГД-1С и ЭУП. Штурману переключатель "КОРРЕКЦ. КС" — установить в положение "ОТКЛ". Выключить неисправные авиагоризонты выключателями "АГ ЛЕВ", "АГ ПРАВ". Выключить БКК-18.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
— загорелось светосигнальное табло "ОТКАЗ АГ" и светосигнализатор на указателе АГД-1С при отказавшем ПП-75 КВС	КВС информировать об отказе экипаж. Второму пилоту продолжить пилотирование по исправному ПП-75 и ЭУП. Выключить неисправные авиагоризонты выключателями "АГ ЛЕВ", "АГД". Выключить БКК-18.
— загорелось светосигнальное табло "ОТКАЗ АГД" и светосигнализатор на указателе АГД-1С при отказавшем ПП-75 второго пилота	КВС информировать об отказе экипаж и продолжить пилотирование по своему ПП-75 и ЭУП. Выключить неисправные авиагоризонты выключателями "АГД" и "АГ ПРАВ.". Выключить БКК-18.
б) При отказе второго авиагоризонта (наличие рассогласования в показаниях авиагоризонтов и срабатывание БКК-18) одновременно срабатывает сигнализация отказа двух оставшихся авиагоризонтов	**При размещении ЭУП на приборной доске КВС** а) по ЭУП-53 установить прямолинейный полет без скольжения ("шарик" и "лопаточка" в центре);
	б) путем сравнения с показаниями ЭУП-53 определить исправный авиагоризонт, показания которого согласуются с показаниями ЭУП-53, и убедиться в его работоспособности. Выключить неисправные авиагоризонты выключателями;
	в) выключить блок БКК-18, при этом сигнал отказа включенного авиагоризонта снимается (убирается бленкер или гаснет световая сигнализация об отказе);
	г) убедиться в правильности показаний оставшегося включенным авиагоризонта путем сравнения его показаний с показаниями ЭУП-53. Дальнейшее пилотирование осуществлять по исправному авиагоризонту с постоянным контролем показаний по ЭУП-53, используя рекомендации, изложенные в п. (1) "Общие положения". ВНИМАНИЕ. ДЛЯ ИСКЛЮЧЕНИЯ ОШИБОЧНОГО (НЕПРЕДНАМЕРЕННОГО) ВЫКЛЮЧЕНИЯ ИСПРАВНОГО АВИАГОРИЗОНТА ПРИ ВЫКЛЮЧЕНИИ ОТКАЗАВШИХ АВИАГОРИЗОНТОВ И БКК-18 УБЕДИТЬСЯ В ПРАВИЛЬНОСТИ ВЫБОРА ВЫКЛЮЧАТЕЛЯ. **При размещении ЭУП на приборной доске только второго пилота** а) КВС дать команду второму пилоту по ЭУП-53 установить прямолинейный полет без скольжения ("шарик" и "лопаточка" в центре);
	б) дальнейшие действия экипажа должны быть в соответствии с п. 5б), в), г) графы "Необходимые действия". ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ. ПРИ ОТКАЗАВШЕМ РЕЗЕРВНОМ АВИАГОРИЗОНТЕ (АГД-1С) И ВЫКЛЮЧЕННОМ БКК-18 СИГНАЛИЗАЦИЯ ПРЕДЕЛЬНЫХ КРЕНОВ НЕ РАБОТАЕТ.
(6) Рассогласование авиагоризонтов по тангажу (не контролируется БКК-18)	КВС и второму пилоту сравнить показания авиагоризонтов и ВАР-30 и считать отказавшим авиагоризонт, показания которого расходятся с показаниями остальных приборов.

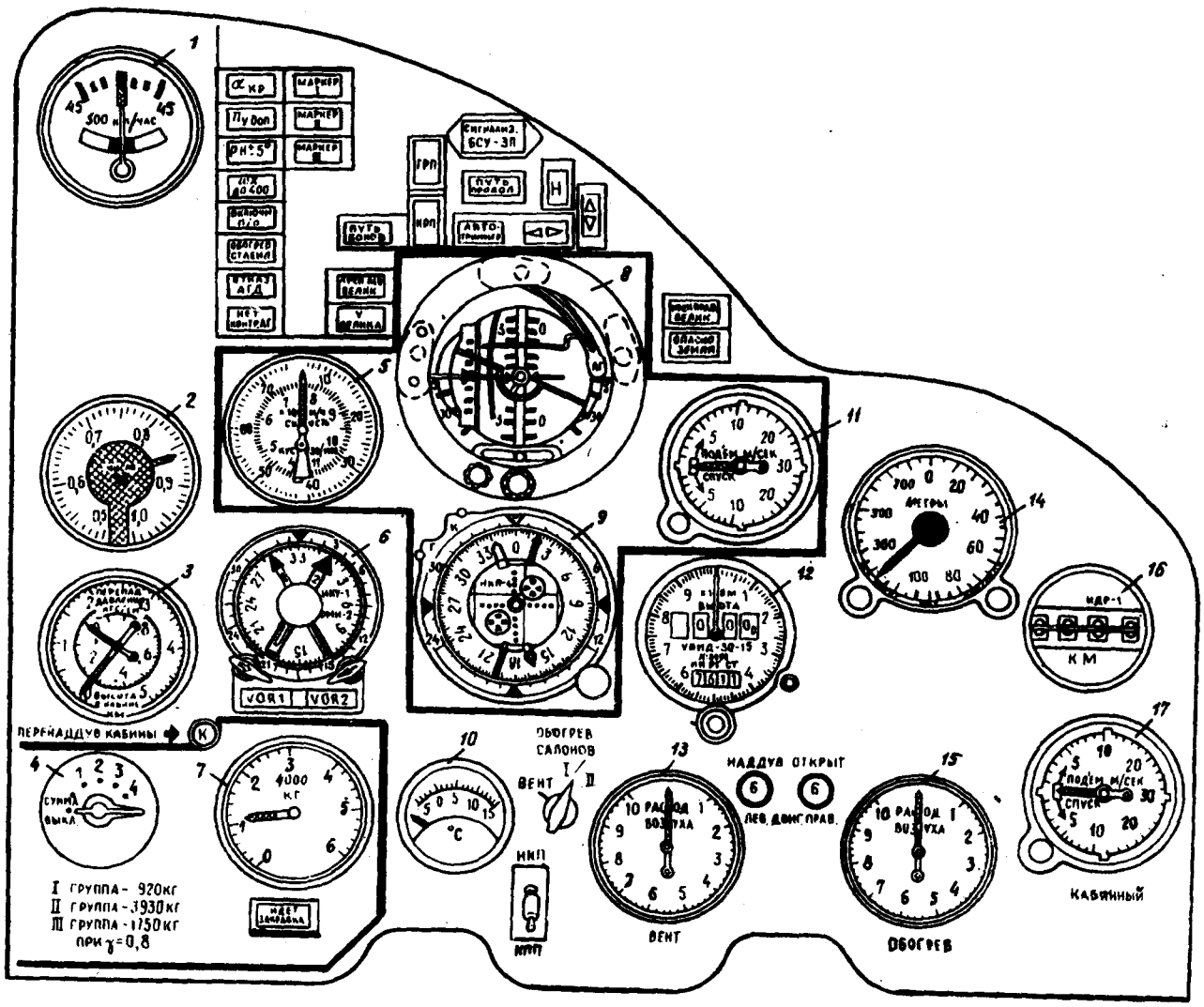
Условия (этап) работы	Необходимые действия
(7) Загорелось светосигнальное табло "НЕТ КОНТРОЛЯ АГ"	Загорание светосигнального табло "НЕТ КОНТРОЛЯ АГ" свидетельствует об отказе БКК-18. КВС дать команду бортинженеру установить выключатель "БКК" под колпачком в положение "ВЫКЛ".
(8) При отказе БКК-18 и одновременном срабатывании сигнализации об отказе основных и резервного авиагоризонтов	а) По ЭУП-53 установить прямолинейный полет без скольжения ("шарик и "лопаточка" в центре).
	б) Убедиться в правильности показаний основных и резервного авиагоризонтов, после чего выключить блок БКК-18 для снятия сигнализации об отказе авиагоризонтов.
	в) Дальнейшее пилотирование осуществлять, используя рекомендации, изложенные в п. (1) "Общие положения".
(9) Рассогласование авиагоризонтов по крену (БКК-18 выключен, горит светосигнальное табло "НЕТ КОНТРОЛЯ АГ")	Экипаж должен действовать в соответствии с п. (1) "Общие положения".
(10) Отказы авиагоризонтов при заходе на посадку в автоматическом режиме:	Выпадение флажка на ПП-75 КВС и загорание светосигнального табло "АП БОК" и "ПУТЬ БОК" с одновременным отключением бокового канала автопилота и включением звуковой сигнализации свидетельствуют об отказе левой ЦГВ. При этом экипаж должен:
а) Выпал флажок на ПП-75 КВС, загорелись светосигнальные табло "АП БОК" и "ПУТЬ БОК"	ПП-75 КВС — не пользоваться. Кнопку "КБО" — нажать и отпустить. Выключатель "ПОДГ. АП" — выключить. При этом перестают звучать сирена и гореть светосигнальное табло. Выключатель "СТУ" — установить в положение "ВЫКЛ." Переключатель "КОРРЕКЦ. КС" — установить в положение "ОТКЛ". В режиме ручного управления по исправным ПП-75, АГД-1С и ЭУП выполнять заход на посадку, используя КГГ, ОСП и РСП.
б) Загорелись светосигнальные табло "ОТКАЗ АГД", "АП БОК" и светосигнализатор на указателе АГД-1С	Загорание светосигнальных табло "ОТКАЗ АГД", "АП БОК" и светосигнализатора на АГД-1С с одновременным отключением бокового канала автопилота и включением звуковой сигнализации свидетельствует об отказе АГД-1С. При этом экипаж должен: Кнопка "КБО" — нажать и отпустить. Выключатель "ПОДГ. АП" — выключить. Перестают звучать сирена и гореть светосигнальное табло. Выполнять заход на посадку в директорном режиме по исправным ПП-75 и ЭУП.



Приборная доска КВС:

1 — указатель авиагоризонта АГДС-1С; *2* — указатель радиовысотомера УВ-5к из комплекта РВ-5; *3* — высотомер механический ВМ-15к; *4* — пилотажно-посадочный сигнализатор ППС-2МК; *5* — вариометр ВАР-30Мк; *6* — указатель высотомера УВИД-30-15к из комплекта УВИД-30-15; *7* — прямопоказывающий прибор дальности и азимута ППДА-П1; *8* — пилотажный прибор ПП-75а из комплекта "ПУТЬ-4МП"; *9* — навигационный курсовой прибор НКП-4 из комплекта "ПУТЬ-4МП"; *10* — индикатор дальности ИДР-1; *11* — указатель скорости КУС-730/1100к; *12* — индикатор курсовых углов ИКУ-1А; *13* — указатель температуры наружного воздуха ТНВ-1; *14* — электрический указатель поворота ЭУП-53Мк; *15* — маметр МС-1а; *16* — указатель автомата триммирования УАТ-3; *17* — вариометр ВАР-75 МК; *18* — вольтметр В1

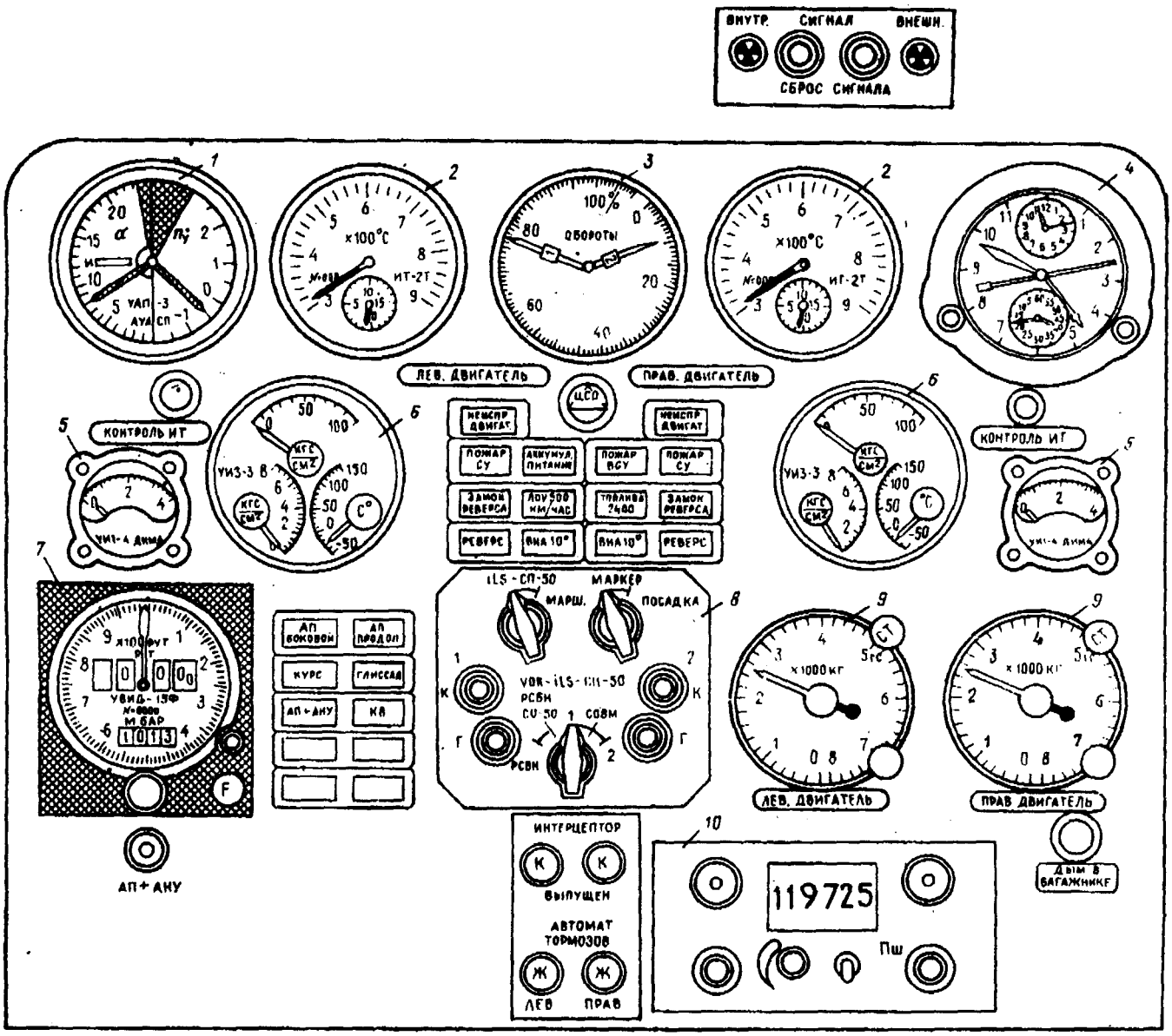
Условия (этап) работы	Необходимые действия
в) Выпал флажок "АГ" на ПП-75 второго пилота	Второму пилоту доложить об отказе КВС. ПП-75 второго пилота — не пользоваться. Кнопку "КБО" — нажать и отпустить. Выключатель "СТУ" — установить в положение "ВЫКЛ." КВС в режиме ручного управления выполнить заход на посадку по исправным ПП-75, АГД и ЭУП, используя КГГ, ОСП, РСП.
г) Загорелось светосигнальное табло "АП ПРОД" из-за отказа левой ЦГВ-4 или АГД-1С по тангажу	При загорании светосигнального табло "АП ПРОД" с одновременным отключением продольного канала автопилота и включением звуковой сигнализации экипаж должен: Кнопку "КБО" — нажать и отпустить. АГД-1С и ПП-75 (КВС и второго пилота) — сравнить показания и определить отказавший прибор. При отказе ПП-75 выполнять указания, изложенные в п. 12а). При отказе АГД-1С выполнять указания, изложенные в п. 12б).
(11) Отказы авиагоризонтов при заходе на посадку в директорном режиме	При выпадении флажка на отказавшем ПП-75 с одновременным загоранием светосигнального табло "ПУТЬ БОК" экипаж должен: Командные стрелки — прекратить пилотирование по стрелкам. Отказавшим ПП-75 не пользоваться. Выключатель "СТУ" — установить в положение "ВЫКЛ."
а) Выпал флажок "АГ" на ПП-75 КВС, загорается светосигнальное табло "ПУТЬ БОК"	При отказе ПП-75 КВС: Штурману переключатель "КОРРЕКЦ. КС" — установить в положение "ОТКЛ". В режиме ручного управления по исправным ПП-75, АГД-1С и ЭУП выполнить заход на посадку, используя КГГ, ОСП, РСП.
б) Выпал флажок "АГ" на ПП-75 второго пилота, загорается светосигнальное табло "ПУТЬ БОК"	При отказе ПП-75 второго пилота. Второму пилоту доложить об отказе КВС. КВС продолжить заход на посадку в режиме ручного управления по исправным ПП-75, АГД и ЭУП, используя КГГ, ОСП, РСП.
(12) Отказы авиагоризонтов в автоматическом режиме маршрутного полета:	Выпадение флажка на ПП-75 КВС и загорание светосигнального табло "АП БОК" с одновременным отключением бокового канала автопилота и включением звуковой сигнализации свидетельствует об отказе левой ЦГВ, при этом экипаж должен:



Приборная доска второго пилота:

1 — электрический указатель поворота ЭУП-53Мк; *2* — маметр МС-1к; *3* — указатель высоты и перепада давления УВПД-5-0,8 к; *4* — переключатель топливомера ПГ-4; *5*— указатель скорости КУС-730/1100к; *6*— указатель ИКУ-1А; *7* — указатель топливомера УТД-52; *8* — пилотажный прибор ПП-75к из комплекта "ПУТЬ-4МП"; *9* — навигационный курсовой прибор НКП-4 сер. 2 из комплекта "ПУТЬ-4МП"; *10* — указатель температуры ТУЭ-48; *11* — вариометр ВАР-30Мк; *12* — указатель высоты УВИД-30-15к; *13* — указатель УРВ-К; *14* — указатель радиовысотомера УВ-5к из комплекта РВ-5; *15* — указатель УРВ-1500; *16* — индикатор дальности ИДР-1к; *17* — кабинный вариометр ВАР-30Мк

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
а) Выпал флажок на ПП-75 КВС, загорается светосигнальное табло "АП БОК".	Кнопку "КБО"	— нажать и отпустить.
	Выключатель "ПОДГ. АП"	— выключить.
	При этом перестают звучать сирена и гореть светосигнальное табло "АП БОК".	
	Штурману переключатель "КОРРЕКЦ. КС"	— установить в положение "ОТКЛ".
	Автопилот повторно не включать.	
	КВС дать команду второму пилоту продолжить пилотирование в режиме ручного управления по исправному ПП-75 и ЭУП.	
	Примечание. На самолетах с раздельной коррекцией гироагрегатов курсовой системы по крену разрешается повторное включение автопилота.	
	При этом необходимо:	
	Переключатель "ЦГВ"	— поставить в положение "ЦГВ прав".
	Переключатель "СТАБ. ГА по крену ОСН"	— поставить в положение "АРРЕТИР. ГА".
	Вновь включить автопилот.	
б) Загорелись светосигнальные табло "ОТКАЗ АГД", "АП БОК" и светосигнализатор на АГД-1С	Загорание светосигнального табло "ОТКАЗ АГД", "АП БОК" и светосигнализатора на АГД-1С с одновременным отключением бокового канала автопилота и включением звуковой сигнализации свидетельствует об отказе АГД-1С, при этом экипаж должен:	
	Кнопку "КБО"	— нажать и отпустить.
	Выключатель "ПОДГ. АП"	— выключить.
	При этом перестают звучать сирена и гореть светосигнальное табло "АП БОК".	
	При отказе АГД-1С повторно автопилот не включать.	
в) Выпал флажок "АГ" на ПП-75 второго пилота.	Второму пилоту доложить об отказе КВС.	
	Продолжить полет под автопилотом.	
	КВС контролировать полет под автопилотом.	
г) Загорелось светосигнальное табло "АП ПРОД" из-за отказа левой ЦГВ или АГД-1С по тангажу	При загорании светосигнального табло "АП ПРОД" с одновременным отключением продольного канала автопилота и включением звуковой сигнализации экипаж должен:	
	Кнопку "КБО"	— нажать и отпустить.
	ПП-75 (КВС и второго пилота) АГД-1С	— сравнить показания и определить отказавший прибор.



Средняя приборная доска пилотов:
1 — указатель углов атаки и перегрузок УАП-3кр из комплекта АУАСП-15кр; *2* — измеритель температуры ИТ-2Т; *3* — тахометр ИТЭ-2Т; *4* — авиационные часы АЧС-1Мк; *5* — манометр топлива УИ-1-4тр из комплекта ДИМ-4т; *6* — указатель УИЗ-3тр из комплекта ЭМИ-3РТИ; *7* — указатель высотомера УВИД-15Фк из комплекта УВИД-15ф; *8* — селектор выбора радиосистем из комплекта "КУРС-МП-2"; *9* — указатель расходомера топлива из комплекта РТСВ-10-8; *10* — пульт управления из комплекта "Ландыш"

Условия (этап) работы	Необходимые действия
г) Загорелось светосигнальное табло "АП ПРОД" из-за отказа левой ЦГВ или АГД-1С по тангажу (прод.)	При отказе ПП-75 выполнять указания, изложенные в п. 12а). При отказе АГД-1С выполнять указания, изложенные в п. 12б). Примечание. На самолетах с раздельной стабилизацией гироагрегатов курсовой системы КС-8 по крену вместо переключателя "КОРРЕКЦ КС ОТ ЦГВ" установлены два переключателя "СТАБ. ГА ПО КРЕНУ" — "АРРЕТИР ГА ОСН и ЗАП". В связи с этим необходимо: — при выпадении флажка на ПП-75 КВС — поставить переключатель "ОСН" в положение "АРРЕТИР. ГА"; — при выпадении флажка на ПП-75 второго пилота — поставить переключатель "ЗАП" в положение "АРРЕТИР. ГА".

0.8. РЕЗЕРВНЫЙ АВИАГОРИЗОНТ АГД-1

(1) Описание.

Авиагоризонт дистанционный АГД-1 показывает положение самолета в пространстве относительно истинного горизонта при выполнении любых эволюций.

АГД-1 состоит из гиродатчика и указателя. Гиродатчик выдает сигналы крена и тангажа в указатель.

Рабочие углы, в пределах которых выдаются правильные показания прибора: по крену — 360°, по тангажу — 360°, за исключением зоны углов 85—95° пикирования и кабрирования.

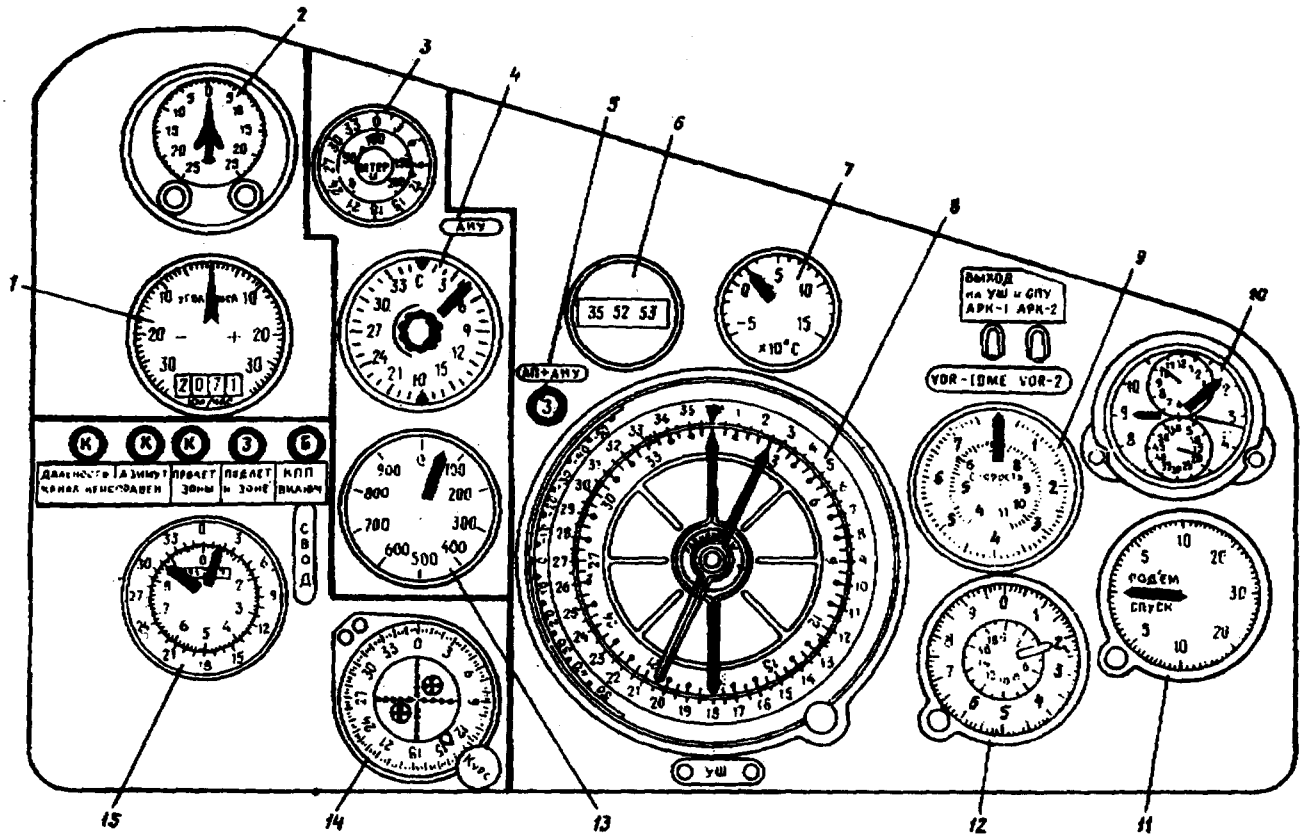
При обесточивании основной электросети авиагоризонт АГД-1 питается от аккумуляторов (см. РЛЭ, 6.3.3).

(2) Эксплуатационные ограничения.

Наименование параметра	Единица измерения	Мин.	Норм.	Макс.
Готовность к работе АГД-1	Разрешается пользоваться показаниями прибора не ранее чем через 3 мин после включения питания			
Стояночные углы самолета по крену и тангажу, обеспечивающие нормально включение АГД-1	град			4

(3) Нормальная эксплуатация.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
Предполетная проверка АГД-1	Выключатель "АГД" — включить. При этом убедиться, что на лицевой части указателя загорелся, а после окончания арретирования (оси гироскопа приведены к осям самолета, гироскоп разарретирован) погас светосигнализатор автоматического арретирования. ВНИМАНИЕ. НА ЗЕМЛЕ И В ПОЛЕТЕ ПОЛЬЗОВАТЬСЯ КНОПКОЙ "АРРЕТИРОВАТЬ ТОЛЬКО ГОРИЗ. ПОЛЕТЕ" ЗАПРЕЩАЕТСЯ. АГД-1 и ПП-1ПМ КВС и второго пилота — убедиться в идентичности показаний.



Приборная доска штурмана:

1 — индикатор путевой скорости и угла сноса; *2* —индикатор бокового уклонения; *3* — задатчик ветра ЗВ-1; *4* — задатчик угла карты ЗУК-1; *5* — светосигнализатор связи автопилота с аппаратурой ДИСС-013-134; *6* — индикатор дальности ИДР-1; *7* — указатель ТНВ-1 термометра наружного воздуха ТНВ-15; *8* — указатель штурмана УШ; *9* — указатель скорости КУС-730/1100; *10* — часы АЧС; 11 — вариометр ВАР-30М; *12* — указатель высоты ВМ-15к; *13* — счетчик пути СП; *14* — комбинированный пилотажный прибор КПП-МС; *15* — прямопоказывающий прибор дальности и азимута ППДА-Ш1

(4) Неисправности.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
Разные показания АГД-1 и ПП-1ПМ или сигнализация предельных кренов не соответствует показаниям ПП-1ПМ	Вывести самолет в прямолинейный горизонтальный полет по приборам ЭУП-53, ВАР-30М, ВД-20, КУС-730/1100 и НКП-4. ПП-1 ПМ и АГД-1 — сравнить показания и определить неисправный указатель авиагоризонта. При отказе ПП-1ПМ действовать в соответствии с РЛЭ, 6.5.3, раздел 0.4, пп. 2а, 3а и4а.

0.9. МАГНИТНЫЙ САМОПИСЕЦ РЕЖИМОВ ПОЛЕТА МСРП-12

(1) Описание.

а) Назначение.

Система МСРП-12 предназначена для регистрации на магнитной ленте параметров, характеризующих режим полета, работу силовых установок и систем самолета. Система обеспечивает сохранность полученной информации в случае аварии самолета. Для воспроизведения информации используется наземное декодирующее устройство ДУМС.

б) Состав.

Шаровой контейнер с лентопротяжным механизмом. Кодирующее устройство. Соединительный блок. Распределительный щиток. Датчики. Контрольный щиток. Блок питания.

в) Обогрев и обдув лентопротяжного механизма (ЛПМ).

Система обогрева и обдува внутренней полости лентопротяжного механизма имеет терморегулятор и включается автоматически при включении питания системы МСРП-12

Терморегулятор включает обогрев при температуре воздуха во внутренней полости ЛПМ ниже +10 °С или обдув при температуре воздуха выше +15 °С. Обдув осуществляется воздухом из системы вентиляции гермокабины самолета. В таблице указано время, необходимое для прогрева системы МСРП-12 в зависимости от температуры воздуха.

Температура воздуха у земли	Время прогрева системы МСРП-12, мин
Плюс 5 °С и выше	5
Плюс 5 °С — минус 15 °С	10
Минус 15 °С — минус 30 °С	15
Минус 30 °С — минус 40 °С	20
Минус 40 °С — минус 50 °С	30
Минус 50 °С и ниже	40

г) Управление системой МСРП-12 и контроль ее работы.

При включенных автоматах защиты цепей питания включения ЛПМ осуществляется автоматически от сигнализатора скоростного напора ССА 0,7-2,2И при достижении скорости (70±50) км/ч. В таблице указаны типы автоматов защиты сети системы МСРП-12.

Наименование параметров	Тип АЗС	Место установки
Питание МСРП-12	АЗС-2	Левая панель АЗС
Питание АГД-1	АЗС-2	Левая панель АЗС
ЛПМ МСРП-12	ВГ-15	Панель второго пилота
Питание МСРП-12 от бортсети	ИП-10	Район шп. № 48
Питание МСРП-12 от аккумуляторных батарей	ИП-10	Район шп. № 48

(2) Эксплуатационные ограничения.

Прогрев системы МСРП-12 перед полетом осуществлять в соответствии с таблицей.

(3) Нормальная эксплуатация.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Перед запуском двигателей, после запуска ВСУ	АЗС "ПИТАНИЕ МСРП" и "ПИТАНИЕ АГД" — включить. Выключатель "ЛПМ МСРП-12" — в положение "ВКЛЮЧЕНО". При этом зеленый светосигнализатор "КОНТРОЛЬ МСРП" мигает.
(2) После запуска двигателей перед выруливанием на старт	Второму пилоту доложить КВС о работоспособности МСРП.
(3) На предварительном старте	Проверить работоспособность МСРП-12 по миганию зеленого светосигнализатора "КОНТРОЛЬ МСРП".
(4) После взлета	Контролировать работу МСРП по миганию зеленого светосигнализатора "КОНТРОЛЬ МСРП".
(5) В полете	Контроль работы системы второй пилот осуществляет по миганию светосигнализатора "КОНТРОЛЬ МСРП".
(6) После посадки	Выключатель "ЛПМ МСРП-12" — в положение "ВЫКЛЮЧЕНО". АЗС "ПИТАНИЕ МСРП" — в положении "ВЫКЛЮЧЕНО"

(4) Неисправности.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
Не мигает светосигнализатор "КОНТРОЛЬ МСРП"	Запись в бортжурнал дефектов.

0.10. САМОПИСЕЦ К3-63.

Трехкомпонентный самописец К3-63 предназначен для записи на пленку в течение всего полета трех параметров — индикаторной скорости, высоты полета и вертикальной составляющей перегрузки.

Перед полетом необходимо убедиться в заправке самописца пленкой и готовности его к полету согласно записи в бортжурнале. После полета в бортжурнале необходимо сделать запись об остатке пленки.

При взлете самолета самописец включается в работу автоматически в результате срабатывания концевого выключателя системы блокировки ("ЗЕМЛЯ-ВОЗДУХ").

При посадке самолета самописец автоматически отключается с помощью того же концевого выключателя "ЗЕМЛЯ-ВОЗДУХ".

0.11. СИСТЕМА РЕГИСТРАЦИИ РЕЖИМОВ ПОЛЕТА МСРП-64-2

(1) Описание.

Система регистрации режимов полета МСРП-64-2 предназначена для записи на магнитной ленте основных параметров последних 25 ч полета и использования накопленной информации для оценки техники пилотирования, работоспособности основных систем самолета, а также для анализа причин летных происшествий и предпосылок к ним. В комплект системы регистрации режимов полета МСРП-64-2 входят:

— лентопротяжный механизм в защитном контейнере МЛП-6-2;

— лентопротяжный механизм МЛП-9-2 (эксплуатационный);
— преобразующее устройство УП-2-2;
— пульт управления ПУ-13;
— индикатор текущего времени ИТВ-4;
— распределительный щиток ЩР-3;
— распределительное устройство РУ-1;
— сигнализатор скорости ССА-0,7-2,2И;
— преобразователь оборотов ПО-15 (4 шт.);
— блок согласующих устройств БСУ-1-2;
— уплотнитель разовых команд УКР-4 (2 шт.);
— сигнализатор нарушения питания СНП-1 (2 шт.);
— датчики.

Обогрев лентопротяжных механизмов МЛП-6-2 и МЛП-9-2 производится путем включения выключателя МСРП на пульте штурмана (шп. № 3—4).

В таблице указано время, необходимое для прогрева системы МСРП-64-2 в зависимости от температуры воздуха.

Температура воздуха у земли	Время прогрева системы МСРП-64-2, мин
Плюс 15 °С÷минус 5 °С	5
Минус 6 °С÷минус 25 °С	10
Минус 26 °С÷минус 60 °С	20

Включение питания МСРП-64-2 при включенных автоматах защиты цепей питания осуществляется вручную выключателем МСРП на пульте штурмана и автоматически с включением генераторов на сеть, при этом на ПУ-13 горит светосигнализатор УП-2.

На самолете Ту-134Б ПУ-13, ИТВ-4 и выключатель МСРП установлены на пульте бортмеханика.

Включение лентопротяжных механизмов производится вручную с пульта ПУ13. МЛП-6-2 также включается автоматически сигнализатором скорости ССА-0,7-2,2И при достижении скорости 70 км/ч на разбеге. При посадке, когда скорость менее 70 км/ч, происходит выключение МЛП-6-2. При нормальной работе лентопротяжных механизмов на ПУ-13 мигают светосигнализаторы "МЛП—ОСН" и "МЛП—ДОП".

На ПУ-13 плавным вращением дисков шкальных механизмов устанавливается номер рейса и дата вылета, а на ИТВ-4 —время.

Время выставляется следующим образом:

— повернуть ручку "ЯРК" до необходимой яркости свечения индикаторных ламп ИТВ-4;
— откинуть защитную планку на лицевой панели блока и, поочередно нажимая слева направо кнопки "ЧАСЫ—МИНУТЫ", установить на индикаторных лампах нужные значения часов и десятков минут по показаниям самолетных часов;
— установите на ИТВ-4 значение единиц минут в момент прохождения секундной стрелки самолетных часов через цифру 12;
— убедитесь в работоспособности блока ИТВ-4 по изменению цифр на индикаторных лампах.

В таблице указаны типы и места установки автомата защиты сети и выключателя питания системы МСРП-64-2.

Наименование	Тип	Место установки
МСРП	АЗСГК-2	Левая панель АЗС (шп. № 9—11)
Выключатель МСРП	ВГ-15к	Пульт штурмана (шп. № 3—4)

(2) Эксплуатационные ограничения.

Прогрев лентопротяжных механизмов МЛП-6-2 и МЛП-9-2 производится в соответствии с таблицей.

(3) Нормальная эксплуатация.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Перед запуском двигателей, после запуска ВСУ	Выключатель МСРП — включить. На ПУ-13 горит светосигнализатор УП-2. Прогреть МЛП-6-2 и МЛП-9-2 согласно таблице. Выключатели "МЛП—ОСН" и "МЛП—ДОП" на ПУ-13 — включить. На ПУ-13 должны мигать светосигнализаторы "МЛП—ОСН" и МЛП—ДОП". Номер рейса, дату вылета — установить плавным вращением дисков на ПУ-13. Время — установить нажатием кнопок на лицевой панели ИТВ-4. Доложить КВС о работоспособности МСРП.
(2) На предварительном старте	Проверить работоспособность МСРП-64-2 по миганию светосигнализаторов "МЛП—ОСН" и "МЛП—ДОП" на ПУ-13 и горению светосигнализатора "УП-2".
(3) После взлета	Контролировать работу МСРП-64-2 по миганию светосигнализаторов "МЛП—ОСН" и "МЛП—ДОП" на ПУ-13 и горению светосигнализатора "УП-2".
(4) В полете	Контролировать работу МСРП-64-2 по миганию светсигнализаторов "МЛП—ОСН" и "МЛП—ДОП" на ПУ-13 и горению светосигнализатора "УП-2".
(5) После посадки и зарулирования самолета на стоянку	На ПУ-13 выключатели" МЛП—ОСН" и "МЛП—ДОП" — выключить. Выключатель МСРП — выключить.

(4) Неисправности.

На ПУ-13 не горят или горят, не мигая, светосигнализаторы "МЛП—ОСН" и "МЛП—ДОП", или не горит светосигнализатор "УП-20"	Записать в бортжурнал дефектов.

0.12. АППАРАТУРА "МАРС-БМ"

(1) Описание.

Аппаратура "МАРС-БМ" 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 закодированного времени для синхронизации записанной информации с данными параметров полета, зарегистрированными аппаратурой МСРП.

Аппаратура должна включаться непосредственно после запуска двигателей перед выруливанием на старт и выключаться только после посадки самолета.

Предусмотрено автоматическое включение аппаратуры "МАРС-БМ" при взлете при достижении скорости $V \geq 70$ км/ч независимо от положения выключателя "МАРС". Контроль работы аппаратуры осуществляется с помощью кнопки "МАРС—КОНТРОЛЬ" и светосигнализатора на пульте штурмана. При нажатии кнопки загорается светосигнализатор, свидетельствующий об исправной работе аппаратуры.

На Ту-134Б органы контроля и выключатель аппаратуры "МАРС-БМ" установлены на пульте бортмеханика.

(2) Эксплуатационные ограничения.

1) В полете запрещается выключать аппаратуру.

2) Вылет с базового аэродрома с неисправной аппаратурой запрещается.

(3) Нормальная эксплуатация.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Включение питания	Выключатель "МАРС" — включить. **Примечание.** Для контроля работы аппаратуры нажать кнопку "МАРС—КОНТРОЛЬ". При нажатии кнопки загорается светосигнализатор, свидетельствующий об исправной работе аппаратуры.
(2) Пользование аппаратурой "МАРС-БМ" в полете	После включения аппаратуры дополнительных манипуляций в полете не требуется. По окончании полета аппаратуру выключить.

0.13. СИСТЕМА СИГНАЛИЗАЦИИ ОПАСНОЙ СКОРОСТИ СБЛИЖЕНИЯ С ЗЕМЛЕЙ (ССОС)

(1) Общие сведения

а) Система ССОС предназначена для предупреждения экипажа об опасной скорости сближения самолета с землей.

б) Система включает в себя два блока вычислителей (вычислитель вертикальной скорости самолета в логический вычислитель), размещенных на общей раме в техническом отсеке самолета.

в) Датчиками ССОС является:

— радиовысотомер РВ-5;
— вычислитель вертикальной скорости;
— датчик линейных ускорений;
— концевой выключатель опоры самолета.

Сигналы опасной скорости, вырабатываемые ССОС, поступают в самолетную сирену и на два красных светосигнальных табло "ОПАСНО ЗЕМЛЯ", размещенных на приборных досках пилотов. Сигналы опасной скорости воспроизводятся сиреной и светосигнальными табло прерывисто.

г) Система ССОС имеет аппаратуру встроенного контроля. Проверка работоспособности системы этой аппаратуры осуществляется путем нажатия кнопок "К", "H_1 H_1" и "$H_2V_{6к}$", которые размещены на щитке контроля ССОС, установленном на этажерке оборудования в кабине экипажа. При нажатии каждой кнопки загораются светосигнальные табло "ОПАСНО ЗЕМЛЯ".

д) Питание системы ССОС осуществляется от электросети постоянного тока напряжением 27 В (шина № 1) и от сети переменного тока напряжением 115 В и 36 В частотой 400 Гц.

Защита электроцепей по постоянному току выполнена посредством АЗС "ССОС", установленного на левой панели АЗС пилотов, а по переменному току — с помощью плавких предохранителей СП-2, установленных в коробках "РК 115В" и "РК 36В".

Включение электропитания ССОС производится выключателем "РВ-5", который размещен на верхнем электрощитке пилотов.

Время готовности системы ССОС к работе после включения электропитания не превышает 3 мин.

е) На основании информации, поступающей в систему от радиовысотомера, вычислителя вертикальной скорости, датчиков вертикальной перегрузки, и в зависимости от положения шасси формируется сигнал опасной скорости сближения самолета с землей.

В случае выхода самолета на критический угол атаки при энергичном выводе самолета с опасной высоты полета включается сигнализация АУАСП-15КР, а сигнализация ССОС на этот период отключается.

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 м до 50 м, если вертикальная скорость снижения превышает опасные значения, соответствующие зависимости I;

— в полете над холмистой или горной местностью в диапазоне истинных высот от 50 м до 400 м, если вертикальная скорость сближения с поверхностью превышает опасные значения, соответствующие зависимости II;

— при взлете, после уборки шасси, на высотах от 50 м до 250 м, если самолет начинает снижаться с вертикальной скоростью более 1,6 м/с.

(2) Эксплуатационные ограничения — не установлены.

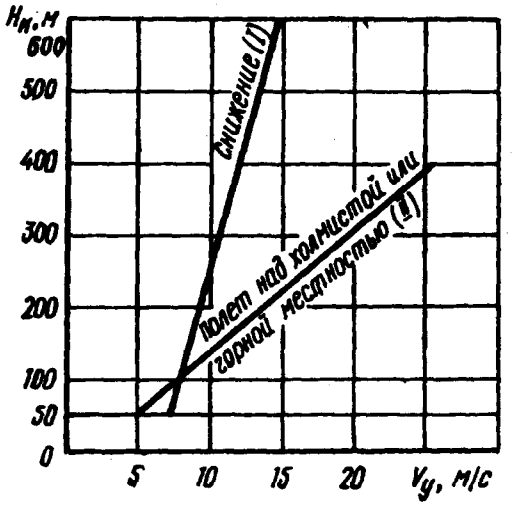


График зависимости опасных значений вертикальной высоты полета

(3) Нормальная эксплуатация.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Включение и предполетная проверка ССОС	АЗС "ССОС" — включить.
	Выключатель "РВ-5" — включить.
	Должен загореться зеленый светосигнализатор "ИСПРАВНОСТЬ ССОС".
	Кнопки встроенного контроля "К", "H_1H_1", "$H_2V_{6к}$" — поочередно нажать.
	После срабатывания сигнализации ССОС кнопку отпустить.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Включение и предполетная проверка ССОС (прод.)	При нажатии каждой кнопки в течение не более 20 с с начала нажатия должны периодически загораться светосигнальные табло "ОПАСНО ЗЕМЛЯ" и звучать сирена. ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ОДНОВРЕМЕННО НАЖИМАТЬ КНОПКИ ВСТРОЕННОГО КОНТРОЛЯ.
(2) Эксплуатация в полете Срабатывание сигнализации ССОС: а) при взлете и в наборе высоты на высотах до 250 м	ВНИМАНИЕ. НА ВЫСОТАХ НИЖЕ 600 М СКОРОСТЬ СНИЖЕНИЯ ПО УКАЗАТЕЛЮ ВАР-30 НЕ ДОЛЖНА ПРЕВЫШАТЬ 5 М/С. Немедленно прекратить снижение самолета и перевести его в набор высоты. ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ. ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПРОДОЛЖЕННОГО ВЗЛЕТА, КОГДА САМОЛЕТ ПЕРЕВОДИТСЯ В ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ И ПРОИЗВОДИТСЯ ЕГО РАЗГОН ДО БЕЗОПАСНОЙ СКОРОСТИ С УБРАННЫМИ СРЕДСТВАМИ МЕХАНИЗАЦИИ (V_2 + 30 КМ/Ч), ВОЗМОЖНО КРАТКОВРЕМЕННОЕ СРАБАТЫВАНИЕ СИГНАЛИЗАЦИИ ССОС. В ЭТОМ СЛУЧАЕ ЭКИПАЖУ НЕОБХОДИМО ТЩАТЕЛЬНО ВЫДЕРЖИВАТЬ ВЫСОТУ ПОЛЕТА, НА КОТОРОЙ ПРОИЗВОДИТСЯ РАЗГОН САМОЛЕТА.
б) при снижении над равнинной местностью	Немедленно уменьшить вертикальную скорость снижения.
в) в полете (горизонтальном или при снижении) над холмистой или горной местностью	Энергично перевести самолет в режим набора высоты и выдерживать его в течение 30 с при работе двигателей на взлетном режиме. ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ. ЕСЛИ ЭКИПАЖУ НЕ ИЗВЕСТЕН ХАРАКТЕР МЕСТНОСТИ, НАД КОТОРОЙ ПРОИЗВОДИТСЯ ПОЛЕТ, НЕОБХОДИМО ДЕЙСТВОВАТЬ В СООТВЕТСТВИИ С РЕКОМЕНДАЦИЯМИ ДЛЯ ПОЛЕТА НАД ХОЛМИСТОЙ ИЛИ ГОРНОЙ МЕСТНОСТЬЮ.
г) при выполнении предпосадочного маневра после выпуска шасси	Немедленно уменьшить вертикальную скорость снижения и проконтролировать правильность выдерживания заданного профиля снижения.
д) при заходе на посадку с убранным шасси после четвертого разворота	Уйти на второй круг. ВНИМАНИЕ. ПРИ ПОЛЕТЕ НА МАЛЫХ ВЫСОТАХ В БОЛТАНКУ, А ТАКЖЕ ПРИ ПОДХОДЕ К АЭРОДРОМУ СО СЛОЖНЫМ РЕЛЬЕФОМ МЕСТНОСТИ В ЗОНЕ ПОСАДОЧНОЙ ПРЯМОЙ (ПРОЛЕТ НАД ПРЕПЯТСТВИЕМ) ВОЗМОЖНО КРАТКОВРЕМЕННОЕ СРАБАТЫВАНИЕ СИГНАЛИЗАЦИИ ССОС:

(4) Неисправности.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
Погасание светосигнализатора контроля "ИСПРАВНОСТЬ ССОС"	Продолжить полет до базового аэропорта. При заходе на посадку проявлять повышенное внимание.

0.14. СИСТЕМА СИГНАЛИЗАЦИИ ПРЕДЕЛЬНЫХ КРЕНОВ (ССПК)

(1) Общие сведения.

а) Система сигнализации предельных кренов обеспечивает выдачу светового сигнала на два светосигнальных табло "КРЕН ЛЕВ. ВЕЛИК" и "КРЕН ПРАВ. ВЕЛИК", установленные на приборных досках пилотов, и звукового сигнала (звенит звонок).

Датчиком сигналов предельных кренов является ламельное устройство гиродатчика 458КС резервного авигоризонта АГД-1.

При скорости полета более 280 км/ч (маршрутный полет) и крене (32±2)° срабатывают световая и звуковая сигнализации. При скорости полета менее 280 км/ч (режимы взлета и посадки) срабатывает только световая сигнализация — при крене (15±1,5)°.

Переключение пределов срабатывания сигнализации производится сигнализатором скорости ССА2-3 при скорости полета (280±10) км/ч.

б) Для проверки исправности ламп светосигнальных табло имеются кнопки "КОНТРОЛЬ ЛАМП", размещенные на приборных досках пилотов рядом со светосигнальными табло. При нажатой кнопке электропитание ламп осуществляется через АЗС "СИГНАЛИЗАЦИЯ ШАССИ", который расположен на левой панели АЗС (в проходе в кабину).

в) Питание системы сигнализации предельных кренов осуществляется от электросети постоянного тока напряжением 27В. Система ССПК включается в работу одновременно с включением в работу авиагоризонта АГД-1 (посредством АЗС АГД и выключателя АГД, размещенных соответственно на левой панели АЗС и на верхнем электрощитке пилотов).

Время готовности системы ССПК к работе после включения электропитания определяется готовностью к работе авиагоризонта АГД-1 (не более 3 мин).

г) Система сигнализации предельных кренов автоматически отключается при отказе электропитания резервного авиагоризонта АГД-1, сопровождающемся загоранием красного светосигнализатора, расположенного на указателе авиагоризонта.

(2) Эксплуатационные ограничения — не установлены.

(3) Нормальная эксплуатация.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Предполетная проверка исправности ламп светосигнальных табло	АЗС "СИГНАЛИЗАЦИЯ ШАССИ" — **включить.** Кнопки "КОНТРОЛЬ ЛАМП" — **нажать, а затем отпустить.** При нажатии кнопок должны загореться светосигнальные табло "КРЕН ЛЕВ. ВЕЛИК" и "КРЕН ПРАВ. ВЕЛИК".
(2) Эксплуатация в полете. Загорается светосигнальное табло "КРЕН ПРАВ. ВЕЛИК". В полете по маршруту, кроме этого, звенит звонок	Командиру воздушного судна необходимо убедиться в исправности основного и резервного авиагоризонтов и уменьшить крен в соответствии с показаниями исправного. **ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** ВЫВОД САМОЛЕТА ИЗ КРЕНА ТОЛЬКО ПО СИГНАЛУ "КРЕН ЛЕВ. ВЕЛИК" ИЛИ "КРЕН ПРАВ. ВЕЛИК" **ЗАПРЕЩАЕТСЯ.**

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(2) Эксплуатация в полете. Загорается светосигнальное табло "КРЕН ПРАВ. ВЕЛИК". В полете по маршруту, кроме этого, звенит звонок (прод.)	ВНИМАНИЕ. В АВТОМАТИЧЕСКОМ РЕЖИМЕ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ ВОЗМОЖНО В ОТДЕЛЬНЫХ СЛУЧАЯХ СРАБАТЫВАНИЕ ССПК В ПРОЦЕССЕ ВЫХОДА САМОЛЕТА ИЗ ЧЕТВЕРТОГО РАЗВОРОТА И НА ПРЕДПОСАДОЧНОЙ ПРЯМОЙ ДО ВХОДА В ГЛИССАДУ. В ЭТОМ СЛУЧАЕ НЕОБХОДИМО УБЕДИТЬСЯ В ПРАВИЛЬНОСТИ ПОКАЗАНИЙ АВИАГОРИЗОНТОВ И ПРОДОЛЖИТЬ ЗАХОД НА ПОСАДКУ.

6.5.2
НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

6.5.2. НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

0.1. КУРСОВАЯ СИСТЕМА КС-8

(1) Описание.

а) Курсовая система КС-8 предназначена для определения и выдерживания магнитного, истинного и ортодромического курсов самолета, угла разворота, а также для выдачи сигналов курса в систему НАС и другим потребителям.

В зависимости от решаемых задач и условий полета курсовая система может работать в режимах гирополукомпаса ("ГПК") и магнитной коррекции ("МК").

б) В комплект курсовой системы КС-8 входят индукционный датчик ИД-3, коррекционный механизм КМ-4, гироагрегаты ГА-1М (основной и запасной), усилитель У-11, указатель штурмана УШ, пульт управления ПУ-1, блок реле БР-1. Кроме того, отсчет курса пилотами производится по указателям НКП-4 и ИКУ-1, не входящим в комплект курсовой системы.

Структурная схема курсовой системы КС-8 приведена в РЛЭ, 6.5.2. Размещение приборов и пульта управления КС-8 показано в РЛЭ, 6.5.2.

На Ту-134Б установлены:

— выключатели КС-8 на пульте бортмеханика;
— ПУ-1 на верхней радиопанели;
— коррекционный механизм КМ-4 на левой панели АЗС кабины экипажа, рядом с прибором УШ.

Управление КС-8 осуществляет второй пилот.

в) Основные характеристики курсовой системы:

1) погрешность в выдаче магнитного курса:

— по указателю штурмана УШ ±1,5°;
— по указателям НКП-4 и ИКУ (1±2)°;

2) дополнительная погрешность системы за каждую минуту разворота — не более 0,15°;

3) уход курсовой оси гироагрегат за каждые 30 мин работы в режиме гирополукомпаса при нормальных условиях составляет ±1°. На одном из четырех основных курсов допускается уход до ±2°;

4) питание курсовой системы осуществляется:

— трехфазным переменным током напряжением 36 В±5%, частотой 400 Гц±2%;
— постоянным током 27 В±10%;
— однофазным переменным током напряжением 115 В±10%, частотой 400 Гц±2%.

(г) Органы управления курсовой системой расположены на пульте управления ПУ-1, установленном на приборной доске штурмана и на электрощитке штурмана. На электрощитке штурмана находятся АЗС-5 "ВКЛ. КУРСОВАЯ СИСТЕМА", АЗС-20 "ОБОГРЕВ ГИРОАГР", выключатель "КОРРЕКЦИЯ КС ОТ ЦГВ-4".

На самолетах с раздельной стабилизацией гироагрегатов курсовой системы КС-8 по крену вместо выключателя "КОРРЕКЦИЯ КС" установлены переключатели "СТАБИЛИЗАЦИЯ ГА ПО КРЕНУ" для основного и запасного гироагрегатов.

(2) Эксплуатационные ограничения.

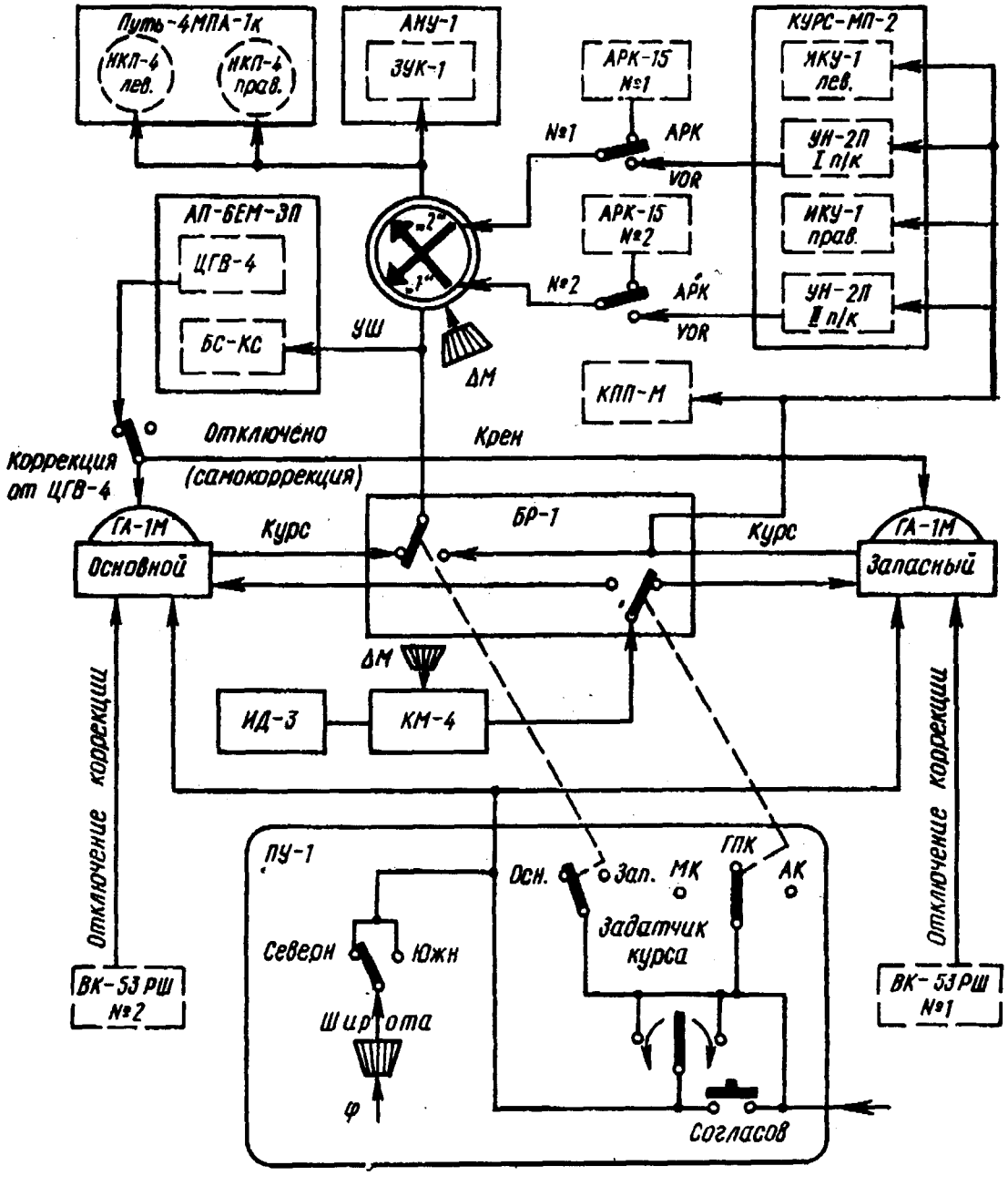
Пользоваться показаниями прибора разрешается не ранее чем через 5 мин после включения электропитания.

Кнопкой ускоренного согласования пользоваться только после перехода из режима "ГПК" в режим "МК".

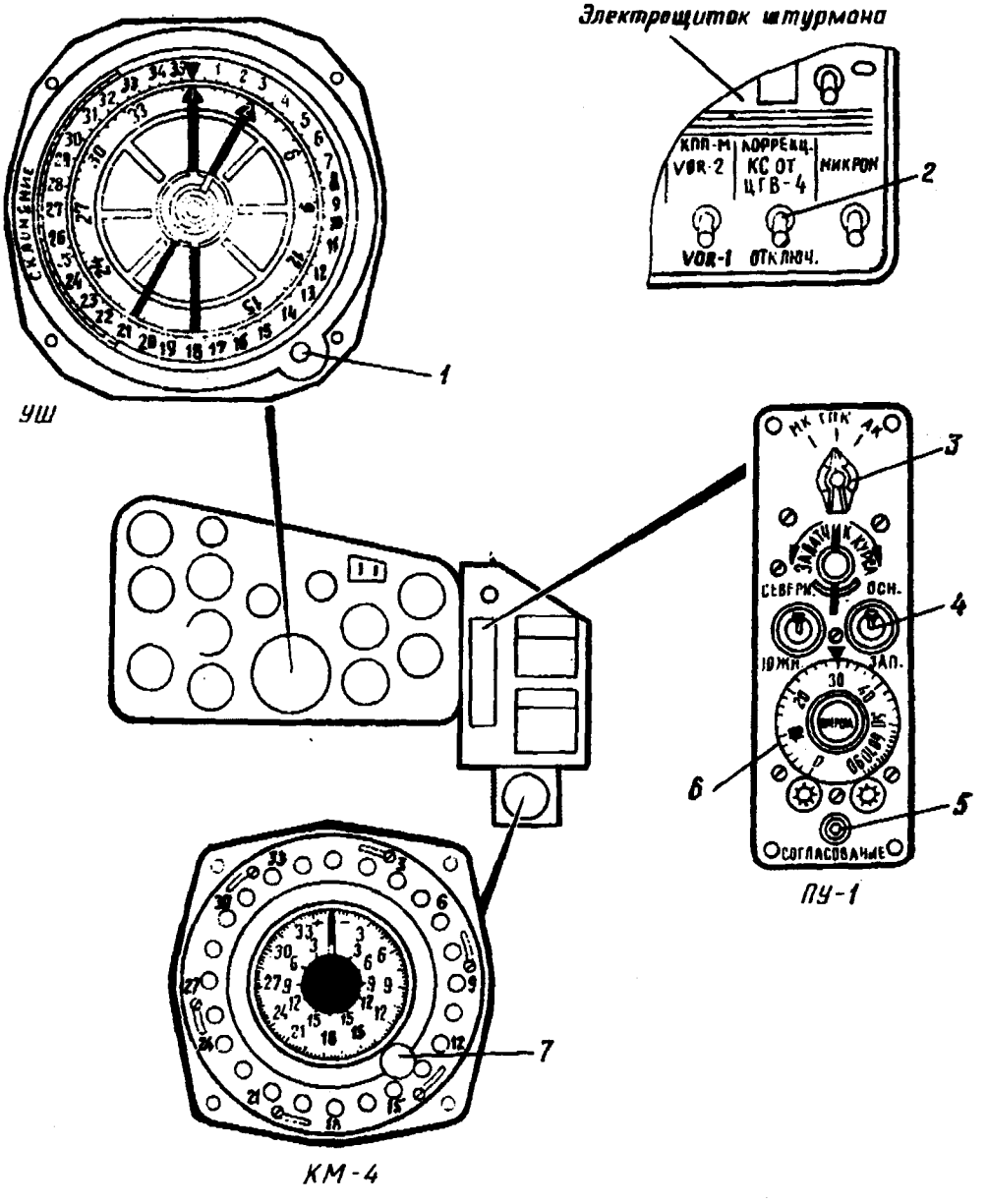
После посадки самолета питание не выключать до заруливания на стоянку.

(3) Нормальная эксплуатация.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Исходные положения органов управления ПУ-1	Переключатель "СЕВЕРН-ЮЖН"	— в положение "СЕВЕРН" (если полет выполняется в северном полушарии).
	Переключатель гироагрегатов	— в положение "ОСН".
	Переключатель режимов работы	— в положении "ГПК".
	Шкала широт	— широта места аэродрома вылета.
	Магнитное склонение на указателе УШ	— на отметке"0".
	Магнитное склонение на коррекционном механизме	— на отметке "0".
(2) Включение	АЗС "КС-8"	— включить.
	АЗС "АГД ПТ-200 Ц"	— включить.
	АЗС "ОБОГРЕВ ГИРОАГР"	— включить.
	Питание ЦГВ-4	— включить.
	Выключатель "КОРРЕКЦ. КС от ЦГВ-4	— включить.
	Переключатель "СТАБ. ГА по КРЕНУ АРРЕТИР. ГА ОСН и ЗАП"	— в положение "СТАБ. ГА по КРЕНУ".
(3) Перед выруливанием	Согласовать в режиме "МК" основной и запасный гироагрегаты.	
	Переключатель режимов работы	— в положение "ГПК".
Руление по РД (или ВПП) с известным азимутом на исполнительный старт выполнять возможно точнее по оси.		
(4) Руление	Переключатель на ПУ-1 "ОСН—ЗАП"	— установить в положение "ОСН."
	Переключателем на ПУ-1 "ЗАДАТЧИК КУРСА"	— установить значение магнитного или истинного азимута данной РД (или ВПП) на шкале курса УШ-1.
После выполнения указанных операций курсовая система готова к взлету и выставки ее на исполнительном старте не требуется.		
	Примечание. Если условия руления по РД на исполнительный старт не позволяют выполнить выставку курса, то эта выставка выполняется на исполнительном старте согласно подпункту *5*.	
(5) На исполнительном старте	Установить самолет строго по продольной оси ВПП.	
	Указатель УШ — задатчиком курса на ПУ-1 установить магнитный курс взлета ($МК_{взл}$).	
	Сравнить показания УШ и обоих НКП-4, расхождение курсов не должно превышать ±2°.	



Структурная схема КС-8



Размещение приборов и пульта управления КС-8 на приборной доске и пульте штурмана:

1 — кремальера ввода магнитного склонения; *2* — переключатель коррекции КС-8; *3* — переключатель режимов работы; *4* — переключатель гироагрегатов; *5* — кнопка ускоренного согласования; *6* — потенциометр широтной коррекции; *7* — кремальера ввода магнитного склонения

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(6) Полет в режиме ГПК	Вывести самолет на первый участок маршрута с МК=ОЗМПУ-УС. Вследствие инструментальных ошибок курсовой системы, ошибок измерения изменения угла сноса, ошибок в пилотировании самолета заданное направление полета может выдерживаться с некоторой угловой ошибкой. В дальнейшем это приведет к боковому уклонению. Для уменьшения бокового уклонения при выходе на курс следования необходимо: — задавать и контролировать курс по указателю штурмана (УШ); — следить за изменением угла сноса; — контролировать выход на курс следования другими средствами самолетовождения. В полете в целях выдерживания заданной линии пути необходимо: — при изменении средней широты участков маршрута уточнять ее на шкале широтной коррекции; — периодически следить за изменением угла сноса, при необходимости вводить поправку в курс следования, чтобы сумма магнитного курса и угла сноса постоянно была равна ОЗМПУ. Для выполнения полета от нового опорного меридиана необходимо: — определить местоположение самолета, через которое проходит новый опорный меридиан; — произвести коррекцию курсовой системы; — определить угол разворота (УР) на новый участок маршрута по формуле: $УР=ОЗМПУ_2-ОЗМПУ_1$, где $ОЗМПУ_1$ — ортодромический заданный магнитный путевой угол текущего участка маршрута; $ОЗМПУ_2$ — ортодромический заданный магнитный путевой угол последующего участка маршрута. Если угол разворота имеет знак "плюс", то разворот надо делать вправо, если угол разворота имеет знак "минус" — то влево. При неустойчивой работе КМ-4 выходить на следующий участок маршрута следует без магнитной коррекции курсовой системы.
(7) Полет в режиме "МК"	Для полета в режиме "МК" переключатель режимов работы КС-8 установить в положение "МК". При работе курсовой системы в режиме магнитной коррекции на все указатели и потребители поступают значения гиромагнитного курса самолета. В связи с тем, что на указатели штурмана и пилотов в этом режиме подаются значения гиромагнитного курса, все штурманские задачи решаются согласно общим правилам самолетовождения по гиромагнитному компасу.

(4) Неисправности.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) При изменении курса его показания на указателях курсовой системы не меняются. Дрейф гироагрегата в азимуте больше допустимого	Свидетельствует об отказе основного гироагрегата. Переключатель гироагрегатов — в положение "ЗАП" ВНИМАНИЕ. ПРИ ПЕРЕКЛЮЧЕНИИ ГИРОАГРЕГАТОВ САМОЛЕТ ДОЛЖЕН НАХОДИТЬСЯ В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ С ВЫКЛЮЧЕННЫМ АВТОПИЛОТОМ.
(2) Не работает курсовая система во всех режимах	Перегорел предохранитель. Заменить неисправный предохранитель.

0.2. МАГНИТНЫЙ КОМПАС

Магнитный компас КИ-13 используется в качестве резервного прибора для определения магнитного курса самолета.

(1) Технические данные.

Собственная девиация компаса на курсах 0°, 90°, 180° и 270° — не более 2,5°.

Угол застоя картушки — не более 1°.

Девиационное устройство позволяет устранить девиацию в пределах — от 20° до 50°.

Время полного успокоения картушки — не более 17 с.

(2) Нормальная эксплуатация.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
В полете	При пользовании в полете магнитным компасом КИ-13 необходимо вносить поправки в показания курса на величину девиации.

0.3. АППАРАТУРА НАВИГАЦИИ И ПОСАДКИ "КУРС-МП-1" И "КУРС-МП-2"

(1) Описание.

а) Радиотехническая аппаратура "КУРС-МП-1" ("КУРС-МП-2") предназначена для захода на посадку по системам СП-50М и ILS и самолетовождения по маякам системы VOR.

б) Комплект аппаратуры состоит из двух одинаковых полукомплектов (первого и второго). При посадке предусмотрено автоматическое резервирование первого полукомплекта вторым. В режиме навигации такое резервирование не обеспечивается.

В случае необходимости первый и второй полукомплекты можно включить раздельно с индикацией их выходных параметров соответственно на левой и правой приборных досках пилотов.

Размещение органов управления и индикаторов "КУРС-МП-1" ("КУРС-МП-2") показано в РЛЭ, 6.5.2.

Размещение блоков управления и селекторов курса комплекта "КУРС-МП-2" на УПД самолетов Ту-134А показано в РЛЭ, 6.5.2. На Ту-134Б блоки управления и селекторы курса размещены на среднем пульте пилотов, а блок баланса СП-50 — на верхней радиопанели пилотов.

в) Индикаторами системы являются ИКУ-1А (РМИ) и НКП-4 у пилотов, УШ и КПП-М у штурмана.

Узкая стрелка ИКУ-1А работает от первого полукомплекта "КУРС-МП-1" ("КУРС-МП-2") в режиме "VOR" или от радиокомпаса АРК-15-М № 1 соответственно в положениях "VOR" и "АРК-1" левого переключателя на приборах ИКУ-1А. Широкая стрелка работает от второго полукомплекта (режим "VOR") или от радиокомпаса АРК-15-М № 2 в положениях "VOR" и "АРК-2" правого переключателя на приборах ИКУ-1А. Стрелки ИКУ-1А обеспечивают одновременно индикацию текущего азимута и КУР маяка VOR или КУР радиостанции. Азимут отсчитывается по подвижной шкале магнитного курса, а КУР — от нулевого индекса неподвижной шкалы.

Для отсчета КУР на неподвижной шкале нанесены индексы через 30°, а также точки, обозначающие начало третьего и четвертого разворотов.

Стрелки прибора УШ индицируют азимут маяков VOR или КУР радиостанций, на которые настроены АРК-15М, с отчетом этих параметров по неподвижной шкале прибора. Выбор вида индикации осуществляется переключателями "АРК-1-VOR-1" (или "АРК-1-VOR-1 DME"; "АРК-2 — VOR-2"), установленными на приборной доске штурмана.

Прибор КПП-М (КПП-МС) штурмана может быть подключен к аппаратуре "КУРС-МП" или "РСБН-2с" с помощью переключателя "КПП-НКП", установленного на приборной доске второго пилота. В положении "НКП" этого переключателя к указанной аппаратуре подключен прибор НКП-4 второго пилота в режиме работы, выбранном переключателем на селекторе радиосистем. В положении "КПП" прибор НКП-4 отключается и вместо него в том же режиме включается прибор КПП-М штурмана. При этом на приборных досках штурмана и второго пилота зажигаются светосигнализаторы "КПП ВКЛЮЧЕН".

На приборе КПП-М индицируются сигналы отклонения от линии заданного пути (при самолетовождении) или положение линии курса и глиссады (при посадке). Подключение прибора КПП-М к первому или второму полукомплекту "КУРС-МП" осуществляется переключателем КПП "VOR-1—VOR-2" на приборной доске штурмана. Позывные от первого и второго полукомплектов прослушиваются при установке переключателя выбора радиосвязей на абонентском аппарате СПУ пилотов в положения соответственно "АРК-1—VOR-1" и "АРК-2—VOR-2" при одновременной установке в одноименное положение переключателей на приборах ИКУ-1А.

г) Основные данные. Дальность действия аппаратуры "КУРС-МП-1" ("КУРС-МП-2"):

— с курсовыми маяками СП-50 и ILS в секторе ±10° от курса посадки при высоте полета 600 м — не менее 45 км;
— с глиссадными маяками СП-50 и ILS в секторе ±8° от курса посадки при высоте полета 300 м — не менее 18 км;
— с маяками VOR при высоте полета 10 000 м — не менее 285 км.

Погрешность индикации заданного курса при нуль-вождении по сигналам маяка VOR не более ±2°.

Погрешность индикации текущего азимута маяка VOR составляет ±2° плюс погрешность указателя (ИКУ-1А или УШ).

Отклонение курсовой планки НКП-4 и КПП-М на 2,5 точки происходит при отклонении самолета от ЛЗП на 10°.

д) Управление аппаратурой "КУРС-МП-1" ("КУРС-МП-2") осуществляется органами управления, расположенными на следующих блоках: на селекторе радиосистем, на двух блоках управления и двух селекторах курса и на блоке баланса СП-50.

Блоки управления предназначены для установки частоты маяков посадки (СП-50, ILS) или навигации (VOR) на каждом из полукомплектов аппаратуры.

Аппаратура "КУРС-МП-1" ("КУРС-МП-2") работает в диапазоне частот от 108,00 МГц до 118,00 МГц, охватывающем диапазон частот систем посадки и навигации. Настройка аппаратуры на частоты радиомаяков осуществляется путем установки на блоках управления значений частот, выбранных по регламентам в

соответствии с планом полета. Селектор радиосистем предназначен для выбора режима работы аппаратуры и имеет следующие органы управления:

— переключатель "ILS—СП-50" для включения выбранной системы посадки.

Примечание. Включение и настройка аппаратуры в навигационный режим "VOR" осуществляется автоматически при установке на блоках управления частот, соответствующих частотам маяков VOR, указанных в регламентах. Специальных органов управления для включения режима "VOR" не имеется;

— переключатель" РСБН—РСБН/СП—50—1-СОВМ—2" обеспечивает:

в положение "РСБН" — подключение курсовых планок (нуль индикаторов) приборов НКП-4 к аппаратуре РСБН-2с;

в положении "РСБН/СП-50" — подключение курсовой планки прибора НКП-4 командира воздушного судна к аппаратуре "РСБН-2с", а курсовой и глиссадной планок прибора НКП-4 второго пилота — к аппаратуре "КУРС-МП-1" ("КУРС-МП-2");

в положении " 1 " — подключение курсовой и глиссадной планок приборов НКП-4 обоих пилотов к первому полукомплекту аппаратуры "КУРС-МП", а в положении "2" — ко второму;

в положении "СОВМ" — раздельное подключение приборов:

— НКП-4 командира воздушного судна к первому полукомплекту "КУРС-МП";

— НКП-4 второго пилота ко второму полукомплекту "КУРС-МП";

— переключатель "МАРКЕР" обеспечивает:

в положении "МАРШРУТ" — работу маркерного приемника с маршрутными маяками;

в положении "ПОСАДКА" — работу с маяками посадочных систем СП-50 и ILS.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В режимах посадки "СП-50" и "ILS" при положении переключателя селектора "1" обеспечивается автоматическое резервирование любого из полукомплектов аппаратуры "КУРС-МП";

В положениях "2" и "СОВМ" в режимах посадки автоматическое резервирование не предусмотрено.

В режиме навигации "VOR" автоматическое резервирование не обеспечивается.

Селекторы курса служат для установки ОЗМПУ участка маршрута при полете на радиомаяк VOR или от него.

Блок "БАЛАНС СП-50" предназначен для контроля и установки баланса курсовых приемников в режиме посадки "СП-50".

Готовность аппаратуры "КУРС-МП-1" ("КУРС-МП-2") к работе определяется по срабатыванию бленкеров приборов НКП-4, зажиганию светосигнализаторов селектора радиосистем и светосигнальных табло "КУРС" и "ГЛИСС". При отказе любого из полукомплектов по каналу курса или глиссады или одновременно по обоим каналам зажигаются соответствующие светосигнализаторы и светосигнальные табло и открываются бленкеры НКП-4. В момент пролета маркерных маяков звенит звонок и зажигаются светосигнальные табло "МАРКЕР" на приборных досках пилотов.

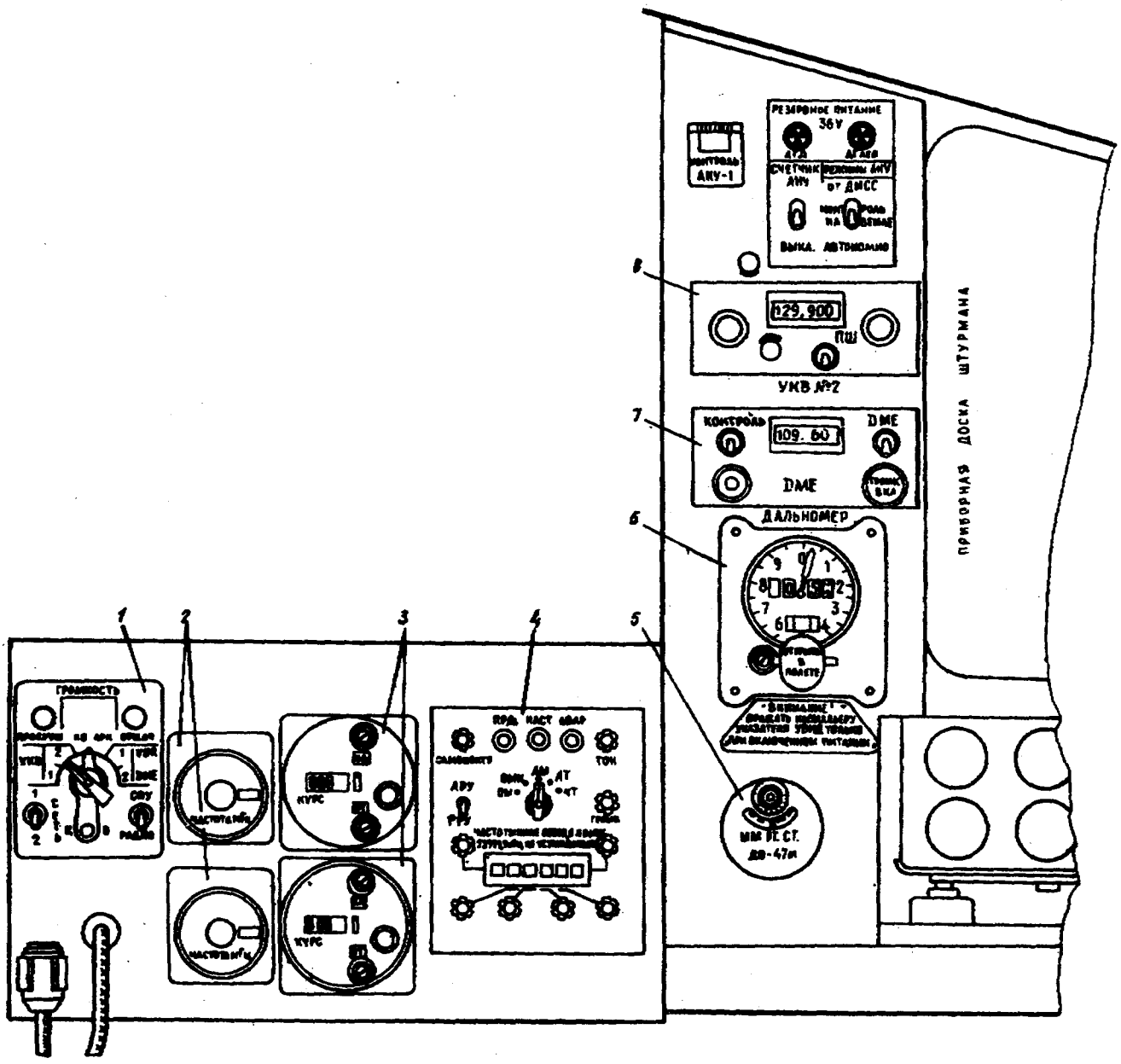
е) Питание аппаратуры "КУРС-МП-1" ("КУРС-МП-2") производится от сети постоянного (27В) и переменного (115 В 400 Гц) тока. Включение аппаратуры производится выключателями "КУРС-МП ПИТАНИЕ №1, №2", расположенными на верхнем электрощитке в кабине пилотов.

Защита аппаратуры "КУРС-МП-1" ("КУРС-МП-2") по постоянному току обеспечивается тремя автоматами защиты (правая панель АЗС штурмана). Защита аппаратуры" КУРС-МП-1" по переменному току осуществляется четырьмя плавкими предохранителями в "РК ПЕРЕМЕННОГО ТОКА", а "КУРС-МП-2" — тремя плавкими предохранителями в коробке "ПРЕДОХРАНИТЕЛИ ~ 115 В".

(2) Эксплуатационные ограничения.

Работоспособность аппаратуры обеспечивается через 4—5 мин после включения электропитания.

ЗАПРЕЩАЕТСЯ использовать аппаратуру КУРС-МП-2, не доработанную по защите от помех, создаваемых УКВ-ЧМ радиовещательными станциями в режимах VOR и ILS на аэродромах, в отношении которых в АИП приведена информация о возможности помех от таких станций.

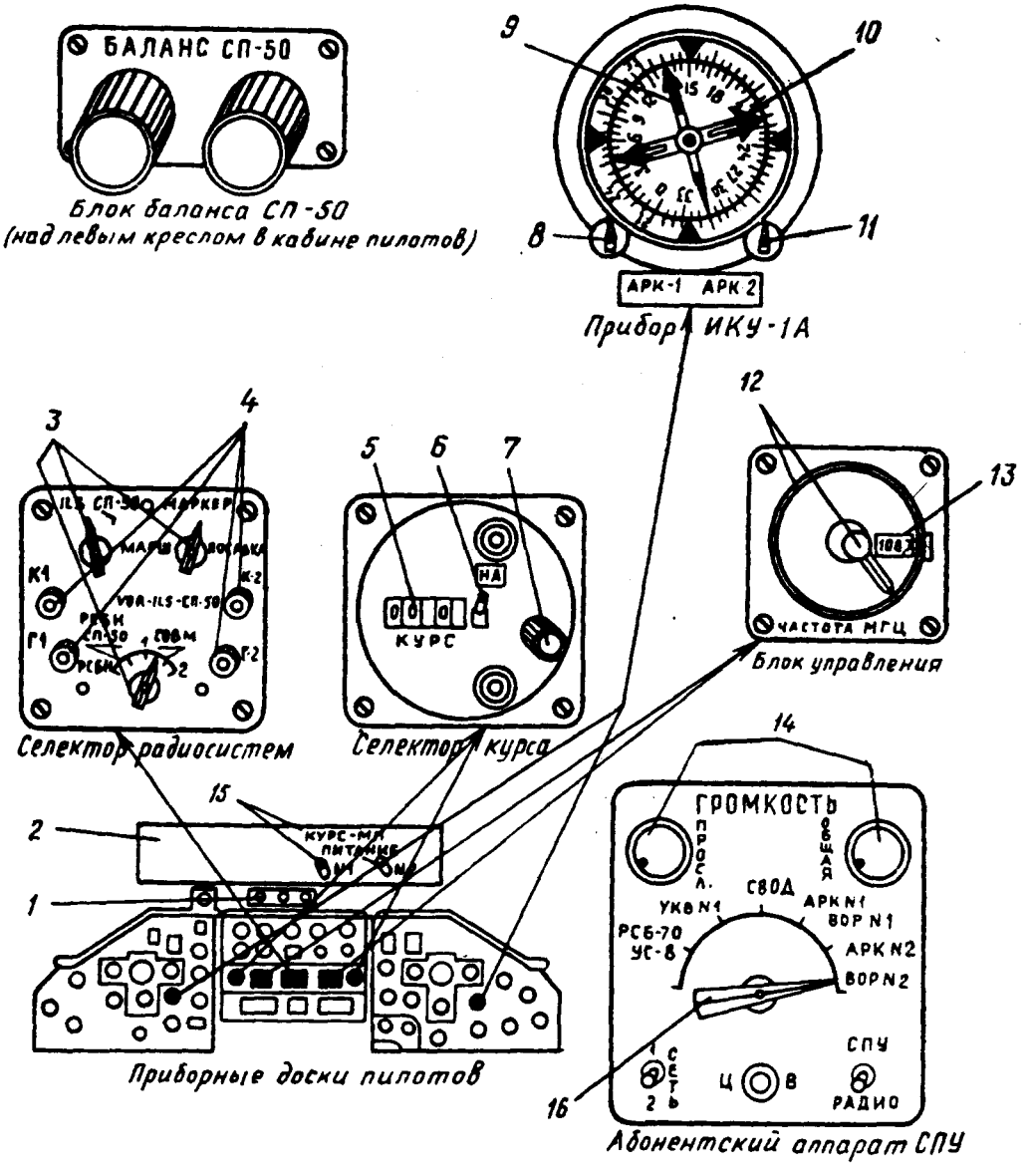


Размещение блоков управления навигационными системами на пульте штурмана:

1 — абонентский аппарат из комплекта СПУ; *2* — блок управления из комплекта "КУРС-МП-2"; *3* — селектор азимута из комплекта "КУРС-МП-2"; *4* — пульт управления из комплекта "МИРОН"; *5* — датчик высоты ДВ-47; *6* — указатель высотомера УВИД-15ф; *7* — щиток управления дальномера; *8* — пульт управления из комплекта "ЛАНДЫШ"

(3) Нормальная эксплуатация.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Включение "КУРС-МП"	Перед включением питания аппаратуры убедиться, что планки приборов НКП-4 и КПП-М находятся в центре шкалы.	
	(а) Исходные положения переключателей:	
	Переключатель "НКП—КПП" на приборной доске второго пилота	— в положение "НКП" или "КПП".
	АЗС "КУРС-МП № 1, № 2" и "СИГНАЛИЗАЦИЯ" на правой панели АЗС штурмана	— включить.
	Переключатель "РСБН, РСБН/СП-50—1—СОВМ—2" селектора радиосистем	— положение "1".
	Переключатель "ILS-СП-50" селектора радиосистем	— в положение "СП-50 или "ILS" (в зависимости от типа наземного маяка).
	Переключатель "МАРКЕР" селектора радиосистем	— в положение "ПОСАДКА".
	Блоки управления	— установить на обоих блоках частоту маяка.
	Переключатель "СПУ—РАДИО" на абонентских аппаратах СПУ	— в положение "РАДИО".
	Переключатели выбора вида радиосвязи на абонентских аппаратах СПУ	— в положение "VOR-1" или "VOR-2".
	(б) Включение "КУРС-МП": Выключатели "КУРС-МП ПИТАНИЕ № 1, № 2" на верхнем электрощитке пилотов	— включить.
(2) Проверка	Проверку производить на земле или в полете, если самолет находится в зоне действия маяков СП-50, ILS и VOR.	
а) Режим "СП-50"	Переключатели селектора радиосистем	— в положение "СП-50" и "1".
	Блоки управления	— установить на обоих блоках частоту маяка СП-50.
	При этом гаснут светосигнализаторы селектора систем и светосигнальное табло, закрываются курсовые и глиссадные бленкеры приборов НКП-4 и отклоняются их планки.	
	Ручки блока баланса "БАЛАНС СП-50"	— нажать поочередно ручки "1" и "2". В обоих случаях курсовые планки приборов НКП-4 должны установиться в центре шкалы. Если планки приборов не в центре шкалы, то поворотом соответствующей нажатой ручки баланса установить планки по центру шкалы.



Размещение органов управления и индикаторов системы "КУРС-МП-1" ("КУРС-МП-2"):

1 — светосигнализаторы маркерного приемника; *2* — верхний электрощиток пилотов; 3 — переключатели режимов; *4* — светосигнализаторы отказа; *5* — шкала курса; *6* — переключатель индикации ЗМПУ; *7* — ручка установки курса; *8* — переключатель "АРК-1—VOR-1"; *9* — стрелка Аз-I (КУР-1); *10* — стрелка Аз-II (КУР-2); *11* — переключатель "АРК-2—VOR-2"; *12* — ручка установки частоты; *13* — шкала частот;
14 — регуляторы громкости; *15* — выключатели питания "КУРС-МП";
16 — переключатель выбора вида радиосвязи

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
б) Режим "ILS"	Переключатели селектора радиосистем	— в положения "ILS" и "1".
	Блоки управления	— установить на обоих блоках частоту маяка ILS.
	При этом погаснут светосигнализаторы селектора радиосистем и светосигнальные табло, закроются курсовые и глиссадные бленкеры приборов НКП-4 и отклонятся их планки.	
в) Режим "VOR"	Переключатель "АРК-1—VOR-1" у штурмана	— в положение "VOR-1".
	Переключатели на приборах ИКУ-1А	— в положение "VOR-1", "VOR-2".
	Блоки управления	— установить частоту маяка VOR.
	Переключатель селектора радиосистем	— в положение "СОВМ".
	При этом гаснут светосигнализаторы "$К_1$" и "$К_2$" селектора радиосистем и светосигнальные табло "КРП", отклонятся курсовые планки НКП-4 и КПП-М, а приборы УШ и ИКУ-1 выдадут азимут самолета.	
	Ручки "ГРОМКОСТЬ" на абонентских аппаратах СПУ	— установить необходимую громкость и прослушать позывные радиомаяка.
(3) Общие указания по использованию "КУРС-МП" в режиме навигации	а) Каждый полукомплект настраивается на выбранный радиомаяк. Индикация отклонения от ЛЗП может производиться раздельно по приборам КВС и второго пилота от первого и второго полукомплектов.	
	б) В случае отказа одного полукомплекта другой полукомплект включается вручную. При этом на блоке управления этого полукомплекта устанавливается частота используемого радиомаяка, а на селекторе курса — ОЗМПУ участка маршрута.	
(4) Полет на радиомаяк и от радиомаяка	а) При полете на радиомаяк и от него "КУРС-МП" обеспечивает индикацию текущего магнитного азимута и курсового угла радиомаяка на ИКУ-1А. Отсчет магнитного азимута радиомаяка производится по показанию стрелки на подвижной шкале, а курсового угла радиостанции — на неподвижной шкале ИКУ-1А.	
	б) Для выполнения полета по заданной линии пути на радиомаяк или от него необходимо:	
	Выключатели "КУРС-МП" ПИТАНИЕ № 1, № 2" на верхнем электрощитке пилотов	— включить.
	Блоки управления	— установить частоту выбранного радиомаяка.
	Переключатель индикации ЗМПУ на селекторе курса	— установить в нижнее положение.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(4) Полет на радиомаяк и от радиомаяка (прод.)	Переключатели ИКУ-1А	— в положение "VOR-1" или "VOR-2".
	Переключатель "СПУ—РАДИО"	— в положение "РАДИО".
	Переключатель выбора вида радиосвязи на СПУ	— в положение "VOR-1" или "VOR-2".
	Селектор курса	— установить ОЗМПУ участка маршрута.
	При этом, если полет выполняется на радиомаяк, будет гореть светосигнальное табло "НА" если от радиомаяка — светосигнальное табло "ОТ".	
	Переключатель "КПП—НКП"	— в положение "КПП".
	Вертикальные планки НКП-4 и КПП-М	— укажут сторону расположения ЛЗП.
	Для выхода на ЛЗП довернуть самолет в сторону вертикальной планки НКП-4 (КПП-М) и следовать с полученным курсом до прихода вертикальной планки к центру шкалы.	
	После прихода вертикальной планки к центру шкалы взять курс, равный ОЗМПУ с учетом угла сноса, и пилотировать самолет так, чтобы удерживать вертикальную планку в пределах кружка.	
	в) Если экипаж уверен, что самолет следует точно по ЛЗП, а вертикальная планка НКП-4 (КПП-М) не находится в центре кружка, необходимо селектором курса установить ее в центр кружка и продолжать пилотировать самолет по вертикальной планке.	
	г) При изменении направления полета на 180° по тому же радиомаяку автоматически изменится и индикация направления полета на светосигнальном табло. ОЗМПУ при этом изменяется на обратный сменой положения переключателя индикации ЗМПУ (переключатель устанавливается в верхнее положение).	
	д) При полете на радиомаяк магнитный курс самолета будет отличаться от магнитного азимута радиомаяка на величину, равную сумме угла схождения меридианов, разности магнитных склонений места установки радиомаяка и места самолета, угла сноса и ошибки курсовой системы.	
(5) Заход на посадку по СП-50 и ILS	Перед выполнением захода на посадку по системам СП-50 и ILS необходимо:	
	— убедиться, что курсовая и глиссадные планки НКП-4 находятся в центре шкалы;	
	— включить питание "КУРС-МП";	
	— переключатели селектора радиосистем	— в положения: "СП-50" или "ILS", "ПОСАДКА", "1";
	— блоки управления	— установить частоту радиомаяка СП-50 или ILS;

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(5) Заход на посадку по СП-50 и ILS (прод.)	— переключатели ИКУ-1А — в положения: "АРК-1" и "АРК-2" или "VOR-1" и "VOR-2"; — убедиться в правильности выбора рабочей частоты прослушиванием позывных сигналов посадочных маяков через СПУ-7 (только при использовании системы ILS). Готовность полукомплектов "КУРС-МП" для работы с радиомаяками определяется по прекращению свечения курсовых ("К") и глиссадных ("Г") светосигнализаторов и закрытию курсового и глиссадного бленкеров на НКП-4. После входа самолета в зону курсового и глиссадного радиомаяков пилотирование осуществляется путем удержания курсовой и глиссадной планок НКП-4 в центре шкалы.
(6) Горят светосигнализаторы на селекторе радиосистем и светосигнальные табло. Открыты бленкеры приборов НКП-4 и КПП-М.	Заменить предохранители в "РК ПЕРЕМЕННОГО ТОКА" штурмана. Включить АЗС на правой панели АЗС штурмана.

0.4. НАВИГАЦИОННАЯ АВТОНОМНАЯ СИСТЕМА НАС-1А6К

(1) Описание.

а) Навигационная автономная система НАС-1А6К представляет собой комплекс радиолокационной доплеровской системы и электромеханического устройства, предназначенный для непрерывного измерения путевой скорости и угла сноса, счисления координат местоположения самолета и выдачи сигналов в автопилот для автоматического выдерживания самолета линии заданного пути (ЛЗП).

б) Основные данные. Диапазон измеряемых путевых скоростей равен 500—1100 км/ч.

Диапазон изменяемых углов сноса равен ±20°.

Среднеквадратичная погрешность:

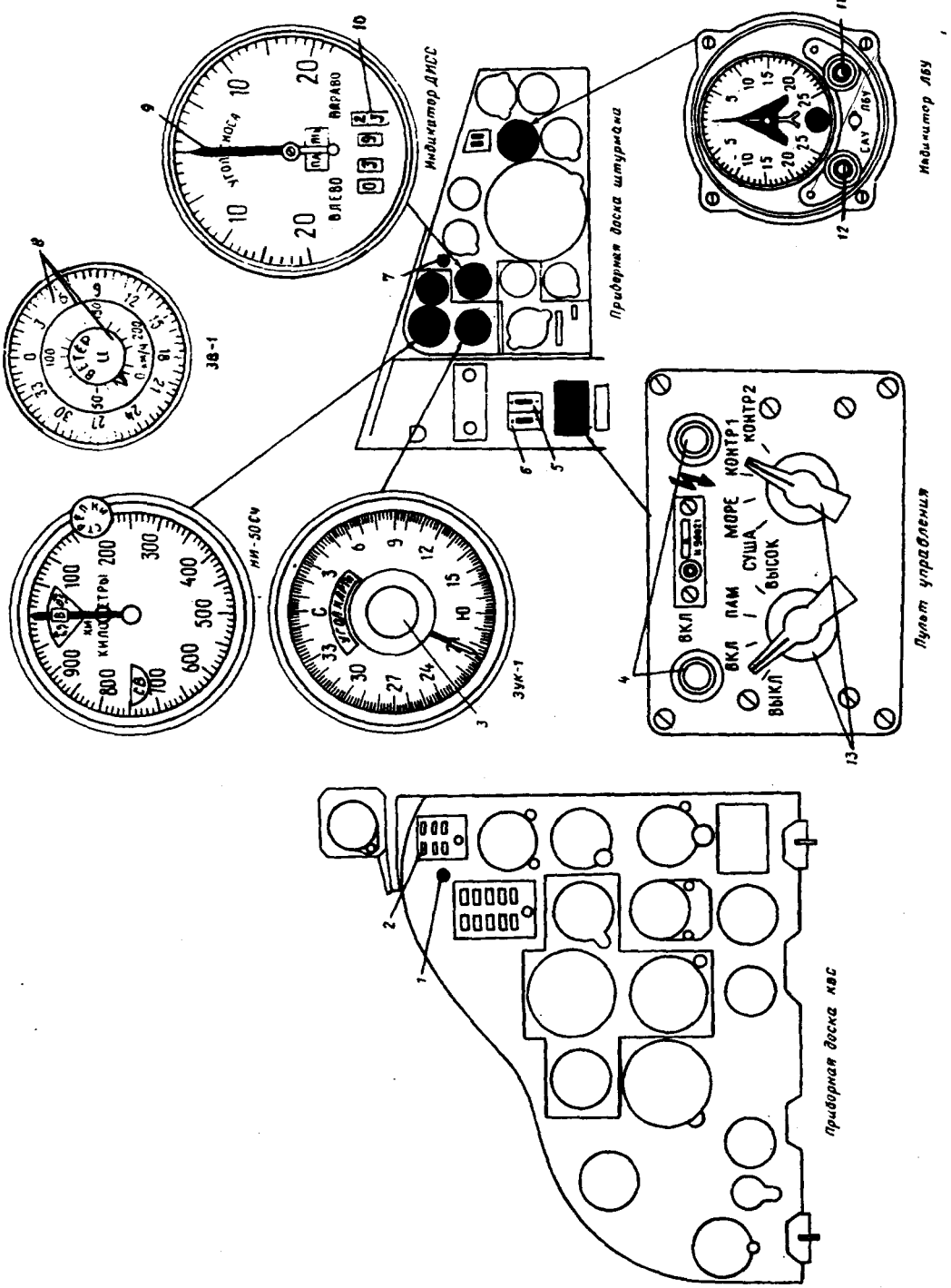
— по путевой скорости ±0,5% текущего значения W;
— по углу сноса ±20′.

Максимальная погрешность счисления пути ±3%.

Дальность счисления пути до 10 000 км.

При полете самолета с креном более 20°, при неисправности доплеровского измерителя, а также при полете над водной поверхностью с волнением менее 1—2 баллов, т.е. когда отсутствует доплеровская информация, система автоматически переключается в режим работы "ПАМЯТЬ".

При отсутствии доплеровской информации предусмотрен автономный режим работы АНУ-1 от датчика воздушной скорости и задатчика ветра. Отключение ДИСС и подключение задатчика ветра к АНУ осуществляются переключателем "АНУ ОТ НАС—АВТОНОМНО" в кабине штурмана.



Размещение приборов и органов управления НАС-1А6К:
1 — кнопка "АП-НАС"; *2* — светосигнальное табло "АП—НАС"; *3* — ручка задатчика путевого угла (угла карты); *4* — светосигнализаторы; *5* — переключатель режимов АНУ; *6* — выключатель счетчика координат; *7* — светосигнализатор "АП—НАС"; *8* — ручки задатчика ветра; *9* — стрелка УС; *10* — счетчик *W*; *11* — ручка ввода ЛБУ; *12* — ручка включения САУ; *13* — переключатели режимов

в) Комплект аппаратуры НАС-1А6К состоит из следующих элементов:

— доплеровского измерителя путевой скорости и угла сноса (ДИСС);
— индикатора путевой скорости (*W*) и угла сноса (УС);
— автоматического навигационного устройства АНУ-1, осуществляющего счисление пути самолета на основе информации от ДИСС, курсовой системы и датчиков воздушной скорости;
— блоков связи ДИСС и АНУ;
— блоков связи системы НАС-1А6К с автопилотом;
— индикатора линейного бокового уклонения (ЛБУ).

г) Управление системой НАС-1А6К и контроль за ее работой осуществляются штурманом, на рабочем месте которого размещены органы управления аппаратурой (РЛЭ, 6.5.2).

Включение питания системы производится переключением на пульте управления и контролируется по горению светосигнализатора "ВКЛ". Защита цепей питания выполнена по постоянному току 27 В с помощью АЗС-5 на панели АЗС штурмана, а по переменному току — с помощью предохранителя СП-10А, установленного на РК переменного тока 115 В 400 Гц.

(2) Эксплуатационные ограничения.

Работоспособность аппаратуры обеспечивается через 5 мин после ее включения.

При проверке аппаратуры на земле правый переключатель на ПУ устанавливать только в положение "КОНТР.1" или "КОНТР.2". В случае установки левого переключателя в положение "ВЫСОК" и правого переключателя в положение "СУША" или "МОРЕ" выходят из строя кристаллические детекторы.

Включать аппаратуру НАС-1А6К можно при подключении источников аэродромного электропитания и после запуска всех двигателей, а выключать — обязательно до останова двигателей.

Использовать систему в режиме "ПАМЯТЬ" можно не более 30 мин, по истечении этого времени необходимо перейти на автономный режим работы АНУ-1.

При полете в автоматическом режиме запрещается включать систему в режимы контроля и производить согласование курсовой системы в режиме "МК".

Перед подключением системы к автопилоту убедиться, что линейное боковое уклонение на индикаторе ЛБУ равно 0, а курс самолета равен величине ОЗМПУ, установленного на ЗУК-1.

При полете на высоте менее 400 м пользоваться системой не рекомендуется.

(3) Нормальная эксплуатация.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Перед запуском двигателей	Установить органы управления в исходное положение:	
	Левый переключатель на ПУ	— в положение "ВЫКЛ".
	Правый переключатель на ПУ	— в положение "КОНТР. 1" или "КОНТР. 2".
	Переключатель "АНУ ОТ НАС—АВТОНОМНО"	— в положение "АНУ ОТ НАС".
	Выключатель счетчика координат	— в положение "ВЫКЛ".

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Перед запуском двигателей (прод.)	Счетчик координат	— стрелки в положении "0".
	Индикатор ЛБУ	— стрелку в положение "0".
	Ручка включения САУ	— в крайнее положение против часовой стрелки.
	Задатчик путевого угла (угла карты)	— в нулевое положение.
(2) После запуска двигателей, а при наличии аэродромного источника электропитания, подключенного к самолету, — до запуска двигателей	Включить НАС-1А6К, проверить ее работоспособность и установить начальные координаты:	
	Левый переключатель на ПУ	— в положение "ВКЛ".
	При этом на ПУ загорится зеленый светосигнализатор "ВКЛ".	
	Левый переключатель на ПУ	— в положение "ПАМ".
	Через 5 мин после включения режима памяти на индикаторе ДИСС должны отрабатываться следующие значения:	
	W — в пределах 890—960 км/ч;	
	УС — в пределах 0°±40′.	
	Правый переключатель на ПУ	— в положение "КОНТР. 1".
	Левый переключатель на ПУ	— в положение "ВЫСОК".
	При этом загорится красный светосигнализатор с индексом *N*. Через 5 мин после включения высокого напряжения индикатор ДИСС покажет:	
	W=535 км/ч±3%;	
	УС=0°±1°.	
	Задатчик путевого угла (угла карты)	— установить ЗПУ, равный значению курса (от КС-8).
	Выключатель счетчика координат	— в положение "ВКЛ".
	При этом контрольный индекс "С" на счетчике будет вращаться против часовой стрелки, а индекс "В" будет неподвижен.	
	Правый переключатель на ПУ	— в положение "КОНТР. 2".
	При этом контрольные индексы "С" и "В" на счетчике будут вращаться против часовой стрелки. Скорость вращения индекса "С" значительно выше скорости вращения индекса "В". Через 5 мин после установки переключателя в положение "КОНТР. 2" показания индикатора ДИСС будут:	
	W=1008 км/ч±3%;	
	УС=9°±1°.	

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(2) После запуска двигателей, а при наличии аэродромного источника электропитания, подключенного к самолету, — до запуска двигателей (прод.)	Выключатель счетчика координат	— в положение "ВЫКЛ".
	Задатчик путевого угла (угла карты)	— установить ОЗМПУ первого участка маршрута.
	Счетчик координат	— установить стрелки "С" и "В" на нуль.
	Индикатор ЛБУ	— установить стрелку в положение "0".
	Ручка включения САУ	— в крайнее положение против часовой стрелки (выключить).
(3) На высоте полета 400 м	Правый переключатель на ПУ	— установить в положение "СУША" или "МОРЕ" (в зависимости от характера пролетаемой поверхности).
	При этом индикатор ДИСС начнет показывать путевую скорость и угол сноса.	
(4) Над ППМ первого участка маршрута	Выключатель счетчика координат	— в положение "ВКЛ".
	При этом счетчик координат начнет показывать координаты самолета, т.е. стрелка "С" будет отсчитывать расстояние, пройденное самолетом от ППМ, а стрелка "В" — боковое уклонение самолета от ЛЗП.	
(5) Выход на очередной участок маршрута при ручном управлении самолетом	а) На расстоянии до следующего ППМ, равном разности длины участка маршрута и величины линейного упреждения разворота (ЛУР), установить на ЗУК и на НКП-4 пилотов ОЗМПУ следующего участка маршрута.	
	При нулевом положении стрелки "В" на счетчике координат сообщить КВС в начале разворота на очередной участок маршрута.	
	б) ЛУР рассчитывается заранее по формуле: $$ЛУР = R \operatorname{tg} \frac{УР}{2},$$ где R — радиус разворота самолета, УР — угол разворота самолета с одного участка маршрута на другой.	
	в) На счетчике координат стрелку "В" установить на значение $$Z = ЛУР \sin УР.$$	
	г) В момент, когда самолет будет проходить траверз ППМ, стрелку "С" на счетчике координат установить на нуль.	
	д) После выхода самолета на ЛЗП стрелка "В" на счетчике координат должна установиться на нуль.	

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(6) Коррекция показаний счетчика координат	Стрелки координат установить на значения фактических координат, определенных с помощью других навигационных средств. Затем самолет довернуть на 2–5 ° в сторону ЛЗП, выйти на нее и, когда стрелка "В" придет на нуль, взять курс, рассчитанный для заданного участка маршрута.
(7) Коррекция курса самолета	Если при выполнении полета наблюдается систематическое боковое уклонение в одну и ту же сторону, то целесообразно выполнить коррекцию курса самолета, для чего: — наметить контрольный этап и определить его длину ($S_К$); — определить линейное боковое уклонение за время полета на контрольном этапе ($Z_К$); — рассчитать поправку в курс (ПК) по формуле: $ПК=arctg Z_К/S_К$; — установить значение поправки на шкале склонений УШ, а стрелку "В" счетчика координат на значения $Z_К$; если самолет уклоняется вправо, ПК имеет знак "плюс", влево — знак "минус"; — довернуть самолет на 2–5 ° в сторону ЛЗП, выйти на нее и, когда стрелка "В" придет на нуль, взять курс, рассчитанный для заданного участка маршрута.
(8) Выполнение автоматического полета	а) Перед выполнением автоматического полета органы управления НАС-1А6К необходимо установить в положения: Задатчик путевого угла (угла карты) — ОЗМПУ участка маршрута. НКП-4 пилотов — ОЗМПУ участка маршрута. Счетчик координат — стрелки "С" и "В" на нуль. Правый переключатель на ПУ — в положение "СУ-США" или "МОРЕ". Индикатор ЛБУ — стрелку в нулевое положение. Ручка включения САУ — в крайнее положение против часовой стрелки (выключить). Выключатель счетчика координат — в положение "ВЫКЛ". Переключатель "АНУ ОТ НАС—АВТОНОМНО" — в положение "АНУ ОТ НАС". б) Над ППМ или контрольным ориентиром подключить НАС-1А6К к автопилоту: Кнопка "АП-НАС" — нажать и отпустить.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(8) Выполнение автоматического полета (прод.)	Ручка включения САУ	— в крайнее положение по часовой стрелке (включить).
	При этом загорится зеленый светосигнализатор на приборной доске штурмана и светосигнальное табло на приборной доске КВС.	
	в) Выключатель счетчика координат	— в положение "ВКЛ".
	После этого самолет будет автоматически выполнять полет по ЛЗП.	
	г) Для выхода на очередной участок маршрута при подходе к ППМ на расстояние, равное ЛУР, необходимо установить:	
	Задатчик путевого угла (угла карты)	— ОЗМПУ следующего участка маршрута.
	НКП-4 пилотов	— ОЗМПУ следующего участка маршрута.
	Индикатор ЛБУ	— расчетное значение бокового уклонения относительно следующего участка маршрута.
	Счетчик координат	— координаты точки начала разворота относительно ППМ и следующего участка маршрута.
	После этого самолет автоматически начнет разворот и выйдет на заданный участок маршрута. Если после выхода самолета из разворота на ЛЗП стрелка индикатора ЛБУ не установилась на нуль, то необходимо отключить НАС-1А6К от автопилота и отрегулировать автопилот.	
	д) Коррекция координат местоположения самолета производится путем установки известного бокового уклонения на индикаторе ЛБУ и на счетчике координат. При отклонении самолета вправо от ЛЗП стрелку индикатора ЛБУ повернуть по часовой стрелке, при отклонении самолета влево — против часовой стрелки.	
	е) Для отключения НАС-1А6К от автопилота ручку включения САУ повернуть в крайнее положение против часовой стрелки, при этом погаснет зеленый светосигнализатор на приборной доске штурмана и светосигнальное табло на приборной доске КВС.	

(4) Неисправности.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) При включенной системе НАС-1А6К не горит светосигнализатор "ВКЛ" на ПУ	Включить АЗС-5 питания "НАС-1" на панели АЗС штурмана.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(2) При включенной системе светосигнализатор "ВКЛ" на ПУ горит, но аппаратура не работает	Заменить предохранитель СП-10А в "РК ПЕРЕМЕННОГО ТОКА".
(3) В режимах "КОНТР. 1", "КОНТР. 2" и "ПАМЯТЬ" (при включении режима на ПУ) неправильные показания путевой скорости и угла сноса	Не пользоваться показаниями НАС-1А6К.

0.5. НАВИГАЦИОННАЯ АВТОНОМНАЯ СИСТЕМА ДИСС-013-134 (М)

(1) Описание.

а) Навигационная автономная система ДИСС-013-134 (М) представляет собой комплекс радиолокационной доплеровской системы и электромеханического устройства, предназначенных для непрерывного измерения путевой скорости и угла сноса, счисления координат местоположения самолета и выдачи сигналов в автопилот для автоматического выдерживания самолетом линии заданного пути (ЛЗП).

б) Система ДИСС-013-134 (М) имеет следующие основные данные:

— диапазон измеряемых путевых скоростей 180—1300 км/ч;
— диапазон измеряемых углов сноса (0±30)°;
— удвоенные среднеквадратичные погрешности:
по путевой скорости 0,4% W;
по углу сноса 20′;
по счислению пути ±3%;
— дальность счисления пути до 10 000 км.

В АНУ-1 предусмотрен автономный режим работы от датчика воздушной скорости и задатчика ветра при отсутствии доплеровской информации. Подключение задатчика ветра к АНУ-1 осуществляется переключением "АНУ ОТ ДИСС—АВТОНОМНО", расположенным на приборной доске штурмана. На Ту-134Б задатчик ветра ЗВ-1 изъят.

в) В систему входят:

— доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса ДИСС-013 (блоки "ВЧ", "НЧ", индикатор, вентилятор);
— автоматическое навигационное устройство АНУ-1, осуществляющее счисление координат местоположения самолета на основе информации от ДИСС, курсовой системы и датчиков воздушной скорости;
— индикатор линейного бокового уклонения (ЛБУ);
— блок связи ДИСС с АНУ-1;
— блок связи системы ДИСС-013 с автопилотом.

Система ДИСС-013-134 (М) отличается от системы ДИСС-013-134 тем, что электромеханический индикатор путевой скорости и угла сноса заменяется электронным индикатором типа ИП-2/1 (см. 6.5.2), а блок связи БС-1 с рамой — блоком связи БС-1М с рамой.

г) Управление системой ДИСС-013-134 (М) и контроль за ее работой осуществляет штурман, на рабочем месте которого размещены органы управления аппаратурой (РЛЭ, 6.5.2).

Размещение органов управления аппаратурой системы ДИСС-013-134 (М) на УПД самолетов Ту-134А показано в РЛЭ, 6.5.1.

На Ту-134Б органы управления расположены на средней приборной доске.

Индикация координат местоположения самолета, счисленных в АНУ, производится на счетчике координат (НИ-50сч).

д) Включение питания системы производится выключателем "ДИСС—АНУ" и контролируется по горению светосигнализатор "П" на индикаторе ДИСС-0134 (М).

Защита цепей питания выполнена по постоянному току 27 В с помощью АЗС-10, а по переменному току — с помощью предохранителя СП-10, установленного на РК переменного тока 115 В 400 Гц.

(2) Эксплутационные ограничения.

Включать аппаратуру ДИСС-013-134(М) можно только после подключения источника аэродромного электропитания или запуска всех двигателей, а выключать — до останова двигателей.

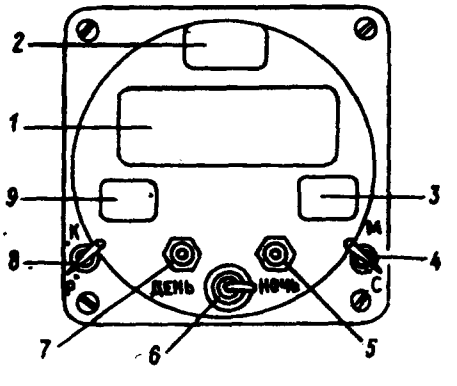
При углах крена самолета более 8–12°, а также при полете над водной поверхностью с волнением менее одного балла система автоматически переходит в режим "ПАМЯТЬ". При этом индикатор ДИСС указывает значения УС и *W*, предшествующие моменту перехода в режим "ПАМЯТЬ", и на индикаторе загорается светосигнализатор "П".

При полете в автоматическом режиме производить согласование курсовой системы в режиме МК запрещается.

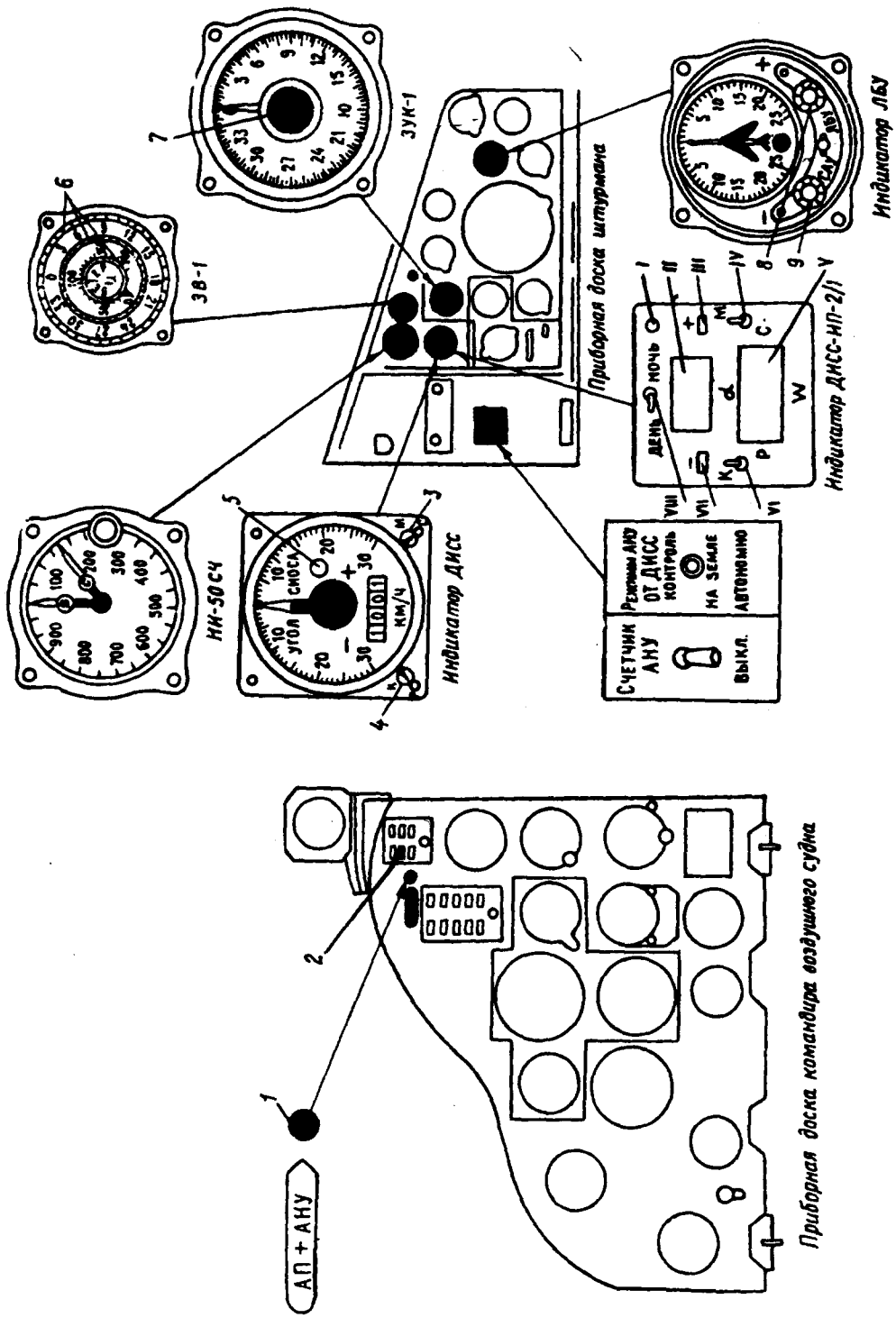
Перед подключением системы ДИСС-013-134 (М) к автопилоту убедиться, что:

— переключатель режимов работы АНУ установлен в положение "ОТ ДИСС" или "АВТОНОМНО";
— курс самолета примерно равен величине ЗПУ, установленного на ЗУК;
— линейное боковое уклонение на индикаторе ЛБУ равно нулю.

При проверке аппаратуры ДИСС-013-134 (М) на земле, а также при рулении самолета переключатель "ДЕНЬ—НОЧЬ" на индикаторе ИП-2/1 должен быть установлен в положении "НОЧЬ".



Индикатор ДИСС ИП-1:
1 — четырехразрядное цифровое табло угла сноса и путевой скорости; *2* — светосигнальное табло "П" (память); *3* — цифровое табло путевой скорости; *4* — переключатель "С—М" (суша — море); *5* — кнопка вызова путевой скорости; *6* — переключатель "ДЕНЬ—НОЧЬ"; *7* — кнопка вызова угла сноса; *8* — переключатель "К—Р" (контроль — работа); *9* — цифровое табло угла сноса



Размещение приборов и органов управления ДИСС-013-134 (ДИСС-013-134М с индикатором ИП-2/1):

1 — кнопка включения; *2* — светосигнальное табло "АП—ДИСС"; *3* — переключатель "М—С"; *4* — переключатель "К—Р"; *5* — бленкер "П"; *6* — ручка задатчика ветра; *7* — ручка задатчика путевого угла (угла карты); *8* — ручка ввода ЛБУ; *9* — ручка включения САУ.

I — светосигнальное табло "П" (память); II — трехразрядное цифровое табло угла сноса; III — светосигнальное табло знака положительных углов сноса; IV — переключатель "С—М" (суша—море); V — четырехразрядное цифровое табло путевой скорости; VI — переключатель "К—Р" (контроль—работа); VII — светосигнальное табло знака отрицательных углов сноса; VIII — переключатель "ДЕНЬ—НОЧЬ"

На самолетах вместо индикатора ИП-2/1 может быть установлен индикатор ИП-1.

Индикатор ИП-1 в отличие от индикатора ИП-2/1 имеет одно светосигнальное табло, на котором индикация параметров угла сноса или путевой скорости появляется примерно через 3 с после кратковременного нажатия кнопки с соответствующим обозначением на передней панели индикатора. Одновременно с этим на индикаторе загорается светосигнальное табло с обозначением индицируемого параметра (угла сноса или путевой скорости).

(3) Нормальная эксплуатация.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Перед запуском двигателей	Установить органы управления в исходное положение:	
	АЗС "ДИСС—АНУ"	— положение "ВЫКЛ".
	Переключатель режимов АНУ	— в положение "КОНТРОЛЬ НА ЗЕМЛЕ".
	Выключатель счетчика координат	— в положение "ВЫКЛ".
	Счетчик координат и индикатор ЛБУ	— стрелки в нулевое положение.
	Ручка включения САУ	— в крайнее положение против часовой стрелки.
	Задатчик путевого угла (угла карты)	— в нулевое положение.
(2) После запуска двигателей или перед запуском при питании бортсети от аэродромного источника	а) Включить систему, проверить ее работоспособность.	
	АЗС "ДИСС—АНУ"	— включить.
	При этом на индикаторе ДИСС загорится светосигнализатор "П" [на индикаторе ИП-2/1 (ИП-1) — светосигнальное табло "П" (память)].	
	Переключатель "К—Р" (Контроль—работа) на индикаторе ДИСС	— в положение "К".
	Через 3 мин на индикаторе ДИСС должны отработаться следующие значения:	
	W=(697±19) км/ч;	
	УС=(0±15)°.	
	Если включение системы производилось до запуска двигателей, то:	
	"АЗС ДИСС—АНУ"	— выключить.
	б) Установить начальные координаты:	
	Задатчик путевого угла (угла карты)	— ОЗМПУ первого участка маршрута.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(2) После запуска двигателей или перед запуском при питании бортсети от аэродромного источника (прод.)	Счетчик координат	— стрелки "В" и "С" на нуль.
	в) Установить переключатели в следующие положения:	
	Переключатель режимов АНУ	— в положение "ОТ ДИСС".
	Переключатель "К—Р"	— в положение "Р".
	Переключатель "М—С"	— в положение "М" или "С" в зависимости от предполагаемого маршрута полета (над сушей или морем).
	АЗС "ДИСС—АНУ"	— включить.
(3) Над ППМ первого участка маршрута	Выключатель счетчика координат	— в положение "СЧЕТЧИК АНУ".
	При этом счетчик координат начнет показывать координаты самолета, т.е. стрелка "С" будет отсчитывать расстояние, пройденное самолетом от ППМ, а стрелка "В" — боковое уклонение самолета от ЛЗП.	
(4) Выход на очередной участок маршрута при ручном управлении самолетом	а) На расстоянии до следующего ППМ, равном разности длины участка маршрута и величины линейного упреждения разворота (ЛУР), — установить на ЗУК и на НКП-4 пилотов ОЗМПУ следующего участка маршрута. При нулевом положении стрелки "В" на счетчике координат сообщить КВС о начале разворота на очередной участок маршрута.	
	б) ЛУР рассчитывается заранее по формуле: $$ЛУР = R \operatorname{tg} \frac{УР}{2},$$ где R — радиус разворота самолета; УР — угол разворота самолета с одного участка маршрута на другой.	
	в) На счетчике координат стрелку "В" установить на значение $$Z = ЛУР \sin УР.$$	
	г) В момент, когда самолет будет проходить траверз ППМ, стрелку "С" на счетчике координат установить на нуль.	
	д) После выхода самолета на ЛЗП стрелка "В" на счетчике координат должна установиться на нуль.	
(5) Коррекция показаний счетчика координат	Стрелки счетчика координат установить на значение фактических координат, определенных с помощью других навигационных средств. Затем самолет довернуть на 2–5 ° в сторону ЛЗП, выйти на нее и, когда стрелка "В" придет на нуль, взять курс, рассчитанный для заданного участка маршрута.	
(6) Коррекция курса самолета	Если при выполнении полета наблюдается систематическое боковое уклонение в одну и ту же сторону, то целесообразно выполнить коррекцию курса самолета, для чего:	

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(6) Коррекция курса самолета (прод.)	— наметить контрольный этап и определить его длину ($S_к$); — определить линейное боковое уклонение за время полета на контрольном этапе ($Z_к$); — рассчитать поправку в курс (ПК) по формуле: $ПК=\text{arctg}\, Z_к/S_к$; — установить значение поправки на шкале склонений УШ, а стрелку "В" счетчика координат — на значение $Z_к$; если самолет уклоняется вправо, ПК имеет знак "плюс", если влево, — знак "минус"; — довернуть самолет на 2–5 ° в сторону ЛЗП, выйти на нее и, когда стрелка "В" придет на нуль, взять курс, рассчитанный для заданного участка маршрута.	
(7) Выполнение автоматического полета	а) Перед выполнением автоматического полета органы управления ДИСС-013-134(М) необходимо установить в положения:	
	Задатчик путевого угла (угла карты)	— ОЗМПУ следующего участка маршрута.
	НКП-4 пилотов	— ОЗМПУ следующего участка маршрута.
	Счетчик координат	— стрелки "С" и "В" на нуль.
	Переключатель "М—С" на индикаторе ДИСС-013	— в положение "М" или "С".
	Переключатель "К—Р"	— в положение "Р".
	Индикатор ЛБУ	— стрелку в нулевое положение.
	Ручка включения САУ	— в крайнее положение против часовой стрелки (выключить).
	Выключатель счетчика координат	— в положение "ВЫКЛ".
	Переключатель режимов АНУ	— в положение "ОТ ДИСС".
	б) Над ППМ или контрольным ориентиром подключить ДИСС-013-134 (М) к автопилоту.	
	Ручка включения САУ	— в крайнее положение по часовой стрелке (включить).
	При этом загорится зеленый светосигнализатор на индикаторе ЛБУ и светосигнальное табло "АП-ДИСС" у КВС.	
	в) Выключатели счетчика координат	— в положение "СЧЕТЧИК АНУ".
	После этого самолет будет автоматически выполнять полет по ЛЗП.	

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(7) Выполнение автоматического полета (прод.)	г) Для выхода на очередной участок маршрута при подходе к ППМ на расстояние, равное ЛУР, необходимо установить: Задатчик путевого угла (угла карты) — ОЗМПУ следующего участка маршрута. НКП-4 пилотов — ОЗМПУ следующего участка маршрута. Индикатор ЛБУ — расчетное значение бокового уклонения относительно следующего участка маршрута. Счетчик координат — координаты точки начала разворота относительно ППМ и следующего участка маршрута. После этого самолет автоматически начнет разворот и выйдет на заданный участок маршрута. Если после выхода самолета из разворота на ЛЗП стрелка индикатора ЛБУ не установится на нуль, то необходимо отключить ДИСС-013-134 (М) от автопилота. Сообщить КВС о переходе на ручное управление самолетом и необходимости проверки автопилота.
	д) Коррекция координат местоположения самолета производится путем установки известного бокового уклонения на индикаторе ЛБУ и на счетчике координат. При отклонении самолета вправо от ЛЗП стрелку индикатора ЛБУ повернуть по часовой стрелке, при отклонении самолета влево — против часовой стрелки.
	е) Для отключения ДИСС-013-134 (М) от автопилота ручку включения САУ провернуть в крайнее положение против часовой стрелки. При этом погаснут зеленый светосигнализатор на индикаторе ЛБУ и светосигнальное табло "АП-ДИСС" у КВС.

(4) Неисправности.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) При включенной системе ДИСС-013-134(М) в режиме "Р" не горит светосигнализатор "П" на индикаторе (светосигнальное табло "П" на индикаторе ИП-2/1)	Заменить предохранитель СП-10А в "РК ПЕРЕМЕННОГО ТОКА".
(2) В режиме "К" показания путевой скорости и угла сноса неправильные	Перейти на режим работы "АНУ АВТОНОМНО", показаниями индикатора ДИСС не пользоваться.

0.6. РАДИОТЕХНИЧЕСКАЯ СИСТЕМА БЛИЖНЕЙ НАВИГАЦИИ РСБН-2с

(1) Описание.

а) Радиотехническая система ближней навигации РСБН-2с является бортовой аппаратурой, работающей вместе с наземными радиомаяками РСБН, и предназначена для определения азимута (А) и дальности (Д) от наземного радиомаяка до самолета.

Система позволяет решать следующие навигационные задачи:

— полет по заданной линии пути, совпадающей с любым азимутальным направлением, проходящим через точку установки наземного радиомаяка РСБН-2с; при этом обеспечивается возможность полета в направлении на радиомаяк или от него;
— полет по любому прямолинейному маршруту, не проходящему через точку установки наземного радиомаяка РСБН-2 (с использованием СРП);
— получение на индикаторе наземного радиомаяка отметки опознавания самолетов с указанием их местонахождения (азимут и дальность);
— заход на посадку по курсоглиссадной системе посадки.

Кроме того, система РСБН-2с имеет следующие режимы работы, не используемые в настоящее время в ГА:

— полет по орбите произвольного радиуса вокруг точки установки радиомаяка;
— пробивание облачности до выхода на глиссаду планирования, задаваемую посадочным радиомаяком.

б) Основные данные. Дальность действия системы РСБН-2с зависит от высоты полета и на высоте 10000 м должна составлять 320—340 км.

Погрешность определения азимута самолета ±0,25°.

Погрешность определения дальности самолета ±0,2 км.

Система обеспечивает одновременную работу по каналу азимута неограниченного числа самолетов, по каналу дальности — не более 100 самолетов.

в) Включение аппаратуры РСБН-2с и управление ею осуществляется штурманом (на Ту-134Б — бортмехаником). Индикация значений текущего азимута и дальности самолета относительно маяка осуществляется прямопоказывающими приборами дальности и азимута штурмана (ППДА-Ш) и пилота (ППДА-П).

В качестве нуль-индикаторов используются курсовые планки приборов НКП-4 у пилотов и прибора КПП-М у штурмана.

Подключение этих приборов к аппаратуре РСБН-2с производится в положении "РСБН" переключателя селектора радиосистем аппаратуры "КУРС-МП". При этом подключается НКП-4 КВС и, в зависимости от положения переключателя "КПП-НКП" на приборной доске второго пилота, подключается НКП-4 второго пилота или КПП-М штурмана.

Предусмотрена возможность подключения к аппаратуре РСБН-2с только курсовой планки прибора НКП-4 КВС в положении "РСБН/СП-50" переключателя селектора радиосистем "КУРС-МП".

Размещение органов управления и индикаторов РСБН-2с на приборных досках пилотов показано в РЛЭ, 6.5.2.

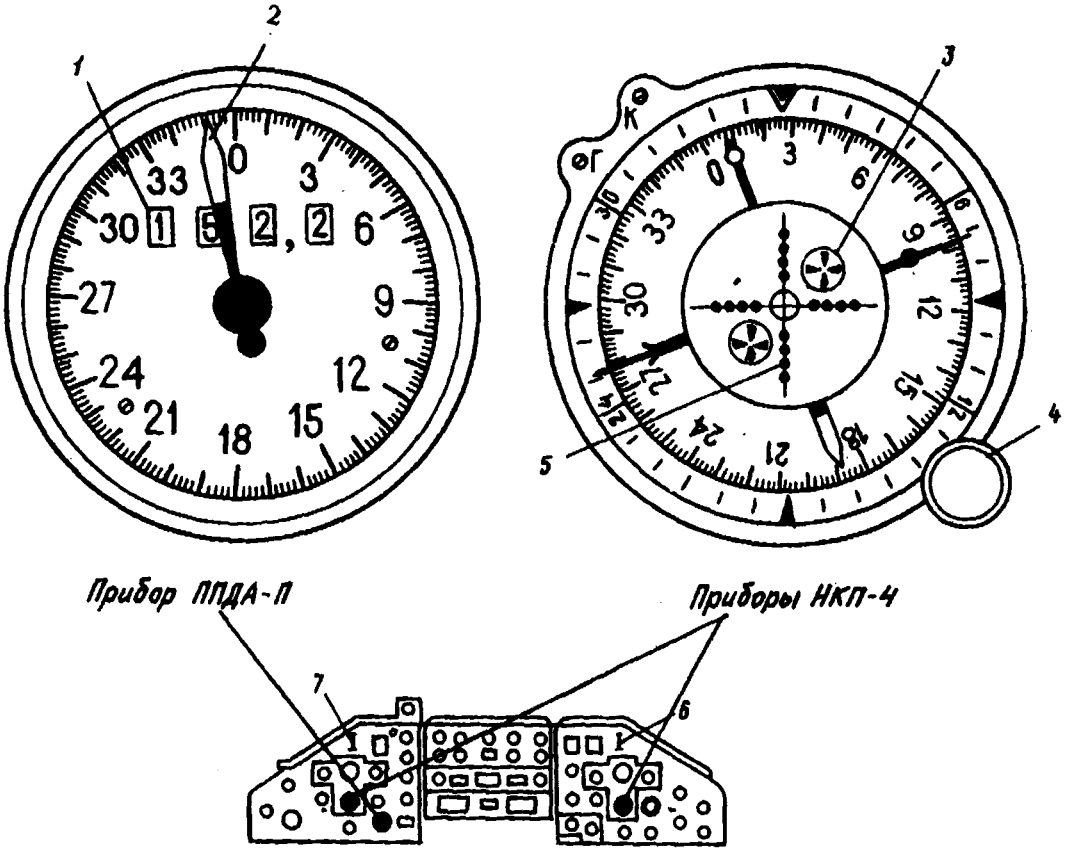
Размещение органов управления и индикаторов на приборной доске штурмана показано в РЛЭ, 6.5.2.

На Ту-134Б щиток управления и прибор ППДА-Ш размещены соответственно на правом боковом пульте и приборной доске второго пилота, а блок управления БУСРП изъят.

г) Для управления РСБН-2с используются следующие органы управления и сигнализации:

— щиток управления (ЩУ), обеспечивающий:

установку номеров каналов наземных маяков РСБН, выбор заданных значений азимута и дальности для осуществления нуль-вождения самолета;
контроль работы самолета по каналам азимута и дальности;



Приборные доски пилотов

Размещение органов управления и индикаторов систем РСБН-2с на приборных досках пилотов:
1 — счетчик дальности; *2* — стрелка азимута; *3* — бленкер курса; *4* — кремальера шкалы МК; *5* — курсовая планка; *6* — переключатель "КПП—НКП"; *7* — выключатель "ОПОЗНАВАНИЕ"

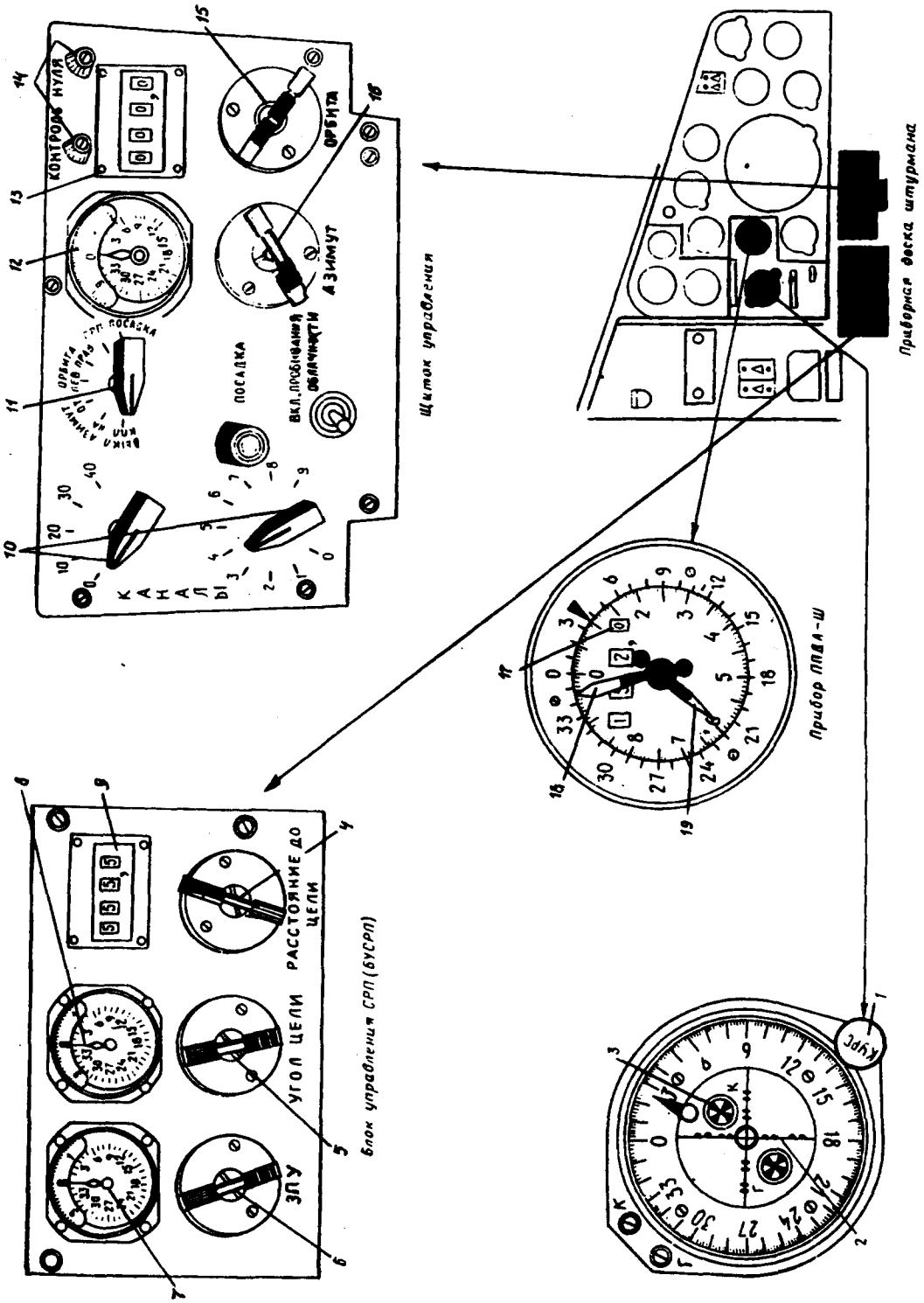
— блок управления счетно-решающим прибором (БУСРП) с органами управления, предназначенными для введения в систему СРП начальных навигационных данных: заданного истинного путевого угла — ЗИПУ, угла цели — азимута, расстояния до цели — дальности до ППМ или до контрольных точек (РЛЭ, 6.5.2);

— светосигнальное табло "ПОДЛЕТ К ЦЕЛИ", "ПРОЛЕТ ЦЕЛИ", "ПОТЕРЯ АЗИМУТА", "ПОТЕРЯ ДАЛЬНОСТИ", расположенные на приборных досках пилотов и штурмана, обеспечивающие световую сигнализацию соответствующих режимов работы или отказа системы;

— выключатель "ОПОЗНАВАНИЯ — СВОД" на приборной доске КВС, обеспечивающий подключение цепи опознавания РСБН-2с к штурвальным кнопкам "РАДИО". Сигнал опознавания передается одновременно с сигналами связи и принимается наземным индикатором кругового обзора.

д) Аппаратура РСБН-2с имеет встроенную систему контроля нулевых показаний.

Проверка осуществляется по показаниям прибора ППДА-Ш с помощью кнопок "КОНТРОЛЬ НУЛЯ" расположенных на щитке управления штурмана (РЛЭ, 6.5.2).



Размещение органов управления и индикаторов системы РСБН-2с на приборной доске штурмана:
1 — кремальера шкалы МК; *2* — курсовая планка; *3* — блинкер курса; *4, 15* — ручка установки расстояний; *5* — ручка установки угла цели; *6* — ручка установки ЗПУ; *7* — счетчик ЗПУ; *8* — счетчик угла цели; *9* — счетчик расстояний; *10* — ручки установки каналов; *11* — переключатель режимов; *12* — счетчик азимута; *13* — счетчик расстояний; *14* — кнопки контроля нуля; *16* — ручка "Азимут"; *17* — счетчик дальности; *18* — стрелка "АЗИМУТ ГРУБО"; *19* — стрелка "АЗИМУТ ТОЧНО"

Контроль нулевых показаний по каналу азимута осуществляется после "захвата" аппаратурой РСБН-2с сигналов наземного маяка. Контроль по каналу дальности выполняется без участия сигналов маяка.

е) Питание аппаратуры РСБН-2с осуществляется от бортовых сетей постоянного (27 В) и переменного (115 В 400 Гц) тока. Защита цепей питания по постоянному току и включение аппаратуры обеспечивается с помощью автомата защиты АЗС-10 "СВОД" на электрощитке штурмана, а по переменному току плавким предохранителем СП-10А в РК переменного тока у штурмана (РК 115 В). На Ту-134Б защита цепи РСБН-2с по постоянному току обеспечивается АЗС РСБН-2с, установленного на верхней радиопанели, а по переменному току плавким предохранителем в РК переменного тока 115 В.



Размещение кнопок «КОНТРОЛЬ НУЛЯ»

(2) Эксплуатационные ограничения.

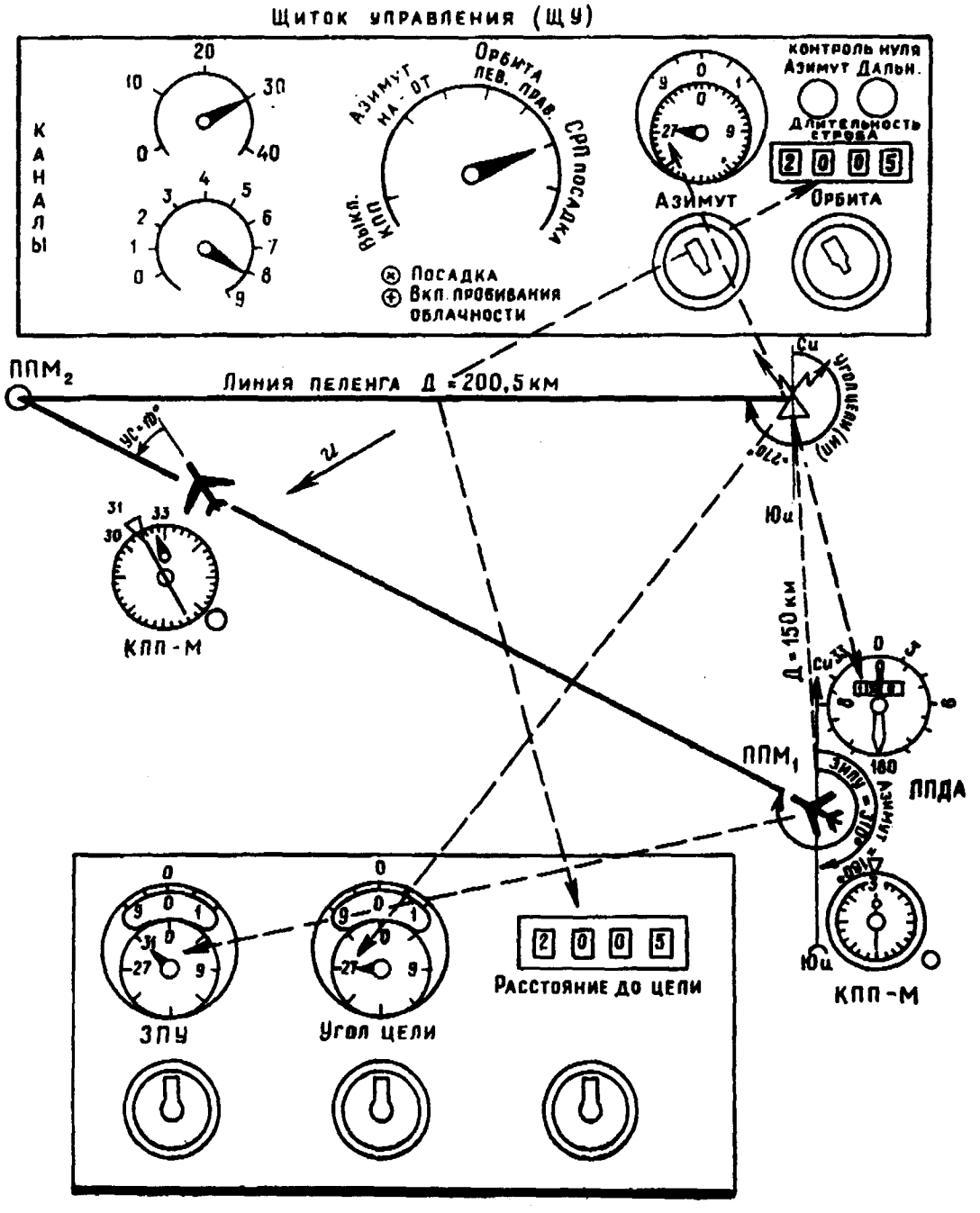
Включение РСБН-2С производить при подключенном аэродромном источнике электропитания постоянного (27В) и переменного (115 В 400 Гц) тока или после включения преобразователя ПО-4500 через 5—8 с, а выключение — перед выключением ПО-4500.

(3) Нормальная эксплуатация.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Включение и предполетная проверка	АЗС "СВОД"	— включить
	Переключатель рода работ на селекторе радиосистем "КУРС-МП"	— в положение "РСБН".
	Переключатель "КАНАЛЫ" на ЩУ	— установить номер канала наземного радиомаяка.
	Переключатель рода работ на ЩУ	— установить выбранный род работы ("АЗИМУТ ОТ", "АЗИМУТ НА", "СРП").
	Переключатель выбора вида радиосвязи абонентского аппарата СПУ	— в положение "СВОД".

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Включение и предполетная проверка (прод.)	Приборы НКП-4, КПП-М, светосигнализаторы и светосигнальные табло — убедиться в работоспособности аппаратуры.
(2) Контроль работы перед вылетом и в полете	После включения оборудования в течение 2—5 мин блоки измерения азимута и дальности находятся в режиме поиска сигналов радиомаяка. В этом режиме на приборах ППДА стрелки азимута и цифры дальности находятся в движении, бленкеры вертикальных планок приборов НКП-4 и КПП-М открыты (видны белые сектора) и горят светосигнализаторы потери дальности и азимута. После того как будут "захвачены" сигналы наземного радиомаяка, бленкеры вертикальных планок приборов НКП-4 и КПП-М закроются, светосигнализаторы дальности и азимута погаснут. Стрелки приборов ППДА будут показывать истинный азимут самолета, а счетчики — дальность от наземного радиомаяка. Прослушав позывные сигналы, убедиться, что установленный канал соответствует выбранному маяку. Кнопка контроля нуля на ЩУ "А—ДЛИТЕЛЬНОСТЬ СТРОБА А" — нажать кнопку "А—ДЛИТЕЛЬНОСТЬ СТРОБА А" и, удерживая ее, убедиться, что стрелка точного отсчета ППДА-Ш установилась на оранжевой контрольной цифре "1". Если стрелка не установится на цифре "1", то плавным вращением нажатой кнопки подвести стрелку к этой цифре. Оттянуть на себя кнопку "А—ДЛИТЕЛЬНОСТЬ СТРОБА А" и убедиться, что стрелка шкалы грубого отсчета прибора ППДА-Ш показывает значение азимута менее 10^{0}, а стрелка шкалы точного отсчета — в пределах от 4° до 5°. Кнопка контроля нуля на ЩУ "Д" — нажать кнопку "Д" и, удерживая ее, убедиться, что два правых диска счетчика прибора ППДА-Ш установились в положение "2,0 км". Если показания счетчика отличаются от указанных, то плавным поворотом нажатой кнопки добиться, чтобы в правом крайнем окне счетчика появилась оранжевая цифра "О".
(3) Полеты от радиомаяка и на радиомаяк	(а) Перед выполнением полета от радиомаяка и на радиомаяк необходимо: Переключатель "КАНАЛЫ" на ЩУ — установить рабочий канал. Переключатель рода работ на ЩУ — в положение "АЗИМУТ ОТ" или "АЗИМУТ НА".

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(3) Полеты от радиомаяка и на радиомаяк (прод.)	Ручка "АЗИМУТ"	— установить ЗИПУ при полете от радиомаяка или ЗИПУ — 180° при полете на радиомаяк. ЗИПУ снимается с карты относительно истинного меридиана, проходящего через радиомаяк.
	Переключатель "НКП — КПП"	— в положение "КПП".
	На НКП-4 и КПП-М	— установить ЗИПУ участка маршрута.
	Переключатель рода работ на селекторе радиосистем "КУРС-МП"	— в положение "РСБН".
	Переключатель вида радиосвязи абонентского аппарата СПУ	— в положение "СВОД".
	(б) Вертикальная планка НКП-4 (КПП-М) укажет сторону расположения ЛЗП. Для выхода на ЛЗП довернуть самолет в сторону перемещения вертикальной планки и следовать с этим курсом до тех пор, пока планка не установится в центре шкалы.	
	(в) После прихода вертикальной планки к центру шкалы взять курс, равный ЗИПУ с учетом угла сноса, и пилотировать самолет так, чтобы вертикальная планка удерживалась в пределах кружка.	
(4) Полет по произвольному маршруту	а) Для выполнения полета по произвольному маршруту необходимо:	
	Ручка "КАНАЛЫ" на ЩУ	— установить канал соответствующего радиомаяка.
	Ручка "РАССТОЯНИЕ ДО ЦЕЛИ" на БУСРП	— установить расстояние от радиомака до $ППМ_2$.
	Ручка "УГОЛ ЦЕЛИ" на БУСРП	— установить азимут от радиомаяка на $ППМ_2$.
	Ручка "ЗПУ" на БУСРП	— установить ЗИПУ участка маршрута.
	Переключатель режимов работы СРП на ЩУ	— в положение "СРП".
	Ручка "АЗИМУТ" на ЩУ	— установить азимут радиомаяка на контрольную точку или $ППМ_2$.
	Ручка "ОРБИТА" на ЩУ	— установить расстояние от радиомаяка до контрольной точки или $ППМ_2$.



Блок управления СРП (БУСРП)

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(4) Полет по произвольному маршруту (прод.)	На НКП-4 и КПП-М — установить ЗИПУ участка маршрута. Переключатель "КПП-НКП" — в положение "КПП".
	б) Полет по произвольному маршруту аналогичен полету от или на радиомаяк. Следует иметь в виду, что при полете в произвольном направлении азимут и дальность непрерывно изменяются. Поэтому, наблюдая за показаниями ППДА, необходимо: — в момент, когда текущий азимут соответствует азимуту контрольной точки, отсчитать текущую дальность и сравнить ее с дальностью контрольной точки; — в момент, когда текущая дальность соответствует дальности контрольной точки, отсчитать азимут и сравнить его с расчетным азимутом контрольной точки.
	в) По свечению красного светосигнализатора определять пролет контрольных точек и ППМ при установке на ЩУ азимута дальности до них.
	г) В случае уклонения самолета от заданного маршрута для выхода на ЛЗП необходимо: 1. Определить местоположение самолета по текущим координатам, снятым с ППДА, а также линейное боковое уклонение от ЛЗП. Линейное боковое уклонение легко определить, если на БУСРП были установлены координаты опорной точки (траверз) радиомаяка. В этом случае на БУСРП нужно вращать ручку "РАССТОЯНИЕ ДО ЦЕЛИ" до тех пор, пока вертикальные планки НКП-4 и КПП-М не придут в центр шкалы. После этого прочитать значение полученного расстояния до цели. Разность между отсчитанным расстоянием и расстоянием до опорной точки, которое было установлено ранее, и будет линейным боковым уклонением. 2. Вывести самолет на заданный ППМ или в другую точку на ЛЗП, для чего необходимо установить на БУСРП расстояние и азимут этой точки и вращением на БУСРП ручки "ЗПУ" привести вертикальные планки НКП-4 и КПП-М в центр шкалы. Полученный таким образом ЗПУ и будет заданным истинным путевым углом, который используется для выхода самолета в заданную точку на ЛЗП или на ППМ. 3. После выхода самолета на ЛЗП установить на НКП-4 и КПП-М ЗИПУ заданного участка маршрута, развернуть самолет на соответствующий курс и продолжать полет, удерживая вертикальные планки приборов в центре шкалы.
(5) Заход на посадку по ПРМГ-4 ("Катет-С") по планкам положения (для самолетов, доработанных в целях использования маяков ПРМГ-4 в режиме захода на посадку)	Перед выполнением захода необходимо: — убедиться, что курсовая и глиссадная планки НКП-4 находятся в центре шкалы; — переключатели селектора радиосистем "КУРС-МП" — в положение "РСБН", "ПОСАДКА";

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(5) Заход на посадку по ПРМГ-4 ("Катет-С") по планкам положения (для самолетов, доработанных в целях использования маяков ПРМГ-4 в режиме захода на посадку) (прод.)	— переключатель "КАНАЛЫ" на ЩУ и на щитке пилотов — установить рабочий канал посадки. После третьего разворота включить выключатель "ПОСАДКА" на щитке РСБН пилотов, при этом на нем и ЩУ должен загореться светосигнализатор "ПОСАДКА"; — убедиться в правильности выбора рабочего канала прослушиванием позывных сигналов. Готовность РСБН для работы с радиомаяками при захвате сигналов курса и глиссады определяется по погасанию светосигнализаторов "К" и "Г" на селекторе радиосистем "КУРС-МП" и по закрытию бленкеров курса на НКП-4 Заход и посадка по маякам ПРМГ осуществляются аналогично заходу и посадке по планкам положения с использованием системы типа СП.

(4) Неисправности.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Указатели ППДА-Ш и ППДА-П не индицируют азимут и дальность, но горят светосигнализаторы "А" (потеря азимута) и "Д" (потеря дальности)	Заменить предохранитель в "РК ПЕРЕМЕННОГО ТОКА" штурмана.
(2) Указатели ППДА-Ш и ППДА-П выдают показания с ошибкой	Откалибровать шкалы азимута и дальности кнопками на щитке управления.

0.7. САМОЛЕТНЫЙ РАДИОДАЛЬНОМЕР СД-67

(1) Описание.

а) Самолетный радиодальномер СД-67 предназначен для измерения наклонной дальности от самолета до наземного радиомаяка DME. При наличии в районе полетов совмещенных радиомаяков VOR—DME дальномер используется совместно с аппаратурой ближней навигации и посадки "КУРС-МП" для определения местоположения самолета в полярных координатах.

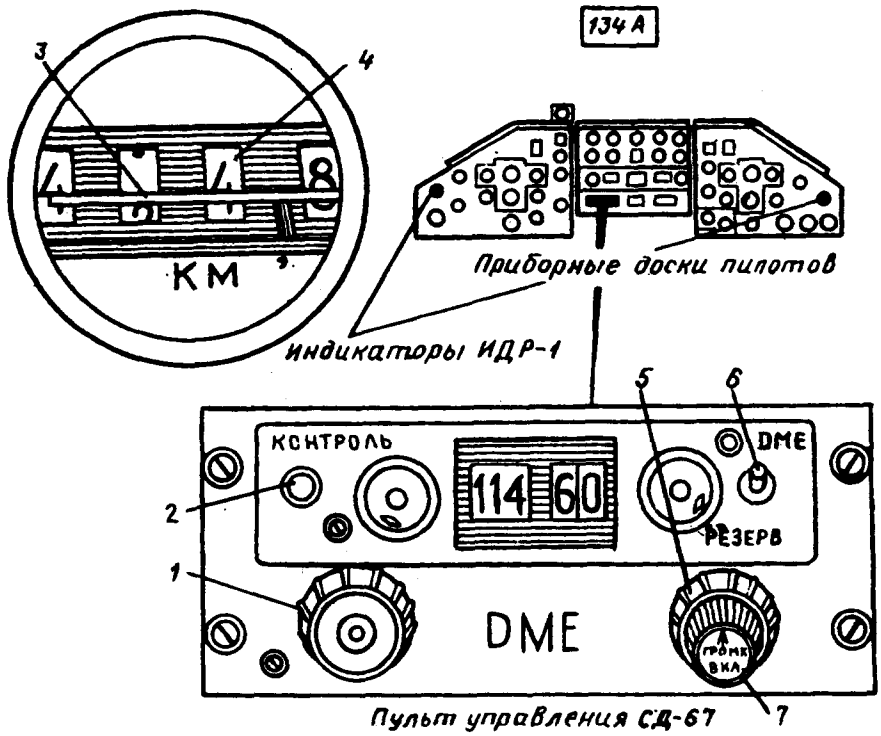
б) основные данные. Дальность действия радиодальномера СД-67 зависит от высоты полета самолета и на высоте 10 000 м должна составлять 320—340 км. Точность измерения дальности ±260 м ±0,05 % измеряемой дальности. Диапазон частот СД-67 — дециметровый. Число рабочих каналов — 252.

в) Включение радиодальномера и управление им осуществляется пилотами с пульта управления, размещенного в средней части приборной доски.

На самолетах с УПД пульт управления размещен в кабине штурмана рядом с его приборной доской (РЛЭ, 6.5.2).

г) Маяки системы DME имеют не только частотное разделение каналов, но и разные сигналы опознавания (в виде звуковых буквенных сигналов). Прослушивание сигналов опознавания осуществляется при установке переключателя выбора вида радиосвязи на абонентских аппаратах СПУ в положение "АРК-1", т.е. в то же положение, в котором прослушиваются позывные сигналы маяков VOR. При этом переключатели на обоих приборах ИКУ-1А и переключатели "ВЫХОД на УШ и СПУ" на приборной доске штурмана должны быть установлены в положение "VOR-1". При полете по совмещенным радиомаякам VOR-DME позывные сигналы этих маяков будут прослушиваться в телефонах слитно, в виде двух буквенных посылок. Громкость сигналов регулируется ручкой на пульте управления, служащей одновременно для включения аппаратуры. Индикаторами текущей дальности СД-67 являются три цифровых индикатора ИДР-1, установленные на приборных досках пилотов и штурмана.

Счетчик ИДР-1 имеет диапазон дальности 0—500 км с дискретностью 100 м. При неисправности СД-67 счетчик на ИДР-1 закрывается бленкером.



Размещение органов управления и индикаторов СД-67:
1 — переключатель каналов (до запятой); *2* — кнопка "КОНТРОЛЬ"; *3*— бленкер; *4* — счетчик дальности; *5* — переключатель каналов (после запятой); *6* — переключатель "DME — РЕЗЕРВ"; *7*— ручка включения СД-67 и РРГ

д) Аппаратура СД-67 имеет встроенную систему контроля, обеспечивающую на земле и в полете проверку работоспособности основных узлов дальномера. В исправном дальномере при нажатии кнопки "КОНТРОЛЬ" (пульт управления) на индикаторе ИДР-1 должно отрабатываться контрольное значение дальности (206,7±0,8) км, а в телефонах должны прослушиваться контрольные сигналы опознавания.

е) Питание СД-67 осуществляется от бортовой сети постоянного (27 В) и переменного (115 В 400 Гц) тока.

АЗС радиодальномера по постоянному току размещены на правой панели АЗС штурмана. Предохранители по переменному току 115 В 400 Гц размещены в "РК ПЕРЕМЕННОГО ТОКА" штурмана.

Размещение пульта управления и индикаторов СД-67 на самолете показано в РЛЭ, 6.5.2.

Размещение пульта управления и индикатора СД-67 на самолетах с УПД показано в РЛЭ, 6.5.1.

(2) Эксплуатационные ограничения.

а) В положении "РЕЗЕРВ" переключателя "DME — РЕЗЕРВ" на пульте управления радиодальномер СД-67 не работает, а находится в подготовленном и прогретом состоянии.

б) При кренах самолета более 5° возможно кратковременное пропадание показаний дальности из-за затенения антенны дальномера плоскостью крыла самолета.

(3) Нормальная эксплуатация.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Перед выруливанием и в полете	АЗС	— включить.
	Переключатель выбора вида радиосвязи аппарата СПУ	— в положение "VOR-1".
	Переключатель "АРК-1" на ИКУ-1А и на приборной доске штурмана	— в положение "VOR-1".
	Ручки установки каналов на ПУ	— установить частоту радиомаяка аэродрома.
	Переключатель "DME—РЕЗЕРВ"	— в положение "DME".
	Ручку включения СД-67 и РРГ на ПУ	— включить и установить требуемую громкость.
(2) Проверка работоспособности	Кнопка "КОНТРОЛЬ" на ПУ	— нажать.
	При этом на ИДР-1 отработается дальность (206,7±0,8) км и в телефонах пилотов появится звуковой сигнал частотой 1350 Гц.	

(4) Неисправности.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Отсутствуют показания дальности. Счетчики приборов ИДР-1 закрыты бленкерами	Включить АЗС питания по постоянному току. Заменить предохранитель по переменному току.
(2) При нажатии кнопки "Контроль" на ПУ на индикаторе ИДР-1 не отрабатывается контрольное значение дальности (206,7±0,8) км	Не пользоваться показаниями СД-67.

6.5.3.

СИСТЕМА БСУ-ЗП

6.5.3. СИСТЕМА БСУ-3П

0.1. ОПИСАНИЕ

(1) Общие сведения.

Бортовая система управления заходом на посадку БСУ-3П предназначена для решения следующих задач:

— автоматический и директорный режим управления самолетом при заходе на посадку по сигналам радиотехнических систем СП-50М или ILS категории ИКАО до высоты 60 м (по курсу — с начала четвертого разворота, по продольному каналу — с момента входа в глиссаду);
— автоматическая стабилизация углового положения самолета в пространстве и барометрической высоты полета, а также управление самолетом через автопилот во всем диапазоне эксплуатационных высот и скоростей, начиная с высоты 400 м;
— автоматическое управление самолетом при маршрутном полете по маякам VOR.

Система БСУ-3П позволяет осуществлять комбинированное управление самолетом при заходе на посадку:

— по курсу — автоматически, по глиссаде — по директорной стрелке;
— по курсу — по директорной стрелке, по глиссаде — автоматически.

Возможно также сочетание автоматического управления по одному каналу с пилотированием по планке положения — по другому каналу.

(2) Основные тактико-технические характеристики БСУ-3П.

а) Питание блоков системы по постоянному току напряжением (27±2,7) В, по переменному току напряжением (36±1,6) В частотой (400±8) Гц.

б) Точность стабилизации самолета автопилотом в горизонтальном полете:

— по курсу и тангажу ± 0,5°;
— по крену ±1°;
— по высоте ±25 м;
— по вертикальной скорости ±1 м/с.

в) Координированный разворот:

— крен самолета при отклонении рукоятки "РАЗВОРОТ":
до 1 упора — (15±2)°;
до 2 упора — (22,5±2,5)°;
— отклонение шарика указателя скольжения — 0,5 диаметра;
— вертикальная скорость ±1,5 м/с.

г) Точность выхода самолета в районе БПРМ относительно равносигнальных зон курса и глиссады не хуже:

— по курсу ±30 м;
— по глиссаде ±7,5 м.

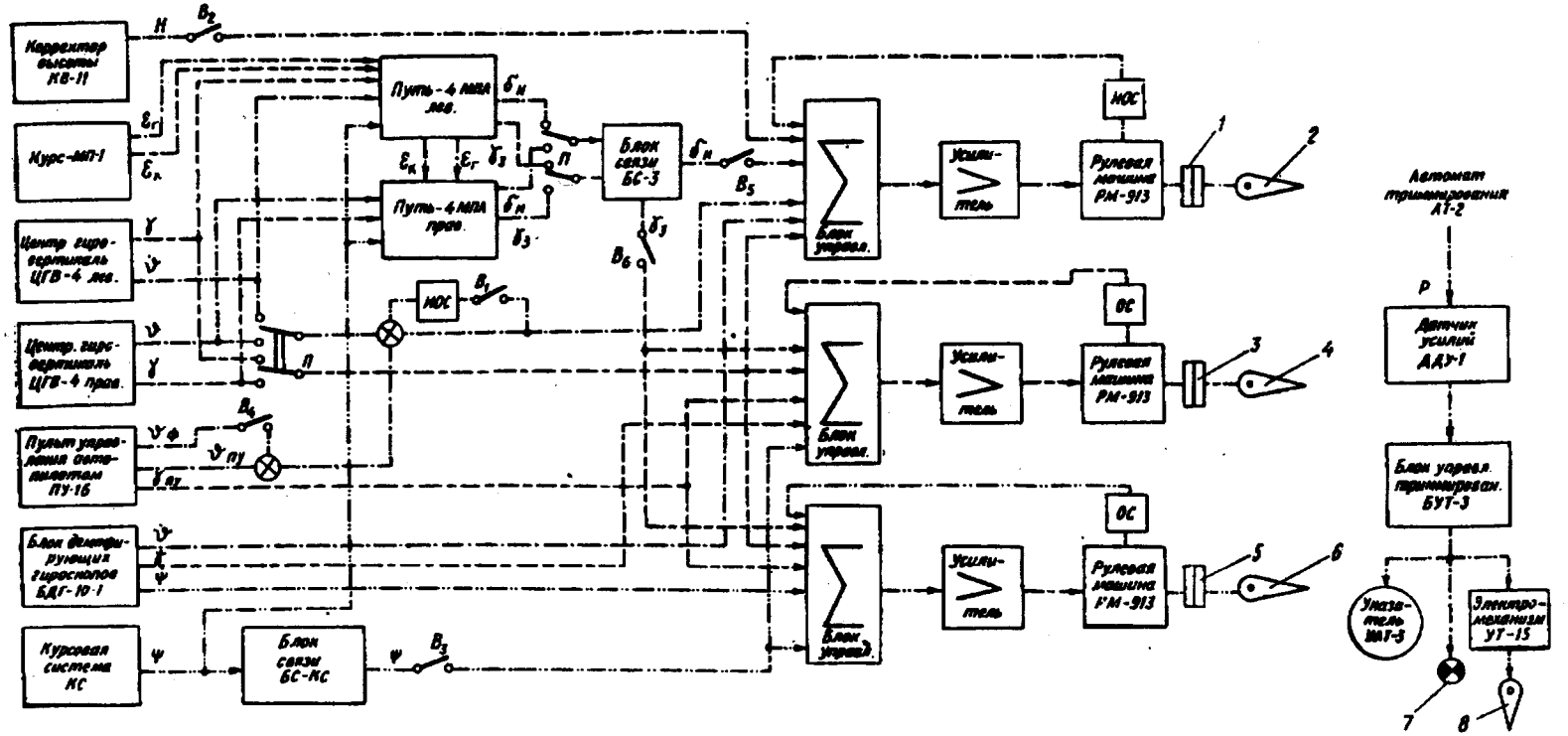
д) Точность стабилизации самолета при автоматическом полете по маяку VOR на дальностях 30—160 км не хуже ±5 км относительно ЛЗП.

(3) Система БСУ-3П состоит из следующих составных частей:

— пилотажно-навигационная система "ПУТЬ-4МПА";
— автопилот АП-6ЕМ-3П;
— автомат триммирования АТ-2 в канале руля высоты.

На самолетах, оборудованных БКК-18:

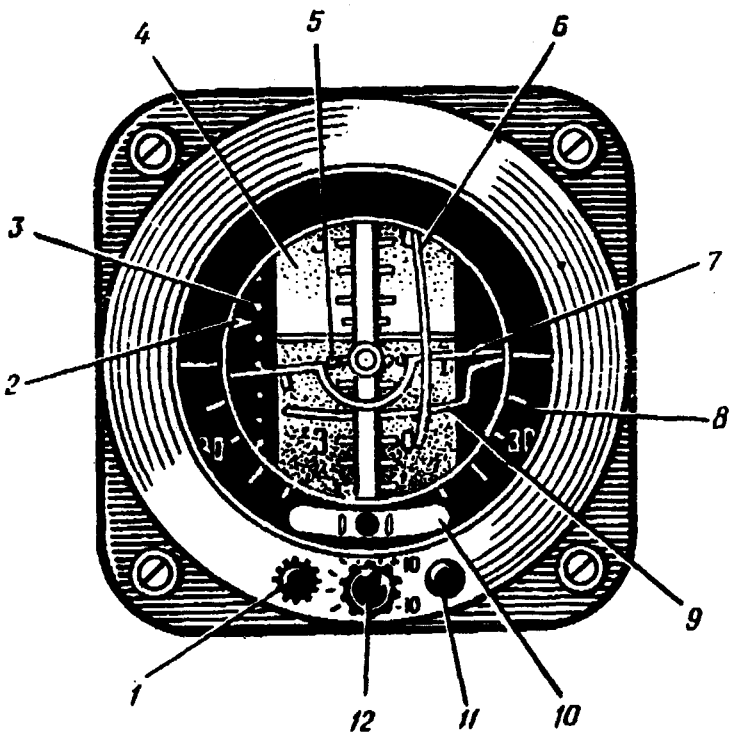
— эксплуатацию БСУ-3П производить с учетом требований разд. 6.5.1;
— взамен пилотажных приборов ПП-1ПМ установлены приборы ПП-75;



Структурная схема системы БСУ-ЗП:
1, 3, 5 — муфта; *2* — руль высоты; *4* — элерон; *6* — руль направления; *7* — светосигнализатор "Отказ АТ"; *8* — триммер руля высоты

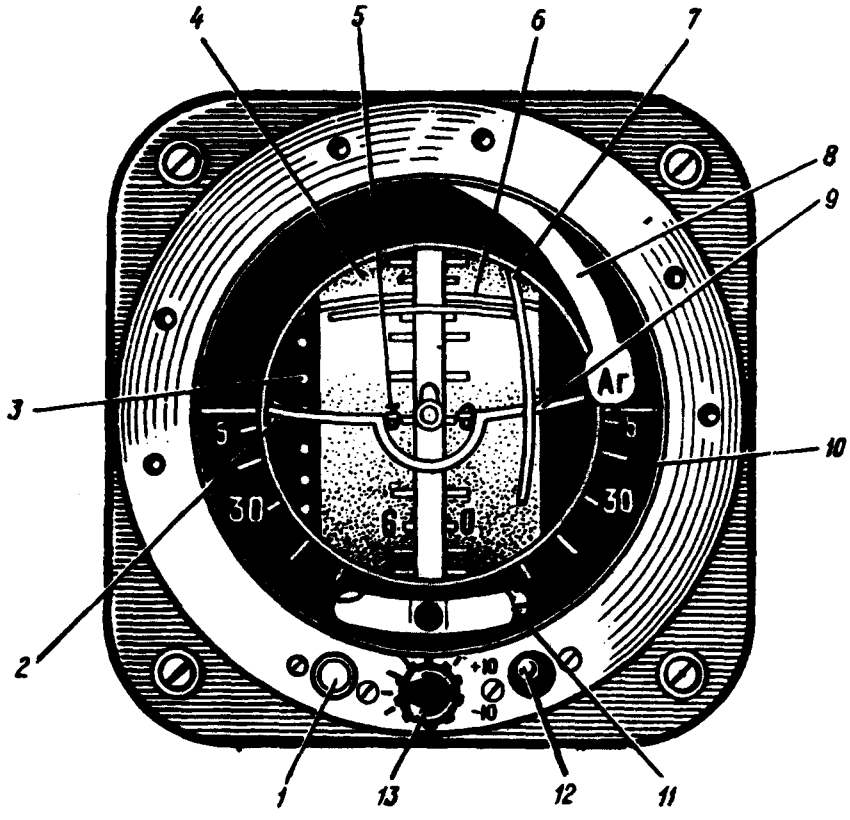
Условные обозначения:

γ — крен; θ — тангаж; ψ — курс; H — высота; $\dot{\gamma}$, $\dot{\upsilon}$, $\dot{\psi}$ — угловая скорость по крену, тангажу, курсу; $\varepsilon_г$ — отклонения от глиссады; $\varepsilon_к$ — отклонения от курса; $\delta_н$ — команда по тангажу; $\gamma_з$ — заданный крен; П — переключатель ЦГВ; ИОС — изодромная обратная связь; B_1 — включен при стабилизации высоты и при полете по глиссаде; B_2 — включен при стабилизации высоты; B_3 — включен при стабилизации курса; B_4, B_5 — включены при полете по глиссаде; B_6 — включен при заходе на посадку с начала 4-го разворота и по сигналам "VOR"



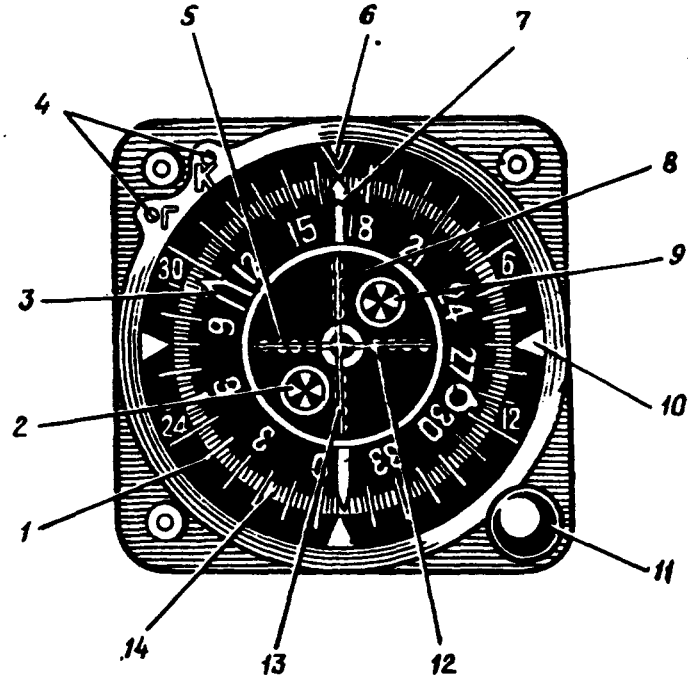
Пилотажный прибор ПП-1ПМ:

1 — сигнализатор подключения автопилота к данному полукомплекту системы; *2* — указатель глиссады; *3* — шкала указателя глиссады; *4* — шкала указателя тангажа; *5* — указатель тангажа; *6* — командная стрелка бокового движения; *7* — указатель крена; *8* — шкала крена; *9* — командная стрелка продольного движения; *10* — указатель скольжения, *11* — кнопка; *12* — ручка установки начального тангажа



Пилотажный прибор ПП-75:

1 — сигнализатор подключения автопилота к данному полукомплекту системы; *2* — указатель глиссады; *3* — шкала указателя глиссады; *4* — шкала указателя тангажа; *5* — указатель тангажа; *6* — командная стрелка продольного движения; *7* — командная стрелка бокового движения; *8* — бленкер отказа авиагоризонта; *9* — указатель крена; *10* — шкала крена; *11* — указатель скольжения; *12* — кнопка; *13* — ручка установки начального тангажа



Навигационный курсовой прибор НКП-4:

1 — шкала курсовых углов радиостанции; *2* — бленкер глиссады; *3* — указатель заданных курсов; *4* — корректоры магнитно-электрических систем; *5* — шкала зоны курса; *6* — неподвижный индекс отсчета курсов; *7* — указатель курсовых углов радиостанции; *8* — планка курса; *9* — бленкер курса; *10* — три дополнительных индекса для удобства построения предпосадочного маневра; *11* — кремальера; *12* — планка глиссады; *13* — шкала глиссады; *14*— шкала курсов

— светосигнальное табло "ЦГВ", автоматический контроль сравнения левой и правой ЦГВ по крену и тангажу в блоке БКГ-1 и нейтральное положение переключателя ЦГВ — исключены. Исходное положение переключателя ЦГВ — "ЦГВ ЛЕВ". При этом происходит сравнение показаний левой ЦГВ и АГД-1С. При установке переключателя ЦГВ в положение "ЦГВ ПРАВ" (в случае выпадания флажка на ПП-7*5* командира воздушного судна) происходит сравнение показаний правой ЦГВ и АГД-1С. В режимах автоматического управления при отказах АГД-1С, вызывающих рассогласование с ЦГВ-4 по крену на 10° или по тангажу на 5°, соответствующий канал автопилота отключается.

ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ. ПРИ ОТКАЗЕ АГД-1С ДОЛЖНЫ ГОРЕТЬ СВЕТОСИГНАЛЬНОЕ ТАБЛО "ОТКАЗ АГД" И СВЕТОСИГНАЛИЗАТОР НА АГД-1С; АВТОПИЛОТ ВКЛЮЧАТЬ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА "ПУТЬ-4МПА"

Система предназначена для обеспечения:

— управления самолетом по командным стрелкам пилотажных приборов ПП-1ПМ при заходе на посадку с момента четвертого разворота;

— выдачи командных сигналов в автопилот АП-6ЕМ-ЗП через блок связи БС-3 в режиме автоматического захода на посадку и в режиме автоматического полета по маякам VOR;

— индикации основных параметров положения самолета.

Система "ПУТЬ-4МПА" представляет собой комплекс взаимосвязанных агрегатов, необходимых для формирования сигналов управления самолетом и выдачи их пилоту в виде отклонения командных стрелок пилотажных приборов ПП-1ПМ.

Приборы ПП-1ПМ и НКП-4 в полете используются как индикаторы соответствующих параметров положения самолета. Пилотирование в директорном режиме захода на посадку осуществляется по командным стрелкам приборов ПП-1ПМ. Командные стрелки дают команду на создание крена и тангажа определенной величины для вывода самолета на заданную курсовым и глиссадным радиомаяками траекторию полета.

При выдерживании командных стрелок в пределах центрального кружка прибора ПП-1ПМ самолет выходит на заданную траекторию либо удерживается на ней.

При заходе на посадку по командным стрелкам система "ПУТЬ-4МПА" учитывает угол сноса до величины 20°, что обеспечивает полет самолета по заданной траектории с подобранным углом упреждения.

В случае автоматического управления самолетом при заходе на посадку и при полете по маякам VOR командные сигналы, вырабатываемые в системе "ПУТЬ-4МПА", выдаются в автопилот через блок связи БС-3.

АВТОПИЛОТ АП-6ЕМ-3П

Автопилот обеспечивает:

— стабилизацию угловых положений самолета вокруг центра тяжести на всех эксплуатационных режимах полета самолета, начиная с высоты 400 м, в том числе при разгоне и торможении;
— стабилизацию центра тяжести самолета относительно заданной траектории, используя сигналы корректора высоты и команд пилотажно-навигационной системы "ПУТЬ-4МПА".

В маршрутном полете автопилот АП-6ЕМ-3П, используя сигналы гировертикали, корректора высоты, курсовой системы и датчика угловых скоростей по крену, курсу и тангажу, стабилизирует крен, курс, тангаж самолета и барометрическую высоту полета.

При управлении рукоятками "РАЗВОРОТ" или "СПУСК—ПОДЪЕМ" пульта управления пилот может ввести самолет в крен до 22° или изменить угол тангажа на величину до 10°, т.е. может выполнять маневрирование в горизонтальной и вертикальной плоскостях. В процессе построения предпосадочного маневра при выпуске шасси и закрылков в режиме стабилизации высоты автопилот стабилизирует исходную высоту полета.

Выпуск закрылков на 20° и довыпуск их на 30° или 38° под автопилотом сопровождается некоторым уменьшением скорости и кратковременным увеличением высоты до 30 м.

В автоматическом режиме захода на посадку управление самолетом в боковом и продольном движении осуществляется автопилотом по сигналам управления, выдаваемым пилотажно-навигационной системой и датчиками автопилота.

В автоматическом полете по маршруту по маякам VOR управление самолетом в боковом движении осуществляется автопилотом по сигналам управления, выдаваемым пилотажно-навигационной системой и датчиками автопилота.

При включенном автопилоте предусмотрены следующие меры обеспечения безопасности полета:

а) Отключение автопилота пилотом:

— кнопками быстрого отключения, расположенными на штурвалах обоих пилотов;
— выключателями "ПОДГ. АП" или "ПОПЕР" и "ПРОД" на пульте управления автопилота;
— пересиливанием рулевых машин; при этом автопилот отключается через 1,5 с блоком контроля БК-4; усилия пересиливания по рулю высоты 30—45 кгс, по элеронам — 15—30 кгс.

б) Ограничение отклонения рулей:

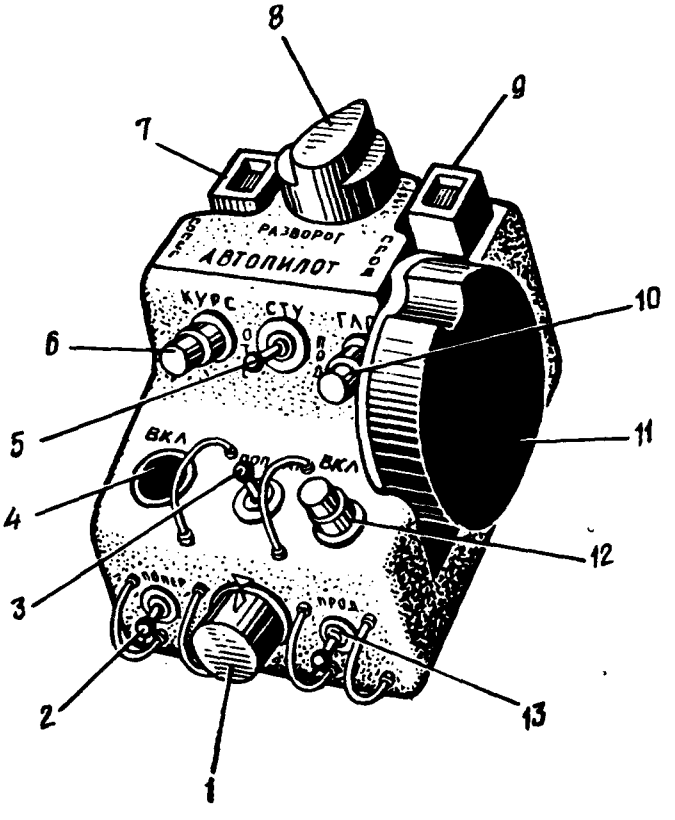
— "плавающим" концевым ограничителем руля высоты;
— фиксированными концевыми выключателями;
— ограничением тяговых усилий рулевых машин.

в) Проверка пилотом исправности блоков контроля БК-4 и БК-6 от кнопки "ТЕСТ—КОНТРОЛЬ".

г) Автоматическое отключение бокового канала автопилота при крене самолета более 35° на высоте более 200 м и при крене 15° на высоте менее 200 м (переключение диапазонов происходит через 50 с после нажатия кнопки "ГЛИСС").

д) Автоматическое отключение продольного канала автопилота от системы сигнализации "М ВЕЛИКО" или "СКОРОСТЬ ВЕЛИКА".

е) Автоматические контроль работы и отключение автопилота системой контроля.



Пульт управления автопилотом:

1 — рукоятка "КРЕН"; *2* — выключатель поперечной (боковой) стабилизации; *3* — выключатель "ПОДГ. АП"; *4* — кнопка "ВКЛ. АП"; *5* — выключатель "СТУ"; *6* — кнопка-лампа "КУРС"; *7* — бленкер поперечной (боковой) стабилизации; *8* — рукоятка "РАЗВОРОТ"; *9* — бленкер продольной стабилизации; 10 — кнопка-лампа "ГЛИСС"; *11* — рукоятка "СПУСК—ПОДЪЕМ"; *12* — кнопка-лампа "ВКЛ. КВ"; *13* — выключатель продольной стабилизации

АВТОМАТ ТРИММИРОВАНИЯ АТ-2

Автомат АТ-2 обеспечивает индикацию и автоматическое снятие усилий в системе управления рулем высоты, возникающих при изменении режима полета и центровки самолета.

При включенном выключателе "ОТКЛЮЧЕНИЕ ТРИММЕРА РВ" автомат триммирования включается одновременно с включением продольного канала автопилота и работает на протяжении всего полета под автопилотом. При выполнении автоматического захода на посадку автомат триммирования отключается одновременно с отключением автопилота кнопкой быстрого отключения.

СИСТЕМА КОНТРОЛЯ БСУ-ЗП

Система контроля предназначена для предотвращения выхода самолета на опасные режимы полета при автоматическом управлении путем своевременного отключения отказавшего канала автопилота с выдачей пилотом светового и звукового сигналов.

Структурная схема системы контроля продольного канала БСУ-3П приведена в РЛЭ, 6.5.3.

При быстром отказе автопилота, вызывающем перекладку руля с максимальной скоростью, для определения отказа используется продолжительность действия управляющего импульса с усилителя на рулевую машину автопилота.

При исправном автопилоте время действия управляющего импульса не превышает 0,2 с. Действие управляющего импульса более 1,5 с приводит к отключению неисправного канала автопилота (от реле времени 1,5 с).

Для предотвращения "ложных" отключений автопилота при парировании различных возмущений (включение кнопки-лампы "ГЛИСС", управление рукоятками "СПУСК—ПОДЪЕМ" и "РАЗВОРОТ") предусмотрена логическая коррекция аналогового устройства (контакты $2P_1$ и $2P_2$).

При правильном отклонении руля (в сторону уменьшения величины управляющего импульса) размыкается контакт $2P_1$ или $2P_2$ и отключается управляющий импульс от реле времени 1,5 с.

В случае медленного ухода самолета от заданной траектории неисправный канал автопилота отключается через 2,5 с действия порогового значения контрольного сигнала (через реле времени 2,5 с). Для предотвращения "ложных" отключений автопилота в этом случае используется вторая логическая коррекция, которая при правильном отклонении руля самолета через контакты $1P_3$ и $1P_4$ отключает контрольный сигнал от реле времени 2,5 с.

В целях уменьшения перегрузок при отказах автопилота с резкой перекладкой руля высоты введен "плавающий" ограничитель отклонения руля высоты. Сигнал с датчика ДОР-1 подается на магнитный усилитель системы контроля. Усилитель срабатывает (реле P_5, P_6) и через контакты $1P_5$ или $1P_6$ разрывает управляющий импульс с усилителя автопилота на рулевую машину, вызывая тем самым останов руля высоты и ограничивая отклонение его 3,5°.

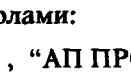
Для увеличения эффективности управления самолетом при работе рукояткой "СПУСК—ПОДЪЕМ" или при включении кнопки-лампы "ГЛИСС" предусмотрена коррекция, отключающая "плавающий" ограничитель путем снятия напряжения 27 В с реле P_5 и P_6 контактом рукоятки "СПУСК—ПОДЪЕМ" или контактом реле P_7 (на 5 с).

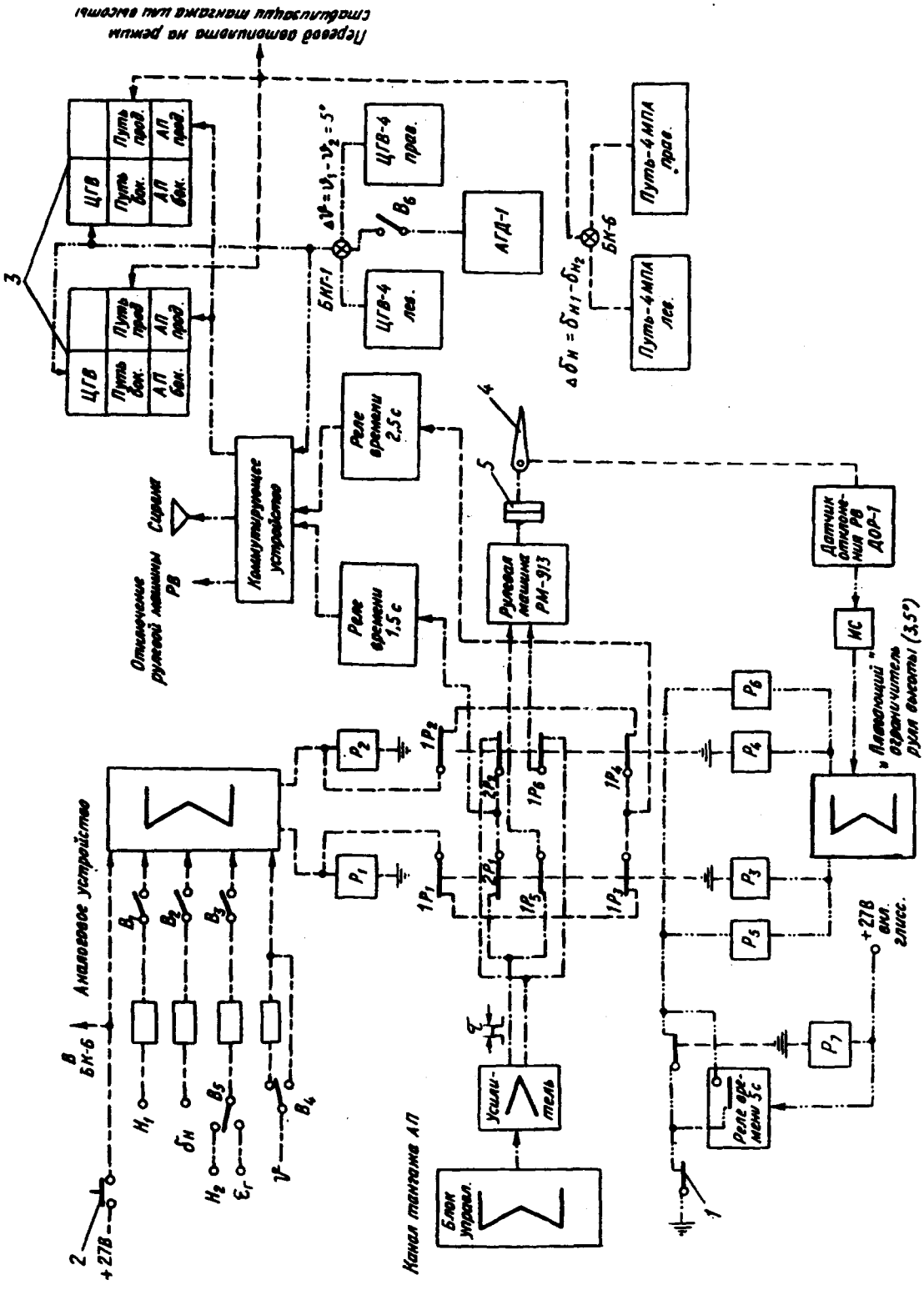
Отказ центральной гировертикали ЦГВ-4 или АГД-1 с завалом по крену или тангажу определяется блоком контроля гировертикалей БКГ-1.

Система контроля срабатывает при рассогласовании гировертикалей по крену на 10° и по тангажу на 5°. В нейтральном положении переключателя ЦГВ сравниваются показания левого и правого ЦГВ-4, в левом (правом) положении — "ЦГВ ЛЕВ" ("ЦГВ ПРАВ") с АГД-1.

Комбинированный блок БК-6 контролирует исправность работы системы "ПУТЬ-4МПА" по величине рассогласования между командными стрелками приборов ПП-1ПМ. Система контроля срабатывает при рассогласовании 6 мм.

Контроль за работой автотриммера осуществляется по указателю УАТ-3 и штурвальчикам триммера руля высоты, автоматически — блоком БУТ-3. Размещение и срабатывание элементов сигнализации при отказах БСУ-3П приведено в табл. 1, 2 и 3.

На самолетах с унифицированными приборными досками надписи на светосигнальных табло отказов автопилота заменены символами:
"АП БОК" на  , "АП ПРОД" на  . На средней приборной доске пилотов дополнительно установлены светосигнализаторы зеленого цвета "АП ПРОД" и "АП БОК".



Условные обозначения:

B_1 — включен при стабилизации высоты; B_2 — включен при полете по глиссаде; B_3 — включен при стабилизации высоты и при полете по глиссаде; B_4— включен при стабилизации тангажа; B_5 — включен при полете по глиссаде; B_6 — включен при сравнении ЦГВ—АГД; БК-6 — блок комбинированный; P_1, P_2, P_3, P_4, P_5, P_6, P_7 — реле; υ —угол тангажа; H — высота; $\delta_н$ — команда по тангажу; $\varepsilon_г$ — отклонение от глиссады; БКГ-1 — блок контроля гировертикалей; τ — время управляющего сигнала АП

Отказы	Светосигнальные табло		Прибор НКП-4		Щиток "КУРС-МП-1" Светосигнализаторы			
	"ГЛИСС"	"АВТО-ТРИММЕР", светосигнализатор на УАТ-3	Бленкер курса	Бленкер глиссады	"$К_1$"	"$К_2$"	"$Г_1$"	"$Г_2$"
	Исходное положение элементов сигнализации							
	Горят	Не горят	Закрыты		Не горят			
Отказ продольного канала автопилота	Гаснет							
Отказ бокового канала автопилота								
Отказ питания автопилота по постоянному и переменному току								
Рассогласование ЦГВ по крену на 10°								
Рассогласование ЦГВ по тагажу на 5°								
Отказ автотриммера		Горит						
Рассогласование командных стрелок бокового канала системы "ПУТЬ-4МПА" на 6 мм								

Сигнализация отказов БСУ-3П и "КУРС-МП-1" при автоматическом заходе на посадку

Отказы	Сирена	Светосигнальные табло							
		"АП БОК"	"АП ПРОД"	"ЦГВ"	"ПУТЬ БОК"	"ПУТЬ ПРОД"	"КРП"	"ГРП"	"КУРС"
	Исходное положение элементов сигнализации								
	Не звучит	Не горят							Горит
Отказ продольного канала автопилота	Звучит		Горит						
Отказ бокового канала автопилота	Звучит	Горит							Гаснет
Отказ питания автопилота по постоянному и переменному току	Звучит	Горит	Горит						Гаснет
Рассогласование ЦГВ по крену на 10°	Звучит	Горит		Горит	Горит				Гаснет
Рассогласование ЦГВ по тангажу на 5°	Звучит		Горит	Горит		Горит			
Отказ автотриммера									
Рассогласование командных стрелок бокового канала системы "ПУТЬ-4МПА" на 6 мм					Горит				Гаснет

Отказы	Пульт управления автопилотом				
	Бленкеры		Кнопки-лампы		
	"ПОПЕР"	"ПРОД"	"КУРС"	"ГЛИСС"	"КВ"
	Исходное положение элементов сигнализации				
	"ВКЛЧ"		Горят		Не горит
Отказ продольного канала автопилота		"ОТКЛ"		Гаснет	
Отказ бокового канала автопилота	"ОТКЛ"		Гаснет		
Отказ питания автопилота по постоянному и переменному току	"ОТКЛ"	"ОТКЛ"	Гаснет	Гаснет	
Рассогласование ЦГВ по крену на 10°	"ОТКЛ"		Гаснет		
Рассогласование ЦГВ по тангажу на 5°		"ОТКЛ"		Гаснет	
Отказ автотриммера					
Рассогласование командных стрелок бокового канала системы "ПУТЬ-4МПА4 на 6 мм			Гаснет		

Отказы	Сирена	Светосигнальные табло							
		"АП БОК"	"АП ПРОД"	"ЦГВ"	"ПУТЬ БОК"	"ПУТЬ ПРОД"	"КРП"	"ГРП"	"КУРС"
		Исходное положение элементов сигнализации							
	Не звучит	Не горят							Горят
Рассогласование командных стрелок продольного канала системы "ПУТЬ-4МПА" на 6 мм						Горит			
Отказ обоих комплектов "КУРС-МП-1" (или наземных маяков) по курсу							Горит		Гаснет

Отказы		Сирена	Светосигнальные табло							
			"АП БОК"	"АП ПРОД"	"ЦГВ"	"ПУТЬ БОК"	"ПУТЬ ПРОД"	"КРП"	"ГРП"	"КУРС"
		Исходное положение элементов сигнализации								
		Не звучит	Не горят							Горят
Отказ обоих комплектов "КУРС-МП1" (или наземных) по глиссаде	До истечения 50 с после нажатия кнопки-лампы "ГЛИСС"								Горит	
	По истечении 50 с после нажатия кнопки-лампы "ГЛИСС"								Горит	

Отказы		Светосигнальные табло		Прибор НКП-4		Щиток "КУРС-МП-1" Светосигнализаторы			
		"ГЛИСС"	"АВТО ТРИМ-МЕР", светосигнализатор на УАТ-3	Бленкер курса	Бленкер глиссады	"$К_1$"	"$К_2$"	"$Г_1$"	"$Г_2$"
		Исходное положение элементов сигнализации							
		Горят	Не горят	Закрыты		Не горят			
Рассогласование командных стрелок продольного канала системы "ПУТЬ-4МПА" на 6 мм		Гаснет							
Отказ обоих комплектов "КУРС-МП-1" (или наземных маяков) по курсу				Открыт		Горит	Горит		
Отказ обоих комплектов "КУРС-МП-1" (или наземных маяков) по глиссаде	До истечения 50 с после нажатия кнопки-лампы "ГЛИСС"	Гаснет		Открыт				Горит	Горит
	По истечении 50 с после нажатия кнопки-лампы "ГЛИСС"	Гаснет			Открыт			Горит	Горит

Отказы		Пульт управления автопилотом			
		Бленкеры	Кнопки-лампы		
		"ПОПЕР" "ПРОД"	"КУРС"	"ГЛИСС"	"КВ"
		Исходное положение элементов сигнализации			
		"ВКЛЧ"	Горят		Не горит
Рассогласование командных стрелок продольного канала системы "ПУТЬ-4МПА" на 6 мм				Гаснет	
Отказ обоих комплектов "КУРС-МП-1" (или наземных маяков) по курсу			Гаснет		
Отказ обоих комплектов "КУРС-МП-1" (или наземных маяков) по глиссаде	До истечения 50 с после нажатия кнопки-лампы "ГЛИСС"			Гаснет	Горит
	По истечении 50 с после нажатия кнопки-лампы "ГЛИСС"			Гаснет	

Сигнализация отказов БСУ-ЗП и "КУРС-МП-1" при директорном заходе на посадку

Отказы	Светосигнальные табло					Прибор НКП-4		Щиток "КУРС-МП-1" Светосигнализаторы			
	"ЦГВ"	"ПУТЬ БОК"	"ПУТЬ ПРОД"	"КРП"	"ГРП"	Бленкер курса	Бленкер глиссады	"$К_1$"	"$К_2$"	"$Г_1$"	"$Г_2$"
	Исходное положение элементов сигнализации										
	Не горят					Закрыты		Не горят			
Рассогласование ЦГВ по крену на 10°	Горит	Горит									
Рассогласование ЦГВ по тангажу на 5°	Горит		Горит								
Рассогласование командных стрелок бокового канала системы "ПУТЬ-4МПА" на 6 мм		Горит									
Рассогласование командных стрелок продольного канала системы "ПУТЬ-4МПА" на 6 мм			Горит								
Отказ обоих комплектов "КУРС-МП-1" (или наземных маяков) по курсу				Горит		Открыт		Горит	Горит		
Отказ обоих комплектов "КУРС-МП-1" (или наземных маяков) по глиссаде					Горит		Открыт			Горит	Горит

Сигнализация отказов БСУ-3П в режимах стабилизации и управления самолетом через автопилот

Отказы	Сирена	Светосигнальные табло			Пульт управления автопилотом			Светосигнальное табло "АВТО-ТРИММЕР", светосигнализатор на УАТ-3
					Бленкеры			
		"АП БОК"	"АП ПРОД"	"ЦГВ"	поперечной стабилизации	продольной стабилизации	Кнопка-лампа "КВ"	
	Исходное положение элементов сигнализации							
	Не горят				"ВКЛЧ"		Горит	Не горит
Отказ продольного канала автопилота	Звучит		Горит			"ОТКЛ"	Гаснет	
Отказ бокового канала автопилота	Звучит	Горит			"ОТКЛ"			
Отказ питания автопилота по постоянному или переменному току	Звучит	Горит	Горит		"ОТКЛ"	"ОТКЛ"	Гаснет	
Рассогласование ЦГВ по крену 10°	Звучит	Горит		Горит	"ОТКЛ"			
Рассогласование ЦГВ по тангажу на 5°	Звучит		Горит	Горит		"ОТКЛ"	Гаснет	
Отказ автотриммера								Горит

0.2. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Наименование параметра	Единица измерения	Мин.	Норм.	Макс.
Высота включения автопилота	м	400		
Высота выключения автопилота или окончания пилотирования по командным стрелкам при заходе на посадку	м	60		
Отклонение самолета при пролете ДПРМ по курсу и глиссаде	определяется по НКП-4			1 точка
Отклонение самолета при пролете БПРМ:				
— по курсу				кружок
— по глиссаде				1 точка

Наименование параметра	Единица измерения	Мин.	Норм.	Макс.
Крены самолета после вписывание в равносигнальную зону курса	град			10
Дальность, при которой обеспечивается автоматический полет по маяку VOR с точностью ±5 км относительно ЛЗП	км	30	160	
Готовность к работе ЦГВ-4 (приборов ПП-1ПМ)	Разрешается пользоваться показаниями ПП-1ПМ не ранее чем через 3 мин после включения ПТ-1000 Ц			

0.3. НОРМАЛЬНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Предполетная проверка БСУ-ЗП: **а) Подготовка к проверке**	АЗС: "ПУТЬ"; "ОБОГРЕВ РМ"; "АВТОПИЛОТ"; "ПИТАНИЕ ГИРОВЕРТИКАЛЬ ЛЕВ. И ПРАВ."; "АВТОТРИММЕР"; "КС"; "ОБОГРЕВ ГИР. КС"; "НАС-1А"	— включить.
	Выключатель "ОТКЛЮЧЕНИЕ ТРИММЕРА РВ"	— включить.
	Блок управления "КУРС-МП-1"	— установить частоту системы СП-50 (ILS).
	Переключатель выбора режимов селектора радиосистем	— в положение "1".
	Переключатель "ILS-СП-50"	— в нужное положение.
	Переключатель ЦГВ	— в нейтральное положение.
	ПТ-1000 Ц	— включить.
	Кнопки арретирования на левом и правом ПП-1ПМ	— нажать.
	После восстановления гировертикалей кнопку арретирования отпустить (при восстановлении гировертикалей возможно загорание светосигнального табло "ЦГВ").	
	ПП-1ПМ (КВС и второго пилота), АГД-1	— сравнить показания и убедиться в их идентичности, совместить линию горизонта с силуэтом самолета.
	ВНИМАНИЕ. НА САМОЛЕТАХ С БКК-18 ПРЕДПОЛЕТНУЮ ПРОВЕРКУ АВИАГОРИЗОНТОВ ПП-75 И ИХ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ В ПОЛЕТЕ ПРОИЗВОДИТЬ С УЧЕТОМ ТРЕБОВАНИЙ ПОДРАЗД. 6.5.1.	

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Предполетная проверка БСУ-ЗП: а) Подготовка к проверке (прод.)	Курсовая система	— согласовать.
	НКП-4 (КВС и второго пилота)	— установить стояночный курс.
	Рукоятки "РАЗВОРОТ", "СПУСК— ПОДЪЕМ", "КРЕН"	— в нейтральное положение.
	Шторки ламп ПП-1ПМ, ПУ-16, селектора выбора радиосистем	— открыть
	Кнопка проверки ламп светосигнальных табло	— нажать; убедившись в исправности ламп, кнопку отпустить.
б) Проверка включения автопилота	Рукоятка стопорения рулей	— в положение "ОТСТОПОР".
	Несколько раз отклонить рули до механических упоров. Органы управления должны перемещаться без затираний.	
	Выключатели "ПОПЕР", "ПРОД" и "ПОДГ. АП"	— включить.
	Проверить центрирование бокового и продольного каналов автопилота. При появлении на бленкерах надписи "ПОДГ":	
	Кнопка "ВКЛ. АП"	— нажать и отпустить.
	При этом рули должны зафиксироваться, а на обоих бленкерах появится надпись "ВКЛ".	
	Примечание. В момент включения автопилота допускается кратковременное подергивание штурвальной колонки и педалей.	
в) Проверка системы контроля	Кнопка "ТЕСТ — КОНТРОЛЬ"	— нажать и отпустить.
	Через 2—3 с должна сработать звуковая (сирена) и световая (горят светосигнальные табло "ПУТЬ БОК", "ПУТЬ ПРОД", "АП БОК" и "АП ПРОД") сигнализация.	
	Автопилот при этом не должен отключаться. Приложить усилия к штурвальной колонке 30—45 кгс. При этом кратковременно срабатывает звуковая (сирена) и световая (светосигнальное табло "АП ПРОД") сигнализация, отключится продольный канал автопилота.	
	Приложить усилия к штурвальной колонке 15—30 кгс.	
	При этом кратковременно срабатывает звуковая (сирена) и световая (светосигнальное табло "АП БОК") сигнализация, отключится боковой канал автопилота.	
	Включить автопилот.	
	Приложить усилия к педалям 50—80 кгс.	
	При этом кратковременно срабатывает звуковая (сирена) и световая (светосигнальное табло "АП БОК") сигнализация, отключится боковой канал автопилота.	
	Включить автопилот.	

Условия (этап) работы	Необходимые действия
г) Выключение автопилота	Кнопка "КБО" — нажать и отпустить. Рули самолета, удерживаемые вручную, мгновенно освобождаются, кратковременно звучит сирена. Включить автопилот и произвести аналогичную проверку от кнопки быстрого отключения второго пилота. Выключатели "ПОДГ. АП", "ПОПЕР" и "ПРОД" — выключить. Выключатель "СТУ" — в положение "ОТКЛ". НКП-4 (КВС и второго пилота) — установить взлетный курс. АЗС "КУРС-МП: № 1, № 2 и СИГНАЛИЗАЦИЯ" — включить.
(2) Использование БСУ-3П в полете по маршруту а) Включение автопилота	Автопилот можно включить в установившемся режиме набора высоты, горизонтального полета или снижения во всем диапазоне эксплуатационных скоростей и чисел М. Рукоятки "РАЗВОРОТ", "СПУСК—ПОДЪЕМ", "КРЕН" — нейтрально. Выключатели "ПРОД", "ПОПЕР" и "ПОДГ. АП" — включить. В режиме установившегося прямолинейного полета (без крена) сбалансировать самолет триммерами. По окончании центрирования бокового канала, когда на бленкере появится надпись "ПОДГ", нажать кнопку "ВКЛ. АП". По окончании центрирования продольного канала, когда на бленкере появится надпись "ПОДГ", вторично нажать кнопку "ВКЛ. АП". При этом на обоих бленкерах должна появиться надпись "ВКЛЧ", самолет будет продолжать полет в режиме, который был в момент включения автопилота. Приложить небольшие усилия к органам управления и убедиться, что рулевые машины автопилота включены.
б) Управление и стабилизация	Управление самолетом производится с помощью рукояток "РАЗВОРОТ" и "СПУСК—ПОДЪЕМ". Если необходима стабилизация высоты полета: Кнопка-лампа "ВКЛ. КВ" — нажать. **ВНИМАНИЕ.** ПРИ ОТКАЗЕ ДВИГАТЕЛЯ В МАРШРУТНОМ ПОЛЕТЕ АВТОПИЛОТ ОТКЛЮЧИТЬ КНОПКОЙ БЫСТРОГО ОТКЛЮЧЕНИЯ. В НОВОМ УСТАНОВИВШЕМСЯ РЕЖИМЕ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА ИЛИ СНИЖЕНИЯ СБАЛАНСИРОВАТЬ САМОЛЕТ ТРИММЕРАМИ ВКЛЮЧИТЬ АВТОПИЛОТ.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(3) Автоматический заход на посадку а) Подготовка к заходу	НКП-4 (КВС и второго пилота) — установить МК посадки.
	На высоте построения предпосадочного маневра перевести самолет в режим горизонтального полета.
	Кнопка-лампа "ВКЛ. КВ" — нажать.
	Допускается включение корректора высоты при вертикальной скорости не более 5 м/с без перевода самолета в режим горизонтального полета.
	Предпосадочный маневр до начала четвертого разворота выполняется по показаниям АРК, РЛС, РСП и других средств с помощью рукояток управления автопилотом "РАЗВОРОТ" и "СПУСК—ПОДЪЕМ".
	Последовательность работы БСУ-ЗП при автоматическом заходе на посадку, показания приборов НКП-4 и ПП-1ПМ представлены в РЛЭ, 6.5.3.
	После выпуска шасси:
	Проверить правильность установки рабочей частоты системы СП-50М (*ILS*) на пульте управления "КУРС-МП-1" и убедиться в нормальной работе аппаратуры "КУРС-МП-1" по погасанию светосигнализаторов "$К_1$", "$К_2$", "КРП", и "$Г_1$", "$Г_2$", "ГРП", а также по соответствующему отклонению планок положения на приборах НКП-4.
	Выключатель "СТУ" — в положение "ПОДГ".
	Кнопка "ТЕСТ—КОНТРОЛЬ" — нажать и отпустить.
	Через 2—3 с после этого должна сработать световая и звуковая сигнализация (2—3 с).
	Проверить электрический баланс приемников аппаратуры "КУРС МП-1" при погашенных светосигнализаторах "$К_1$", "$К_2$", "КРП".
	Примечание. Электрический баланс в режиме "*ILS*" не проверяется.
	После выпуска шасси в диапазоне рекомендованных скоростей в случае отклонения механического указателя триммера РВ: — до полутора делений на себя — установить стабилизатор на 1,5° по УПС в два приема (1°; 1,5°); — свыше полутора делений на себя и более — установить стабилизатор на 2,5° по УПС в три приема (1°; 2°; 2,5°). Посадку в этом случае производить с углом стабилизатора, выбранным при балансировке. После выполнения третьего разворота выпустить закрылки на 20°.
	Определив момент начала четвертого разворота:
	Кнопка-лампа "КУРС" — нажать и отпустить.

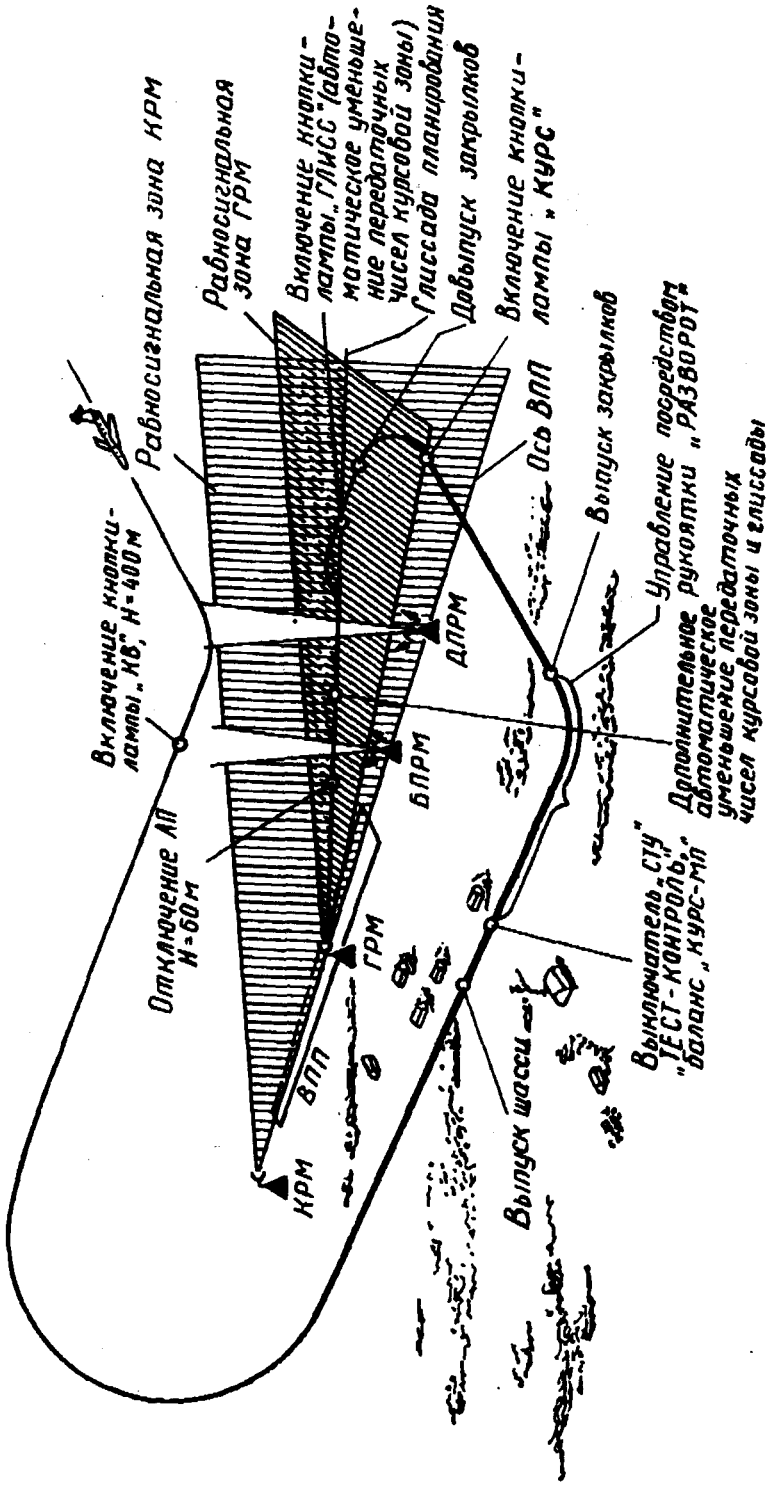


Схема последовательности работы БСУ-3П при автоматическом заходе на посадку при ширине коробочки 8 км

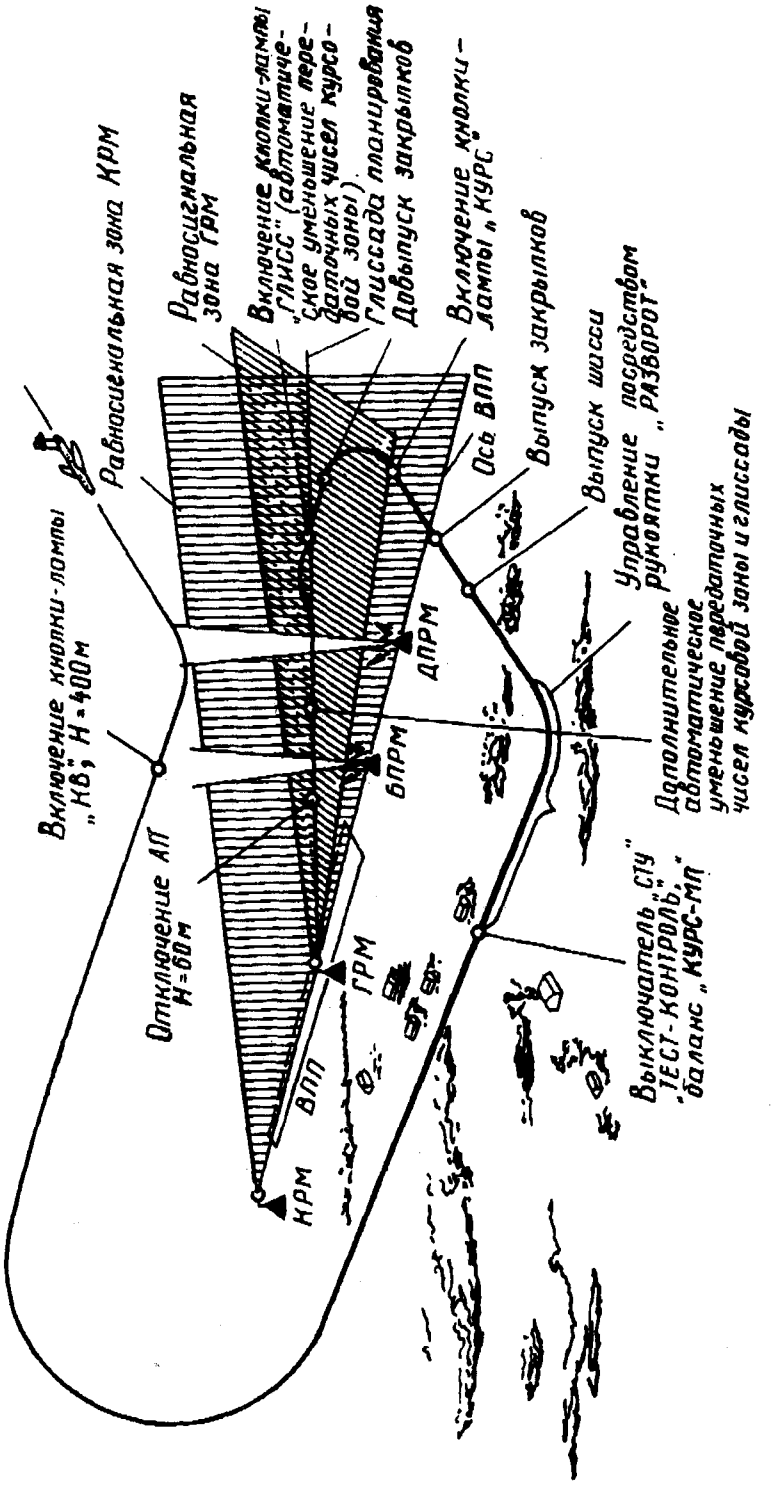
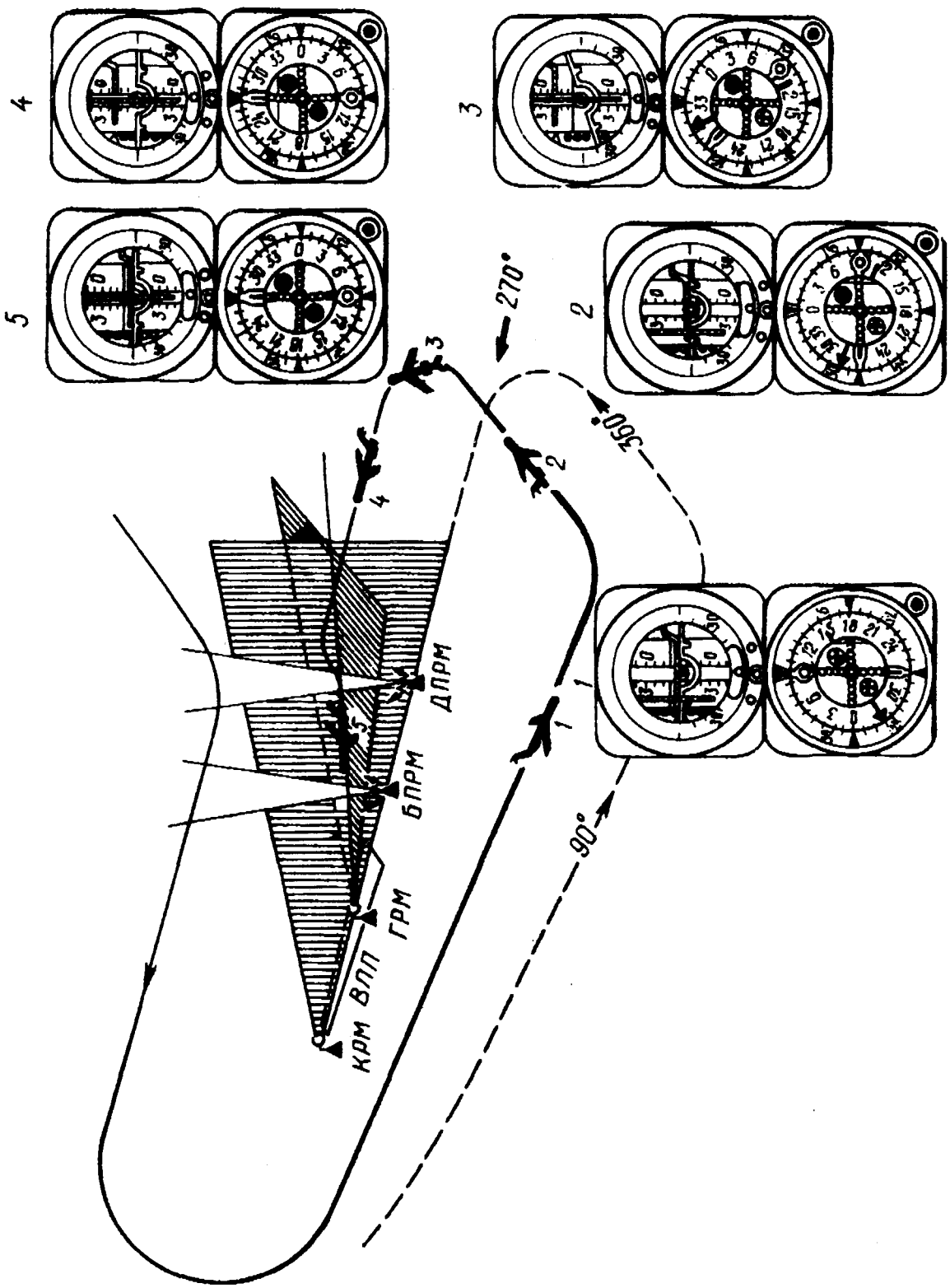


Схема последовательности работы БСУ-3П при автоматическом заходе на посадку при ширине коробочки 12 км



Построение захода на посадку по БСУ-3П

Условия (этап) работы	Необходимые действия
б) Техника захода на посадку	При этом должны загореться кнопка-лампа, светосигнальное табло "КУРС" и светосигнализатор на левом ПП-1ПМ, после чего самолет входит в крен (не более 20°) в сторону отклонения курсовой командной стрелки на приборе ПП-1ПМ. В дальнейшем курсовые командные стрелки должны выдерживаться автопилотом около "0". В случае раннего четвертого разворота самолет выводится на равносигнальную линию курса в два этапа: сначала разворачивается на угол 60° и приближается к ЛЗП под углом 30° без крена (курсовая планка НКП-4 зашкалена), затем, с момента отшкаливания планки курса на приборах НКП-4, самолет входит в крен и выходит на ЛЗП. При очень позднем четвертом развороте самолет разворачивается на угол 120° и без крена приближается к ЛЗП под углом 30° с другой стороны и с момента отшкаливания планки курса на НКП-4 входит в крен и выходит на ЛЗП. В процессе четвертого разворота вести контроль за правильностью вписывания самолета в равносигнальную линию курса, посадочного маяка по показаниям АРК, НКП-4, ПП-1ПМ, АГД-1 и по информации диспетчера ДПСП. **ВНИМАНИЕ.** 1. ЧЕТВЕРТЫЙ РАЗВОРОТ ВЫПОЛНЯТЬ НА ТАКОМ УДАЛЕНИИ ОТ ВПП, ЧТОБЫ ВЫХОД САМОЛЕТА ИЗ РАЗВОРОТА ПРОИСХОДИЛ ЗА 3—4 КМ ДО ВХОДА В ГЛИССАДУ. 2. ЕСЛИ ПЕРЕД ВЫПОЛНЕНИЕМ ЧЕТВЕРТОГО РАЗВОРОТА ПОКАЗАНИЯ ПЛАНОК КУРСА ПО ПРИБОРАМ НКП-4 НЕ СООТВЕТСТВУЮТ ПОЛОЖЕНИЮ САМОЛЕТА ОТНОСИТЕЛЬНО ЛЗП (НАПРИМЕР, САМОЛЕТ НАХОДИТСЯ В "ЛОЖНОЙ" ЗОНЕ РАДИОМАЯКА), ВЫВЕСТИ САМОЛЕТ НА ПОСАДОЧНУЮ ПРЯМУЮ С ПОМОЩЬЮ РУКОЯТКИ "РАЗВОРОТ", ИСПОЛЬЗУЯ ПОКАЗАНИЯ АРК И КОМАНДЫ ДИСПЕТЧЕРА ДПСП, УСТАНОВИТЬ РУКОЯТКУ "РАЗВОРОТ" В НЕЙТРАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ И НАЖАТЬ КНОПКУ-ЛАМПУ "КУРС". 3. ВЫПУСК ЗАКРЫЛКОВ НА УГОЛ 20° И ДОВЫПУСК ИХ НА УГОЛ 30° ИЛИ 38° ПОД АВТОПИЛОТОМ СОПРОВОЖДАЕТСЯ КРАТКОВРЕМЕННЫМ УВЕЛИЧЕНИЕМ ВЫСОТЫ ПОЛЕТА ДО 30М И УМЕНЬШЕНИЕМ ПРИБОРНОЙ СКОРОСТИ (ПРИ ПОСТОЯННОМ РЕЖИМЕ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ). **НЕ РЕКОМЕНДУЕТСЯ СОВМЕЩАТЬ** ДОВЫПУСК ЗАКРЫЛКОВ С НАЖАТИЕМ КНОПКИ-ЛАМПЫ "ГЛИСС". После выполнения четвертого разворота, за 2—3 км до входа в глиссаду, довыпустить закрылки на 30° или 38°. В момент прохождения планки глиссады через нулевое положение (по прибору НКП-4): Кнопка-лампа "ГЛИСС" — нажать. При этом должны загореться кнопка-лампа и зеленое светосигнальное табло "ГЛИСС", после чего начнется автоматическая стабилизация самолета на заданной глиссаде.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
б) Техника захода на посадку (прод.)	Для обеспечения лучшего качества стабилизации самолета на глиссаде рекомендуется выдерживать заданную скорость с точностью не более ±10 км/ч. Заданную скорость выдерживать до высоты начала выравнивания. При пролете ДПРМ убедиться в том, что: — отклонения самолета от заданной траектории по курсу и по глиссаде не превышают ±1 точки (отклонения планок по НКП-4); — высота пролета ДПРМ соответствует установленной для данного аэродрома. Если отклонения самолета не превышают указанные, то автоматический заход на посадку продолжать до высоты 60 м; в ином случае выключить автопилот. При пролете БПРМ отклонения самолета от заданной траектории должны находиться в следующих пределах (по НКП-4): — по курсу — в пределах кружка; — по глиссаде — не более 1 точки.
в) Выключение автопилота	По достижении самолетом высоты 60 м: Кнопка "КБО" — нажать и отпустить. При этом отключается автопилот и кратковременно звучит сирена. Решение о посадке КВС принимает на высоте 60 м при надежной видимости огней высокой интенсивности (ОВИ) и боковом отклонении самолета от оси ВПП не более 40 м (самолет не выходит за пределы площади, ограниченной горизонтами огней приближения). Исправление боковых отклонений самолета должно выполняться *S*-образным маневром, который должен быть закончен до достижения торца ВПП. Максимальный крен первого разворота — 15°, второго — 10°. Маневр выполняется с подобранным для полета по глиссаде положением РУД. При маневре допускается уменьшение скорости до 10 км/ч. Устанавливать РУД в положение "МАЛЫЙ ГАЗ" до высоты начала выравнивания запрещается. Боковое движение самолета, если оно имеется после окончания маневра, необходимо устранить до приземления путем создания крена не более 5° в противоположную сторону. При этом допускается более высокое выравнивание и более поздняя установка РУД в положение "МАЛЫЙ ГАЗ". ВНИМАНИЕ. ДЛЯ ПОСАДОЧНОГО УГЛА С КРЕНОМ 9° ПРОИЗОЙДЕТ ОДНОВРЕМЕННОЕ КАСАНИЕ ЗЕМЛИ КОНСОЛЬЮ КРЫЛА И ОДНИМ ИЗ ОСНОВНЫХ КОЛЕС. *S*-образный маневр в условиях бокового ветра выполняется с учетом угла сноса.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
в) Выключение автопилота (прод.)	При автоматическом заходе на посадку экипаж самолета должен систематически контролировать положение самолета по приборам ПП-1ПМ, АГД-1, НКП-4, ВАР-30 и по высотомеру, а также наличие связи между директорной системой и автопилотом по светосигнализаторам "КУРС" и "ГЛИСС" на пульте автопилота, по светосигнализатору на левом приборе ПП-1ПМ и по светосигнальным табло "КУРС" и "ГЛИСС". Командир воздушного судна и второй пилот в процессе автоматического захода на посадку должны держать штурвал руками (ноги на педалях) и, исходя из сложившейся обстановки, должны быть готовы в любой момент отключить автопилот и перейти на ручное пилотирование. Для восстановления порций сигналов в системе "ПУТЬ-4МПА" после каждого захода необходимо: Выключатель "СТУ" — в положение "ОТКЛ."
(4) Заход на посадку в директорном режиме	НКП-4 (КВС и второго пилота) — установить МК посадки
а) Подготовка к заходу	**После выпуска шасси:** Проверить правильность установки рабочей частоты системы СП-50М (ILS) на пульте управления "КУРС-МП-1" и убедиться в нормальной работе аппаратуры "КУРС-МП-1" по погасанию светосигнализаторов "$К_1$", "$К_2$", "КРП" и "$Г_1$", "$Г_2$", "ГРП", а также по соответствующему отклонению планок положения на приборах НКП-4. Выключатель "СТУ" — в положение "ПОДГ". Кнопка "ТЕСТ—КОНТРОЛЬ" — нажать и отпустить. При этом должна сработать световая сигнализация "ПУТЬ БОК" и "ПУТЬ ПРОД". Проверить электрический баланс приемников аппаратуры "КУРС-МП-1" при погашенных светосигнализаторах "$К_1$", "$К_2$", "КРП". **Примечание.** Электрический баланс в режиме "ILS" не проверяется. После выполнения третьего разворота выпустить закрылки на 20.°
б) Заход на посадку	Определив момент начала четвертого разворота, создать в сторону отклонения командной стрелки курса крен такой величины, чтобы командная стрелка прибора ПП-1ПМ стала в нулевое положение. Крен при этом должен быть не более 20°. В дальнейшем небольшими отклонениями штурвала удерживать командную стрелку в пределах центрального кружка. При этом не следует преждевременно выводить самолет из заданного крена. Допустимы колебания командной стрелки в пределах центрального кружка прибора ПП-1ПМ. При длительном отклонении командной стрелки от среднего положения даже на небольшую величину появится ошибка в выводе самолета на равносигнальную линию курса.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
4) Заход на посадку в директорном режиме б) Заход на посадку (прод.)	В случае раннего четвертого разворота самолет выводится на равносигнальную линию курса в два этапа: сначала самолет разворачивается на угол 60° и приближается в ЛЗП под углом 30° без крена (курсовая планка НКП-4 зашкалена), затем с момента отшкаливания планки курса на приборах НКП-4 самолет входит в крен и выходит на ЛЗП. При очень позднем четвертом развороте самолет разворачивается на угол 120° и без крена приближается к ЛЗП под углом 30° с другой стороны и с момента отшкаливания планки курса на НКП-4 входит в крен и выходит на ЛЗП. В процессе четвертого разворота вести контроль за правильностью вписывания самолета в равносигнальную линию курса посадочного маяка по показаниям АРК, НКП-4, ПП-1ПМ, АГД-1 и по информации диспетчера ДПСП. ВНИМАНИЕ. 1. ЧЕТВЕРТЫЙ РАЗВОРОТ ВЫПОЛНЯТЬ НА ТАКОМ УДАЛЕНИИ ОТ ВПП, ЧТОБЫ ВЫХОД САМОЛЕТА ИЗ РАЗВОРОТА ПРОИСХОДИЛ ЗА 3-4 КМ ДО ВХОДА В ГЛИССАДУ. 2. ЕСЛИ ПЕРЕД ВЫПОЛНЕНИЕМ ЧЕТВЕРТОГО РАЗВОРОТА ПОКАЗАНИЯ ПЛАНОК КУРСА ПО ПРИБОРАМ НКП-4 НЕ СООТВЕТСТВУЮТ ПОЛОЖЕНИЮ САМОЛЕТА ОТНОСИТЕЛЬНО ЛЗП (НАПРИМЕР, САМОЛЕТ НАХОДИТСЯ В "ЛОЖНОЙ" ЗОНЕ РАДИОМАЯКА), ВЫВЕСТИ САМОЛЕТ НА ПОСАДОЧНУЮ ПРЯМУЮ, ИСПОЛЬЗУЯ ПОКАЗАНИЯ АРК И КОМАНДЫ ДИСПЕТЧЕРА ДПСП, ПОСЛЕ ЧЕГО НАЧАТЬ ПИЛОТИРОВАНИЕ ПО КОМАНДНОЙ СТРЕЛКЕ КУРСА. После выполнения четвертого разворота, за 2—3 км до входа в глиссаду, довыпустить закрылки на 30° или 38°. В момент прохождения планки глиссады через "0" (по прибору НКП-4) перевести самолет в режим снижения, затем плавным движением колонки штурвала привести командную стрелку глиссады на ПП-1ПМ на "0". ВНИМАНИЕ: В МОМЕНТ НАЧАЛА СНИЖЕНИЯ ПО ГЛИССАДЕ ВТОРОЙ ПИЛОТ ДОЛЖЕН НАЖАТЬ И ОТПУСТИТЬ КНОПКУ-ЛАМПУ "ГЛИСС" НА ПУЛЬТЕ УПРАВЛЕНИЯ АВТОПИЛОТОМ. КНОПКА-ЛАМПА "ГЛИСС" ПОСЛЕ ОТПУСКАНИЯ ГОРЕТЬ НЕ ДОЛЖНА, А В СИСТЕМЕ "ПУТЬ-4МПА" ДОЛЖНО ПРОИЗОЙТИ ПЕРЕКЛЮЧЕНИЕ ПОРЦИЙ СИГНАЛОВ КУРСОВОЙ И ГЛИССАДНОЙ ЗОН, НЕОБХОДИМОЕ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ УСТОЙЧИВОСТИ ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА ПРИ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ В ДИРЕКТОРНОМ РЕЖИМЕ НА УЧАСТКЕ ДПРМ—БПРМ.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
4) Заход на посадку в директорном режиме б) Заход на посадку (прод.)	Для удержания самолета на заданной траектории следует своевременно отклонять органы управления на небольшие углы в соответствии с отклонением командных стрелок от центрального кружка. При больших отклонениях командных стрелок не следует допускать резких отклонений органов управления, чтобы не "разболтать" самолет. При резких кратковременных отклонениях командных стрелок прибора ПП-1ПМ и планок НКП-4 не следует "гоняться" за этими бросками, вызываемыми помехами в курсоглиссадных каналах. Для обеспечения лучшего качества стабилизации самолета на глиссаде рекомендуется выдерживать заданную скорость с точностью не более ±10 км/ч. Заданная скорость выдерживается до высоты начала выравнивания. При пролете ДПРМ экипаж самолета должен определить возможность продолжения директорного захода на посадку, для чего необходимо убедиться в следующем: — отклонение самолета от заданной траектории по курсу и глиссаде не превышает ±1 точку (отклонения планок по НКП-4); — высота пролета ДПРМ соответствует установленной для данного аэродрома; — крены самолета, необходимые для удержания командной стрелки в нулевом положении, не превышают 10° (после вписывания в равносигнальную линию курса). Если отклонения самолета не превышают указанные, то заход на посадку по командным стрелкам продолжать до высоты 60 м. После пролета ДПРМ экипаж обязан, учитывая уменьшение линейной ширины зон курса и глиссады, особенно внимательно пилотировать самолет, удерживая командные стрелки в пределах центрального кружка небольшими плавными движениями рулей. При пролете БПРМ отклонения самолета от заданной траектории должны находиться в следующих пределах (по НКП-4): — по курсу — в пределах кружка; — по глиссаде — не более 1 точки. По достижении самолетом высоты 60 м командир корабля должен перейти на визуальный полет для выполнения посадки или выполнить уход на второй круг. При директорном режиме захода на посадку экипаж самолета должен систематически контролировать положение самолета по приборам ПП-1ПМ, АГД-1, НКП-4, ВАР-30, КУС-1200 и по высотомеру. Для восстановления порций сигналов в системе "ПУТЬ-4МПА" после каждого захода необходимо: выключатель "СТУ" — в положение "ОТКЛ".

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(5) Автоматический заход на посадку с одним отказавшим двигателем	а) При отказе двигателя на маршруте выполняется автоматический заход на посадку до высоты 60 м. Включение кнопок-ламп "КУРС" и "ГЛИСС" осуществляется как и при нормальном заходе. При этом использовать средства механизации крыла и выпускать шасси в соответствии с параграфом 0.4, РЛЭ, 4.6.1.
	б) При отказе двигателя на предпосадочном планировании автоматический заход продолжается до высоты 60 м. При этом пилотирование производить в соответствии с параграфом 0.5, РЛЭ, 4.6.1. **ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЯ:** 1. ПРИ УМЕНЬШЕНИИ СКОРОСТИ ПОЛЕТА ДО 250 КМ/Ч АВТОПИЛОТ ВЫКЛЮЧИТЬ И ПЕРЕЙТИ НА РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ. 2. ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ ПРИ АВТОМАТИЧЕСКОМ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К БОКОВОМУ ОТКЛОНЕНИЮ САМОЛЕТА В СТОРОНУ ОТКАЗАВШЕГО ДВИГАТЕЛЯ ДО 30 М В РАЙОНЕ БПРМ.
(6) Автоматический полет по маршруту в режиме VOR	Блоки управления "КУРС-МП-1" — установить частоту выбранного маяка VOR.
а) Подготовка	Убедиться в "захвате" маяка VOR по погасанию светосигнализаторов "$К_1$" и "$К_2$" на селекторе выбора радиосистем. Переключатель "НА—ОТ" на селекторах азимута "КУРС-МП-1" — в нижнее положение. Селектор азимута "КУРС-МП-1" — установить ЗМПУ. НКП-4 (КВС и второго пилота) — установить ЗК, равный ЗМПУ. Выключатель "СТУ" — в положение "ПОДГ". Рукоятка "РАЗВОРОТ" — нейтрально. На расчетном ЛУР: Кнопка-лампа "КУРС" — нажать и отпустить. При этом должны загореться кнопка-лампа "КУРС", светосигнальное табло "КУРС" и светосигнализатор на левом ПП-1ПМ.
б) Техника выполнения автоматического полета по маяку VOR	После нажатия кнопки-лампы "КУРС" автопилот, выполняя команду "ПУТЬ-4МПА", начинает выводить самолет на ЛЗП и стабилизировать его на ней. В случае раннего или позднего включения по ЛУР автоматического управления выход на ЛЗП будет более продолжительным. При этом образуется участок полета с углом подхода к ЛЗП, близким к 40°, без крена. Затем с момента отшкаливания курсовой планки на приборах НКП-4 самолет входит в крен и выходит на ЛЗП. Для более быстрого выхода на ЛЗП можно выполнить разворот по планкам положения НКП-4 или по стрелке магнитного пеленга указателя ИКУ-1А с помощью рукоятки "РАЗВОРОТ" автопилота или вручную, после чего кнопку-лампу "КУРС" нажать и отпустить. В случае отсутствия аппаратуры НАС-1А или ее неисправности необходимо в установившемся полете, после выхода на ЛЗП, внести поправку на угол сноса, определенный с помощью других средств, курсозадатчиками на обоих НКП-4.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
в) Переход с ЛЗП одного маяка VOR на ЛЗП другого маяка VOR	Переключатель рода работ на селекторе радиосистем "КУРС-МП-1"	— в положение "СОВМ".
	Пульт установки частоты 2-го комплекта на блоке управления "КУРС-МП-1"	— установить частоту следующего маяка VOR.
	Селектор азимута пульта 2-го комплекта "КУРС-МП-1"	— установить ЗМПУ на следующий маяк VOR.
	При захвате следующего маяка VOR светосигнализатор "$К_2$" гаснет.	
	На дальности 30 км до маяка VOR:	
	Рукоятка "РАЗВОРОТ"	— нажать и отпустить.
	При этом светосигнальное табло "КУРС" и кнопка-лампа "КУРС" должны погаснуть, а самолет — продолжать полет в режиме "запомненного" курса.	
	НКП-4 (КВС и второго пилота)	— установить новое значение ЗК, равное ЗМПУ, на следующий маяк VOR.
	Переключатель рода работ на селекторе выбора радиосистем "КУРС-МП-1"	— в положение "2".
	На расчетном ЛУР: Кнопка-лампа "КУРС"	— нажать и отпустить.
	При этом самолет будет выходить на новую ЛЗП следующего маяка VOR.	
	Для контроля правильность работы 2-го комплекта "КУРС-МП-1":	
	Пульт установки частоты 1-го комплекта на блоке управления "КУРС-МП-1"	— установить такую же частоту, как и на 2-м комплекте.
	Селектор азимута пульта 1-го комплекта "КУРС-МП-1"	— установить такой же ЗМПУ, как и на 2-м комплекте.
	При прохождении маршрута полета через маяк VOR по прямой или с некоторым изломом над ним необходимо за 30 км до маяка:	
	Рукоятка "РАЗВОРОТ"	— нажать и отпустить.
	Переключатель "НА—ОТ" на селекторах азимута "КУРС-МП-1"	— в верхнее положение.
	При этом ЗМПУ изменится на 180° (при изломе траектории над маяком выставить новый ЗМПУ и установить новое значение ЗК на обоих НКП-4).	
	После прохождения маяка VOR на дальности порядка 30 км:	
	Кнопка-лампа "КУРС"	— нажать и отпустить.
	При этом самолет будет стабилизироваться на ЛЗП в режиме автоматического полета от маяка VOR.	

0.4. НЕИСПРАВНОСТИ

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Общие положения	Экипаж обязан немедленно выключить автопилот или прекратить пилотирование по командным стрелкам, если: — срабатывает сигнализация отказов БСУ-ЗП; — крен самолета в режиме управления посредством рукоятки "РАЗВОРОТ" превышает 25°; — крен самолета на четвертом развороте превышает 20°; — отклонения самолета от зон курса и глиссады превышают допустимые при пролете ДПРМ и БПРМ; — после вписывания в равносигнальную зону курса крены превышают 10°; — после вписывания в равносигнальную зону глиссады вертикальная скорость снижения превышает 6 м/с; — появляются рывки или подергивания органов управления; — вертикальная перегрузка изменяется более чем на ±0,5 ед. В указанных условиях при отсутствии визуальной ориентировки необходимо уйти на второй круг. На высоте круга окончательно оценить обстановку и принять решение о дальнейших действиях. **Примечание.** Если автопилот не отключается кнопкой быстрого отключения, отключить автопилот выключателем "ПОДГ. АП", а затем — "ПОПЕР" и "ПРОД".
(2) Автоматический заход на посадку	
а) Загорается светосигнальное табло "ЦГВ", звучит сирена	Загорание светосигнального табло "ЦГВ" с одновременным загоранием светосигнальных табло "АП БОК" или "АП ПРОД" и "ПУТЬ БОК" или "ПУТЬ ПРОД" и отключением соответствующего канала автопилота с выдачей звукового сигнала свидетельствует об отказе одной из ЦГВ-4. Кнопка "КБО" — нажать и отпустить. ПП-1ПМ (КВС и второго пилота) и АГД-1 — сравнить показания. По показаниям приборов определить отказавшую ЦГВ-4. Переключатель ЦГВ — установить на исправную ЦГВ-4. Выключатель "ПОДГ. АП" — выключить. При этом перестанут звучать сирена и гореть светосигнальное табло. Курсовая система — скорректировать. В режиме ручного управления по работающим ПП-1ПМ и АГД-1 выполнить заход на посадку, используя КГГ, ОСП и РСП.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
б) Загорается светосигнальное табло "АП БОК" ("АП ПРОД"). Звучит сирена	Загорание светосигнального табло "АП БОК" или "АП ПРОД" с выдачей звукового сигнала свидетельствует об отключении и неисправности соответствующего канала автопилота. Кнопка "КБО" — нажать и отпустить. При загорании светосигнального табло "АП ПРОД" снять усилия с помощью механического триммера руля высоты. Убедиться в исправности авиагоризонтов и курсовой системы и перейти на пилотирование по командным стрелкам.
в) Загорается светосигнальное табло "АВТОТРИММЕР"	Загорание светосигнального табло "АВТОТРИММЕР" и светосигнализатора указателя усилий УАТ-3 свидетельствует об отказе и отключении автомата триммирования. Кнопка КБО — нажать и отпустить. При этом необходимо удерживать штурвал руками. Снять усилия с помощью механического триммера руля высоты. Перейти на пилотирование по командным стрелкам.
г) Загорается светосигнальное табло "ПУТЬ БОК" ("ПУТЬ ПРОД")	Загорание светосигнального табло "ПУТЬ БОК" ("ПУТЬ ПРОД") свидетельствует о неисправности соответствующего канала системы "ПУТЬ-4МПА". Кнопка КБО — нажать и отпустить. Управление самолетом выполнять вручную, используя КГГ при исправном КУРС-МП, ОСП и РСП.
д) Загорается светосигнальное табло "КРП" ("ГРП")	Загорание светосигнального табло "КРП" ("ГРП") и выпадание соответствующих бленкеров на НКП-4 свидетельствует об отказе обоих комплектов аппаратуры "КУРС-МП-1" (или об отказе наземных маяков). Выключатель "ПОПЕР" ("ПРОД") — выключить. При этом управление самолетом по выключенному каналу выполняется вручную с использованием ОСП, РСП и работающего канала КГГ.
е) Не срабатывает светосигнальное табло "АП БОК" ("АП ПРОД") при нажатии кнопки "ТЕСТ—КОНТРОЛЬ"	Несрабатывание светосигнального табло "АП БОК" ("АП ПРОД") при нажатии кнопки "ТЕСТ—КОНТРОЛЬ" свидетельствует об отказе системы контроля бокового (продольного) канала автопилота. В случае несрабатывания светосигнального табло при повторном нажатии кнопки "ТЕСТ—КОНТРОЛЬ": Выключатель "ПОПЕР" ("ПРОД") — выключить. При этом управлять самолетом по выключенному каналу в директорном режиме.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
ж) Не срабатывает светосигнальное табло "ПУТЬ БОК" ("Путь ПРОД") при нажатии кнопки "ТЕСТ—КОНТРОЛЬ"	Несрабатывание табло "ПУТЬ БОК" ("ПУТЬ ПРОД") при нажатии кнопки "ТЕСТ—КОНТРОЛЬ" свидетельствует об отказе системы контроля бокового (продольного) канала "ПУТЬ-4МПА". В случае несрабатывания светосигнального табло при повторном нажатии кнопки "ТЕСТ—КОНТРОЛЬ" экипаж должен выключить соответствующий канал автопилота, а управление самолетом по этому каналу осуществлять вручную, используя КГГ, ОСП и РСП.
(3) Заход на посадку в директорном режиме	
а) Загорается светосигнальное табло "ЦГВ"	Загорание светосигнального табло "ЦГВ" с одновременным загоранием светосигнального табло "ПУТЬ БОК" или "ПУТЬ ПРОД" свидетельствует об отказе одной из ЦГВ-4. Командные стрелки ПП-1ПМ — прекратить пилотирование по стрелкам. ПП-1ПМ (КВС и второго пилота) АГД-1 — сравнить показания. Переключатель ЦГВ — установить на исправную ЦГВ-4. Курсовая система — скорректировать. Выключатель "СТУ" — установить в положение "ВЫКЛ". Заход на посадку выполнять по работающим ПП-1ПМ и АГД-1, используя КГГ, ОСП и РСП.
б) Загорается светосигнальное табло "ПУТЬ БОК" ("ПУТЬ ПРОД")	Загорание светосигнального табло "ПУТЬ БОК" ("ПУТЬ ПРОД") свидетельствует о неисправности системы "ПУТЬ-4МПА". Прекратить пилотирование по командным стрелкам ПП-1ПМ. Выключатель "СТУ" — установить в положение "ВЫКЛ". Выполнить заход на посадку, используя КГГ, ОСП и РСП.
в) загорается светосигнальное табло "КРП" ("ГРП)	Загорание светосигнального табло "КРП" ("ГРП) и выпадание соответствующих бленкеров на НКП-4 свидетельствует об отказе обоих комплектов аппаратуры "КУРС-МП-1" (или об отказе наземных маяков). Выполнять заход на посадку, используя ОСП, РСП и работающий канал КГГ.
г) Не срабатывает светосигнальное табло "ПУТЬ БОК" ("ПУТЬ ПРОД") при нажатии кнопки "ТЕСТ—КОНТРОЛЬ"	Несрабатывание светосигнального табло "ПУТЬ БОК" ("ПУТЬ ПРОД") при нажатии кнопки "ТЕСТ—КОНТРОЛЬ" свидетельствует об отказе системы контроля бокового (продольного) канала "ПУТЬ-4МПА". В случае несрабатывания светосигнального табло при повторном нажатии кнопки "ТЕСТ—КОНТРОЛЬ" выключатель "СТУ" установить в положение "ВЫКЛ" и выполнить заход на посадку, используя КГГ, ОСП и РСП.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(4) Маршрутный полет	
а) Загорается светосигнальное табло "ЦГВ". Звучит сирена	Загорание светосигнального табло "ЦГВ" с одновременным загоранием светосигнального табло "АП БОК" или "АП ПРОД" и отключением соответствующего канала автопилота с выдачей звукового сигнала свидетельствует об отказе одной из ЦГВ-4. Кнопка "КБО" — нажать и отпустить. При наличии усилий на штурвале снять их с помощью механического триммера руля высоты. ПП-1ПМ (КВС и второго пилота), АГД-1 — сравнить показания. Переключатель ЦГВ — установить на исправную ЦГВ-4. Выключатель "ПОДГ. АП" — выключить. При этом перестанут звучать сирена и гореть светосигнальное табло. Курсовая система — скорректировать. Вновь включить автопилота.
б) Загорается светосигнальное табло "АП БОК" ("АП ПРОД"). Звучит сирена	Загорание светосигнального табло "АП БОК" или "АП ПРОД" с выдачей звукового сигнала свидетельствует об отключении и неисправности соответствующего канала автопилота или переключении питания с рабочего преобразователя ПТ-1000Ц (ПТ-1500Ц) на резервный. Выключатель "ПОПЕР" ("ПРОД") — выключить. При этом перестанут звучать сирена и гореть светосигнальное табло. ПП-1ПМ (КВС, второго пилота), АГД-1 — сравнить показания. При этом убедиться в исправности авиагоризонтов. Курсовая система — убедиться в исправности. Допускается повторное выключение автопилота, если есть уверенность, что произошло "ложное" отключение или переключение питания с рабочего ПТ-1000Ц (ПТ-1500Ц) на резервный. При повторном срабатывании сигнализации отказавшим каналом автопилота не пользоваться.
в) Загорается светосигнальное табло "АВТОТРИММЕР"	Загорание светосигнального табло "АВТОТРИММЕР" и светосигнализатора указателя усилий УАТ-3 свидетельствует об отказе и отключении автомата триммирования. Выключатель "ПРОД" — выключить. При этом необходимо удерживать штурвал руками. Выключатель "ОТКЛЮЧЕНИЕ ТРИММЕРА РВ" — выключить. Снять усилия с помощью механического триммера руля высоты. Вновь включить продольный канал автопилота.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(4) Маршрутный полет в) Загорается светосигнальное табло "АВТОТРИММЕР" (прод.)	ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЯ: 1. РАЗГОН И ТОРМОЖЕНИЕ ВЫПОЛНЯТЬ С ВЫКЛЮЧЕННЫМ ПРОДОЛЬНЫМ КАНАЛОМ АВТОПИЛОТА. 2. ЧЕРЕЗ 1—1,5 Ч ПОСЛЕ ВКЛЮЧЕНИЯ ПРОДОЛЬНОГО КАНАЛА АВТОПИЛОТА ВЫКЛЮЧИТЬ ЕГО, СБАЛАНСИРОВАТЬ САМОЛЕТ ПО РУЛЮ ВЫСОТЫ И ВНОВЬ ВКЛЮЧИТЬ ПРОДОЛЬНЫЙ КАНАЛ.
г) Загорается светосигнальное табло "М ВЕЛИКО" ("СКОРОСТЬ ВЕЛИКА"). Звучит сирена	Загорание светосигнального табло "М ВЕЛИКО" или "СКОРОСТЬ ВЕЛИКА" с одновременным отключением продольного канала автопилота свидетельствует о достижении скорости, соответствующей М=0,82 или скорости по прибору 600 км/ч. В этом случае допускается повторное включение автопилота на меньшей скорости полета.
д) Выпадание бленкера НКП-4 ведущего комплекта "КУРС-МП-1"	Выпадание бленкера на НКП-4 ведущего комплекта свидетельствует об отказе этого комплекта "КУРС-МП-1", а при положении "1" переключателя рода работ на селекторе выбора радиосистем — об отказе обоих комплектов (или об отказе наземного маяка VOR). При этом гаснет светосигнальное табло "КУРС". Переключатель рода работ на селекторе выбора радиосистем "КУРС-МП-1" — переключить на исправный комплект. Кнопка-лампа "КУРС" — нажать и отпустить. В случае отказа наземного маяка VOR и последующего восстановления его работы допускается повторное нажатие кнопки-лампы "КУРС".
е) Загорание светосигнального табло "ПУТЬ БОК"	Загорание светосигнального табло "ПУТЬ БОК" свидетельствует о неисправности соответствующего канала системы "ПУТЬ-4МПА". При этом гаснет светосигнальное табло "КУРС" и самолет продолжает полет с курсом, который был в момент отказа. Сравнив показания НКП-4 и ПП-1ПМ, определить отказавший полукомплект "ПУТЬ-4МПА". Переключатель ЦГВ — в положение, соответствующее исправному полукомплекту "ПУТЬ-4МПА". Кнопка-лампа "КУРС" — нажать и отпустить.

6.5.4.

АВТОМАТИЧЕСКАЯ БОРТОВАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИИЯ АБСУ-134А

6.5.4. АВТОМАТИЧЕСКАЯ БОРТОВАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ АБСУ-134А

0.1. ОПИСАНИЕ

(1) Общие сведения.

Автоматическая бортовая система управления АБСУ-134А предназначена для решения следующих задач:

— автоматический и директорный режим управления самолетом при заходе на посадку по сигналам радиотехнических систем категории II ИКАО до высоты 30 м и категории I ИКАО до высоты 60 м при углах наклона глиссады не более 3° (по курсу с начала четвертого разворота, по продольному каналу — с момента автоматического "захвата" глиссады);
— автоматическая стабилизация и управление приборной скоростью полета с помощью автомата тяги на предпосадочном маневре и при заходе на посадку до высоты выравнивания;
— автоматический уход на второй круг с высоты не ниже 30 м;
— автоматическая стабилизация углового положения самолета в пространстве и заданной барометрической высоты полета, а также управление самолетом с помощью автопилота во всем диапазоне эксплуатационных высот и скоростей, начиная с высоты 200 м;
— автоматическое управление заданным курсом самолета при ручной выставке ЗК кремальерой НКП-4 КВС или второго пилота;
— автоматическое управление самолетом в боковой плоскости при маршрутном полете по маякам VOR;
— автоматическая стабилизация заданной линии пути по сигналам доплеровского измерителя ДИСС-013;
— автоматическое триммирование и индикация усилий в системе управления рулем высоты при полете с включенным продольным каналом автопилота;
— индикация основных пилотажно-навигационных параметров и предупредительно-командная сигнализация (визуальная, световая и звуковая);
— автоматический предполетный и полетный контроль с указанием отказавшего режима, подканала, а также автоматическое переключение на резервный режим работы.

Система АБСУ-134А позволяет осуществлять комбинированное управление самолетом при заходе на посадку;

— по курсу — автоматически, по глиссаде — в директорном режиме;
— по курсу — в директорном режиме, по глиссаде — автоматически.

Возможно также сочетание автоматического управления по одному каналу с пилотированием по планке положения — по другому каналу.

(2) Основные тактико-технические характеристики АБСУ-134А.

а) Питание блоков системы по постоянному току напряжением $27\pm^{2,4}_{3,0}$ В, по переменному току напряжением $36\pm^{1,8}_{3,6}$ В, частотой 400±20Гц.

б) Точность стабилизации самолета автопилотом в горизонтальном полете:

— по курсу и тангажу ±0,5°;
— по крену ±0,5°;
— по высоте ±20 м — на маршруте, ±10 м — на предпосадочном маневре, при этом вертикальная скорость в установившемся режиме ±1 м/с (по ВАР-30 с учетом погрешности прибора ±1,75 м/с);
— по приборной скорости полета ±10 км/ч (при $V_{пр}$=180—400 км/ч) и ±15 км/ч (при $V_{пр}$ больше 400 км/ч) от установившегося значения скорости.

в) Координированный разворот:

— угол крена самолета при отклонении рукоятки "РАЗВОРОТ":
до 1-го упора — (18±5)°;
до 2-го упора — (25±3)°;
— отклонение шарика указателя скольжения — 0,5 диаметра;
— вертикальная скорость ±1 м/с (по ВАР-30 — ±1,75 м/с).

г) Точность выхода самолета на высоту H=30 м в режиме захода на посадку по курсу ±20 мкА, по глиссаде ±40 мкА.

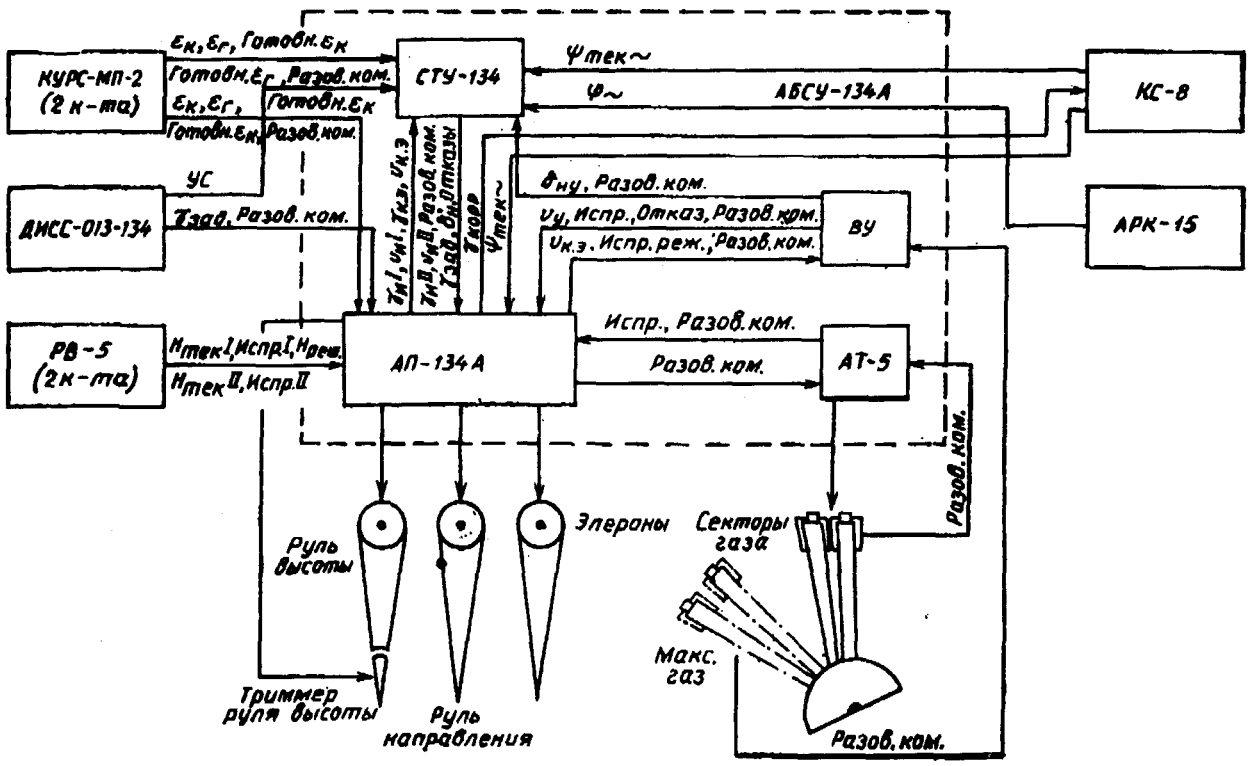
д) Точность стабилизации самолета при автоматическом полете по маяку VOR на расстоянии 30—160 км не хуже ±5 км относительно ЛЗП.

е) Точность выхода самолета на ППМ по боковому уклонению по сигналам ДИСС-013 не хуже 3% от пройденного расстояния.

(3) Состав системы АБСУ-134А.

Система состоит из следующих частей:

— система траекторного управления СТУ-134;
— автопилот АП-134А;
— автомат тяги АТ-5;
— аппаратура ухода на второй круг.



Структурная схема АБСУ-134А и связь со смежными системами
(от КУРС-МП-2 в АП-134А идет один "ГОТОВН. $\varepsilon_к$" и один "ГОТОВН. $\varepsilon_г$")

Система траекторного управления СТУ-134

Система предназначена для обеспечения:

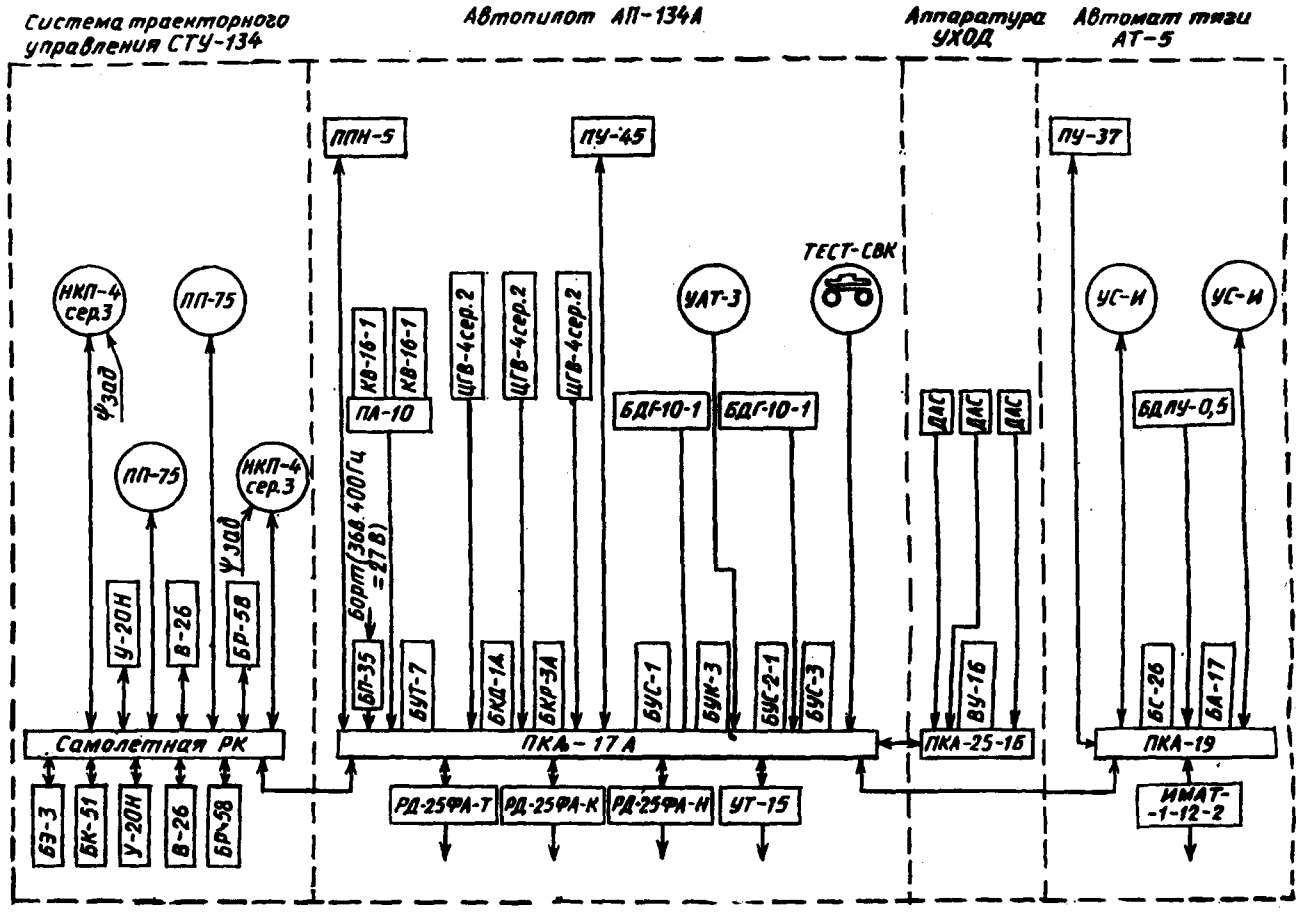
— управления самолетом по командным стрелкам пилотажных приборов ПП-75 при заходе на посадку с момента четвертого разворота;

— выдачи командных сигналов в автопилот АП-134А в режиме автоматического захода на посадку, в режиме автоматического полета по маякам VOR и режиме "ЗК";

— индикации основных параметров положения самолета.

Система СТУ-134 представляет собой комплекс взаимосвязанных агрегатов, необходимых для формирования сигналов управления самолетом и выдачи их пилоту в виде отклонения командных стрелок пилотажных приборов ПП-75.

Приборы ПП-75 и НКП-4 в полете используются как индикаторы соответствующих параметров положения самолета.



Состав АБСУ-134А

Пилотирование в директорном режиме захода на посадку осуществляется по командным стрелкам приборов ПП-75. Командные стрелки дают команду на создание крена и тангажа определенной величины для вывода самолета на заданную курсовым и глиссадным радиомаяками траекторию полета.

При выдерживании командных стрелок в пределах центрального кружка прибора ПП-75 самолет выходит на заданную траекторию либо удерживается на ней.

При заходе на посадку по командным стрелкам система СТУ-134 учитывает угол сноса до величины 16°, что обеспечивает полет самолета по заданной траектории с подобранным углом упреждения.

При автоматическом управлении самолетом при заходе на посадку и при полете по маякам VOR и по заданному курсу (ЗК) командные сигналы, вырабатываемые в системе СТУ-134, выдаются в автопилот.

В случае автоматического ухода на второй круг командные сигналы формируются в вычислителе ухода ВУ-1 и выдаются пилоту в виде отклонения горизонтальных командных стрелок приборов ПП-75 для контроля за работой автопилота.

Автопилот АП-134А.

Автопилот обеспечивает:

— стабилизацию угловых положений самолета вокруг центра масс на всех эксплуатационных режимах полета самолета, начиная с высоты 200 м, в том числе при разгоне и торможении;
— стабилизацию центра тяжести самолета относительно заданной траектории, используя сигналы корректора высоты, команд системы траекторного управления СТУ-134 и доплеровской навигационной системы.

В маршрутном полете автопилот АП-134А, используя сигналы гировертикали, корректора высоты, курсовой системы и датчиков угловых скоростей по крену, курсу и тангажу, стабилизирует крен, курс, тангаж самолета и барометрическую высоту полета.

При управлении рукоятками "РАЗВОРОТ" или "СПУСК—ПОДЪЕМ" пульта управления пилот может ввести самолет в крен (25±3)° или изменить угол тангажа на величину (12±3)°, т. е. может выполнять маневрирование в горизонтальной и вертикальной плоскостях.

В процессе построения предпосадочного маневра при выпуске шасси и закрылков в режиме стабилизации высоты автопилот стабилизирует исходную высоту полета.

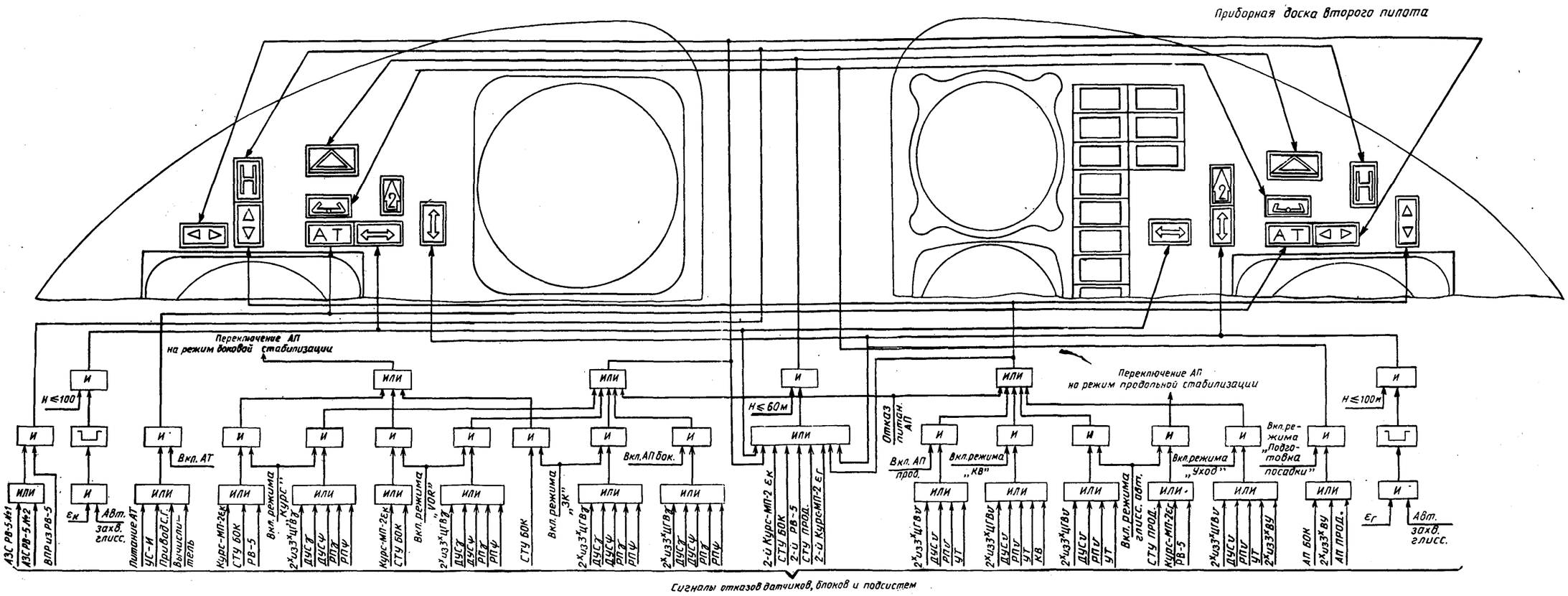
Выпуск закрылков и довыпуск их с включенным автопилотом сопровождается некоторым уменьшением скорости и кратковременным увеличением высоты до 20 м.

В автоматическом режиме захода на посадку управление самолетом в боковом и продольном движении осуществляется автопилотом по сигналам управления, выдаваемым системой траекторного управления и датчиками автопилота.

В автоматическом полете по маршруту по маякам VOR управление самолетом в боковом движении осуществляется автопилотом по сигналам управления, выдаваемым системой траекторного управления и датчиками автопилота.

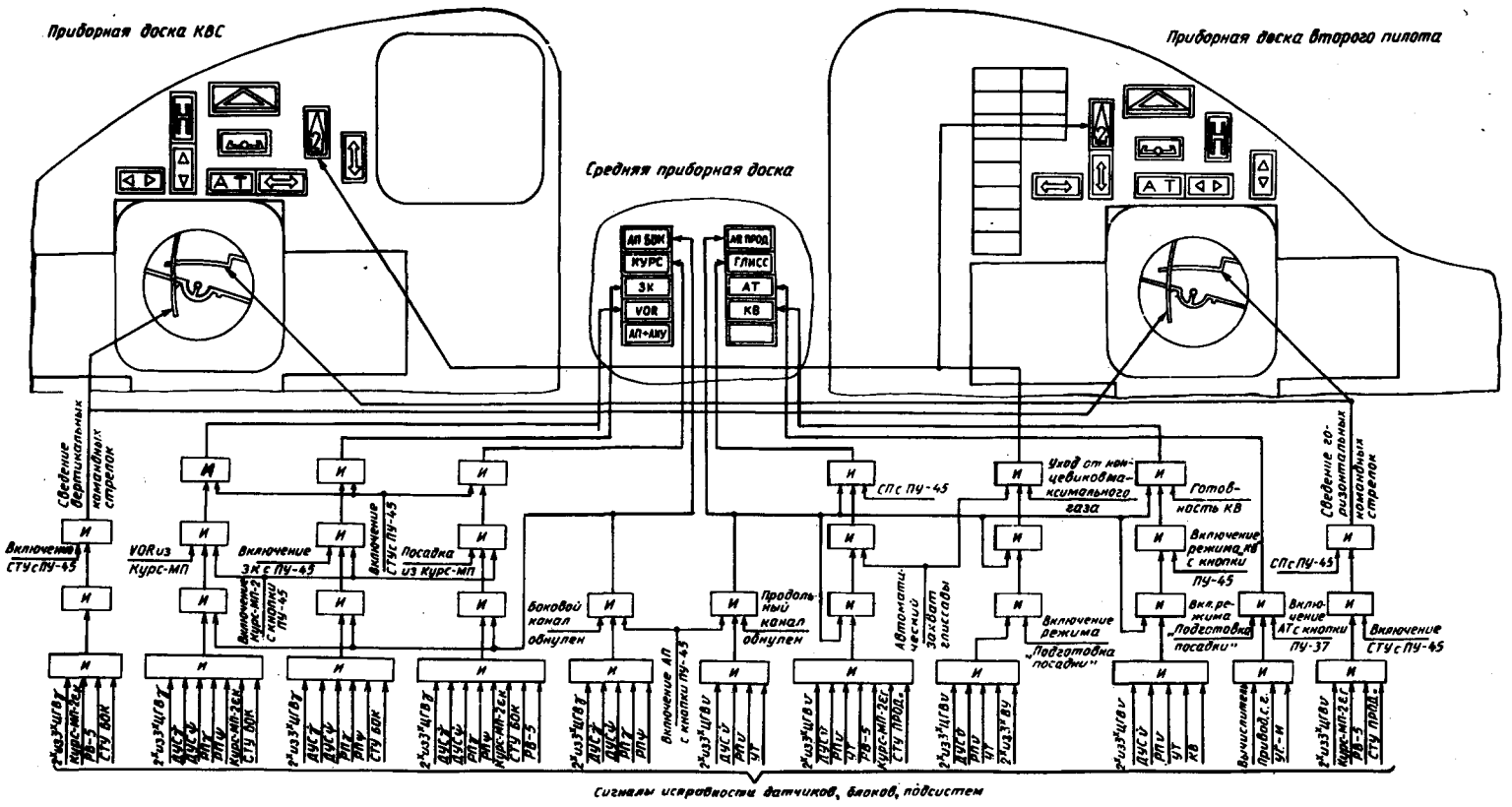
В автоматическом режиме ухода на второй круг управление самолетом в продольном движении осуществляется автопилотом по сигналам вычислителя ухода.

В автоматическом режиме полета в продольном канале автопилот с помощью блока управления триммированием автоматически снимает усилия в системе управления рулем высоты. Автоматическое триммирование происходит в процессе всего полета при управлении с помощью автопилота и включается одновременно с включением продольного канала автопилота. Отключение автоматического триммирования происходит одновременно с отключением продольного канала автопилота.



Структурная схема встроенного контроля и сигнализации отказов АБСУ

Изд. 404. Вклейка № 5 – лицо



Структурная схема системы встроенного контроля режимов работы АБСУ

Изд. 404. Вклейка № 5 – обор.

При включенном автопилоте предусмотрены следующие меры обеспечения безопасности полета:

а) Отключение автопилота пилотом:

— кнопками быстрого отключения, расположенными на штурвалах обоих пилотов;
— выключателями "ПОДГ. АП" или "БОК" и "ПРОД" на пульте управления автопилота;
— пересиливанием рулевых машин; при этом автопилот отключается через 0,6 с системой встроенного контроля, усилия пересиливания по рулю высоты — 30—45 кгс, по элеронам 15—30 кгс, по рулю направления — 50—80 кгс;
— принудительным, с помощью пиропатрона, отключением рулевых машин автопилота от системы управления;
— отключением механизма триммирования УТ-15 выключателем "ОТКЛЮЧЕНИЕ ТРИММЕРА РВ" (под колпачком).

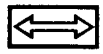
б) Ограничение отклонения рулей:

— фиксированными концевыми выключателями рулевых машин;
— ограничением тяговых усилий рулевых машин.

в) Проверка пилотом исправности системы встроенного контроля подсистем АБСУ от кнопки "ТЕСТ СВК".

г) Выдача сигнализации об отказах АБСУ-134А:

 (управляй креном)  (управляй тангажом),  (управляй скоростью).

д) Выдача предупредительной сигнализации  (предел курса) и  (предел глиссады) на высотах менее 100 м и  (отказ автоматического ухода).

е) Выдача командной сигнализации о необходимости принятия решения об уходе на второй круг  (интегральный сигнальный огонь).

ж) Автоматическое отключение продольного канала автопилота по сигналам предельных скорости и числа М.

з) Автоматический контроль работы и отключение автопилота системой встроенного контроля (СВК).

Аппаратура ухода на второй круг

Аппаратура обеспечивает автоматический уход на второй круг при полете по глиссаде с высоты не ниже 30 м. В автоматическом режиме вычислитель ухода использует сигналы датчиков приборной скорости и гировертикалей.

В аппаратуре ухода на второй круг имеется встроенный контроль.

Автоматический режим ухода может быть включен при включенном выключателе "ПОДГОТОВКА ПОСАДКИ" после "захвата" глиссады и при исправности аппаратуры ухода и "АП ПРОД." Режим "УХОД" включается автоматически при переведении рычагов управления двигателями во взлетный режим с одновременным отключением автомата тяги при нажатии на концевики секторов газа. Отключение режима "УХОД" может быть выполнено одним из следующих способов:

— нажатием одной из кнопок быстрого отключения автопилота;
— выключением выключателя "ПОДГОТОВКА ПОСАДКИ";
— выключением выключателя "ПОДГ. АП";
— выключением выключателя "ПРОД";
— поворотом рукоятки "СПУСК—ПОДЪЕМ";
— нажатием кнопки-лампы "КВ".

Автомат тяги АТ-5

Автомат тяги АТ-5 обеспечивает стабилизацию и управление скоростью самолета при заходе на посадку. Автомат тяги выводит самолет на заданную пилотом скорость полета и поддерживает эту скорость постоянной, воздействуя на рычаги управления двигателями самолета.

Заданная скорость полета устанавливается нажатием переключателя "СКОРОСТЬ БОЛЬШЕ—МЕНЬШЕ", а на приборах УС-И дистанционно передвигаются индексы заданной скорости до выбранного значения скорости. Автомат тяги отключается концевиками секторов газа приложением к ним небольшого усилия без изменения режима работы двигателей, когда пилот управляет двигателями вручную, или выключением выключателя "ПОДГОТОВКА ПОСАДКИ" на пульте ПУ-37.

Система встроенного контроля СВК

Для обеспечения контроля работоспособности АБСУ-134А в нее в качестве составной части входит система встроенного контроля. СВК осуществляет контроль всех подсистем АБСУ-134А: автопилота АП-134А, системы траекторного управления СТУ-134, аппаратуры ухода и автомата тяги АТ-5. Система встроенного контроля АБСУ-134А решает следующие задачи:

— осуществляет постоянный контроль работоспособности устройств и подсистем, находящихся во включенном состоянии, и выдает информацию о полной исправности АБСУ;
— запоминает возникшие отказы;
— обрабатывает информацию о работоспособности отдельных устройств АБСУ и ее датчиков в соответствии с заданным алгоритмом и выдает сигналы интегральной исправности каждого из режимов работы АБСУ;
— выдает команды в СТУ на сведение командных стрелок;
— выдает команду в блок управления и коммутации на отключение отказавшего включенного режима или на переключение на исправный режим;
— формирует команды при отказах режимов работы АБСУ на соответствующие светосигнальные табло;
— осуществляет контроль включенного автоматического режима;
— при нажатии кнопки "ТЕСТ СВК" осуществляет самоконтроль всей СВК включенного режима.

В состав АБСУ-134 входят три гировертикали, две из которых имеют выходы на указатели авиагоризонтов — пилотажные приборы ПП-75 (левый и правый). Третья ЦГВ выхода на указатель не имеет, а служит для кворумирования сигналов крена и тангажа вместе с левой и правой ЦГВ. Кворумированные значения углов крена и тангажа выдаются к потребителям: вычислителям СТУ-134, АП-134А, АТ-5 и ВУ.

Контроль каждого из каналов ЦГВ осуществляется методом сравнения текущих значений углов крена и тангажа каждой ЦГВ с осредненным значением сигналов крена и тангажа с выхода кворум-элемента.

При первом отказе сигнал отказавшей ЦГВ отключается от кворум-элемента.

Кроме контроля кворум-элементом, на самолете имеется контроль наличия питания переменным и постоянным токами цепей всех трех гировертикалей и системы СТУ сигнализаторами нарушения питания СНП-1. Сигналы отказа, выдаваемые СНП-1, также используются СВК АБСУ для отключения отказавшей ЦГВ.

При втором отказе ЦГВ формируется команда на отключение соответствующего канала автопилота и на развод командных стрелок отказавшего канала приборов ПП-75.

Одновременно кратковременно срабатывает прерывистая звуковая сигнализация, загораются красные светосигнальные табло  или  (в маршрутном полете),  и  или  и  (при заходе на посадку), гаснут соответствующие светосигнальные табло режимов на средней приборной доске пилотов, а на пульте управления автопилота ПУ-45 на бленкерах боковой ("БОК") или продольной ("ПРОД") стабилизации появится надпись "ОТКЛ".

ЦГВ левая и ЦГВ правая по сигналам крена, кроме контроля СВК АБСУ-134А, контролируются еще вместе с указателями ПП-75 блоком контроля кренов БКК-18, который выдает сигналы отказов на бленкеры флажкового типа приборов ПП-75.

Контроль работоспособности КВ и ДУСов осуществляется с помощью сравнения выходных сигналов двух датчиков пороговым устройством.

При отказе КВ выдается команда на отключение продольного канала автопилота, гаснут светосигнальное табло "КВ" на средней приборной доске пилотов и кнопка-лампа "КВ" на ПУ-45,загораются красные светосигнальные табло  на приборных досках КВС и второго пилота и кратковременно срабатывает прерывистая звуковая сигнализация, на ПУ-45 на бленкере "ПРОД" появляется надпись "ОТКЛ".

При отказе ДУСов выдается команда на отключение бокового канала автопилота или продольного канала. В этом случае загораются светосигнальные табло  или  , гаснет светосигнальное табло режима этого канала на средней приборной доске, кратковременно срабатывает прерывистая звуковая сигнализация, а на пульте управления автопилота ПУ-45 на бленкерах "БОК" или "ПРОД" появляется надпись "ОТКЛ" и гаснут кнопки-лампы и светосигнальные табло "КУРС", "ГЛИСС", "КВ", если соответствующий режим был включен в момент отказа.

Контроль работоспособности сервопривода автопилота в продольной и боковой плоскостях обеспечивается путем сравнения динамики и величины электрических сигналов, поступающих с рулевых машин, с сигналом соответствующего аналога сервопривода. СВК обеспечивает контроль как быстрых, так и медленных отказов. При отказе выдается команда на отключение соответствующего канала, кратковременно срабатывает прерывистая звуковая сигнализация, загораются светосигнальные табло  или  на приборных досках пилотов, гаснет светосигнальное табло режима на средней приборной доске и на соответствующем бленкере пульта ПУ-45 появляется надпись "ОТКЛ".

Кроме того, в автопилоте ведется контроль питания автопилота по переменному и постоянному токам, а также контроль питания от аккумуляторной шины (АЗС "СИГНАЛИЗ. АП"). При отказе питания автопилота и АЗС "СИГНАЛИЗ. АП" в любом автоматическом режиме или в режиме "ПОДГОТОВКА" выдается команда на отключение обоих каналов автопилота, загораются светосигнальные табло  и  на обоих досках пилотов, гаснут светосигнальные табло всех режимов на средней приборной доске и постоянно звучит прерывистый сигнал.

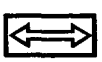
Контроль работоспособности системы триммирования осуществляется с помощью логического устройства, различающего как пассивные, так и активные отказы. Кроме того, осуществляется контроль заклинивания электромотора автотриммера по возрастанию тока в обмотке управления УТ-15. Сигнал отказа поступает на пороговое устройство с порогом срабатывания, эквивалентным 15—20 кг, и задержкой на отключение,

равной 2 с. Отказ сигнализируется мигающим светосигнализатором на указателе УАТ-3. При отказе автотриммера выдается команда на отключение продольного канала автопилота, кратковременно срабатывает прерывистая звуковая сигнализация, загораются светосигнальные табло  , гаснет светосигнальное табло режима продольного канала на средней приборной доске, на пульте ПУ-45 отключается бленкер "ПРОД" и появляется надпись "ОТКЛ", гаснет кнопка-лампа "КВ" или "ГЛИСС", если произошел отказ в этих режимах.

В автомате тяги АТ-5 предусмотрен контроль исправности вычислителя, датчиков УС-И, привода и изменения значения стабилизируемой скорости на 15—20 км/ч. Для обнаружения пассивного отказа контроль построен на сравнении сигналов вычислителя и аналога. Контроль активного отказа ведется по скорости перемещения выходного механизма ИМАТ. Кроме того, ведется контроль питания сигнализатором нарушения питания СНП-1. При любом отказе в АТ-5 выдается команда на отключение автомата тяги, загораются красные светосигнальные табло  , гаснет светосигнальное табло режима и кнопка-табло "АТ".

Контроль СТУ осуществляется путем сравнения величин отклонения командных стрелок приборов ПП-75 левого и правого полукомплектов. При рассогласовании этих сигналов на ±6 мм схема сравнения выдает сигнал отказа соответствующего канала СТУ. Такого вида схема контроля имеется как для продольного, так и для бокового канала СТУ. При появлении отказа в СТУ автоматически разводятся командные стрелки соответствующего канала в приборах ПП-75. Кроме того, ведется контроль питания СТУ сигнализатором нарушения питания СНП-1, который выдает сигнал отказа в систему контроля АБСУ для разведения командных стрелок приборов ПП-75 и переключения режимов работы автопилота. Контроль вычислителя ухода ведется с момента включения выключателя "ПОДГОТОВКА ПОСАДКИ" на пульте управления автомата тяги и осуществляется следующим образом: вычислитель ухода имеет три канала, выходные сигналы которых осредняются на кворум-элементе. Осредненный командный сигнал по тангажу ухода поступает в АП. Каждый из каналов ВУ контролируется детекторами отказов, которые непрерывно измеряют разницу между текущим значением сигнала с каждого канала ВУ и осредненным значением с выхода кворум-элемента. Кроме того, в вычислителе ухода осуществляется контроль питания по переменному и постоянному токам. Сигнал исправности ВУ выдается в СВК АБСУ, если исправны не менее двух из трех каналов ВУ. При любом втором отказе в вычислителе ухода в режиме ухода на второй круг гаснут светосигнальные табло  (автоматический уход на второй круг) у обоих пилотов, отключается продольный канал автопилота, на бленкере "ПРОД" пульта управления автопилота ПУ-45 появляется надпись "ОТКЛ", горят красные светосигнальные табло  , желтые светосигнальные табло  и кратковременно срабатывает прерывистая звуковая сигнализация.

В режиме захода на посадку СВК АБСУ формирует интегральный сигнал отказа режима автоматического ухода на второй круг в соответствии со структурной схемой и выдает его на желтые светосигнальные табло 

Блоки предельных значений в режиме захода на посадку на высотах ниже 100 м выдают на желтые светосигнальные табло  и  информацию о достижении предельных отклонений от равносигнальных зон курса и глиссады.

Система встроенного контроля АБСУ в режиме захода на посадку на высотах ниже 60 м при всех отказах АБСУ (без учета АТ-5) и ее датчиков, участвующих в формировании законов управления захода на посадку, обеспечивает выдачу сигнала на интегральный сигнальный огонь (*ИСО*). *ИСО* представляет собой красное светосигнальное табло  на приборных досках обоих пилотов, работающее в импульсном режиме. Структурная схема подключения ИСО представлена в РЛЭ, 6.5.4.

Мигание светосигнального табло  сигнализирует экипажу о необходимости принятия решения об уходе на второй круг, если КВС не принял решение о выполнении посадки (не дал команду "Садимся"), или продолжении захода на посадку вручную, если до срабатывания ИСО КВС принял решение о выполнении посадки (дал экипажу команду "Садимся").

В этом случае уход выполнять в автоматическом режиме.

Если одновременно с ИСО загорелось светосигнальное табло  или это светосигнальное табло загорелось ранее, то уход на второй круг возможен только вручную.

Система встроенного контроля АБСУ в течение всего полета выдает сигнал полной исправности АБСУ-134А на пульт поиска неисправностей ППН-5. При возникновении любого отказа в АБСУ на ППН-5 гаснет светосигнальное табло "ИСПР. АБСУ", отказ запоминается и после полета с помощью кнопок "ПУСК" и "ПОИСК" можно определить отказавший блок или подсистему без отключения питания.

Перечень сигналов, выдаваемых АБСУ-134А на светосигнальные табло отказов и информационно-предупредительные светосигнальные табло, приведен в РЛЭ, 6.5.4.

Перечень сигналов, выдаваемых АБСУ-134А на светосигнальные табло режимов, приведен в РЛЭ, 6.5.4.

Структурные схемы системы встроенного контроля режимов работы и отказов АБСУ-134А приведены в РЛЭ, 6.5.4.

Приборы управления и контроля АБСУ-134А

К приборам управления АБСУ-134А относятся пульты управления автопилота ПУ-45 и автомата тяги ПУ-37.

Пульт управления автопилота ПУ-45 предназначен для следующих операций:

— включения и отключения автопилота;
— проведения подготовки к включению режимов работы автопилота;
— включения различных режимов работы СТУ;
— выдачи сигнальной информации о текущем режиме полета.

На ПУ-45 располагаются:

— выключатель "ПОДГ. АП"	— для подготовки к включению автопилота;
— кнопка "ВКЛ. АП"	— для включения автопилота;
— переключатель "СТУ"	— для включения режимов "СП", "VOR", "ЗК";
— выключатель "БОК"	— для отключения стабилизации бокового канала (по крену и курсу);

— бленкер боковой стабилизации "БОК"	— для индикации включения ("ВКЛЧ") или отключения ("ОТКЛ") режима боковой стабилизации или включения режима "ПОДГОТОВКА" ("ПОДГ");
— выключатель "ПРОД"	— для отключения стабилизации продольного канала (по тангажу и высоте);
— бленкер продольной стабилизации "ПРОД"	— для индикации включения ("ВКЛЧ") или отключения ("ОТКЛ") режима продольной стабилизации или включения режима "ПОДГОТОВКА" ("ПОДГ");
— кнопка-лампа "КУРС"	— для включения и индикации режимов работы автопилота и СТУ в боковой плоскости;
— кнопка-лампа "ГЛИСС"	— для включения и индикации режима автоматического и директорного захода на посадку в продольной плоскости;
— кнопка-лампа "КВ"	— для включения и индикации режима "КВ";
— рукоятка "РАЗВОРОТ"	— для управления самолетом в боковой плоскости вручную через автопилот;
— рукоятка "СПУСК-ПОДЪЕМ"	— для управления углом тангажа вручную через автопилот.

Пульт управления автомата тяги ПУ-37 предназначен для следующих операций:

— включения и отключения АТ-*5* пилотом;
— изменения режимов работы АТ-*5*;
— сигнализации о включении режимов работы АТ-*5*;
— включения и отключения аппаратуры ухода на второй круг.

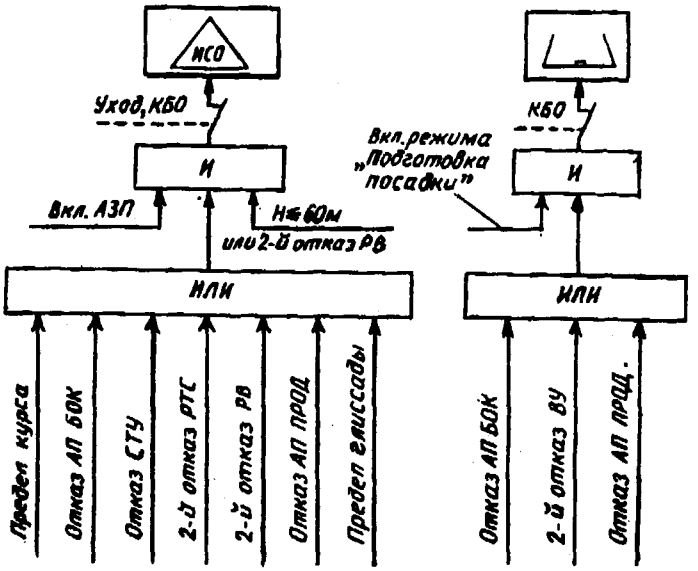
На ПУ-37 располагаются:

— выключатель "ПОДГОТОВКА ПОСАДКИ"	— для включения и отключения пилотом электропитания автомата тяги и аппаратуры ухода на второй круг;
— кнопка-табло "АТ"	— для включения автомата тяги в режим "УПРАВЛЕНИЕ";
— переключатель приборов УС-И	— для задания скорости по левому УС-И и правому УС-И соответственно КВС или вторым пилотом;
— кнопка-табло "$Г_1$" и "$Г_2$"	— для отключения секторов газа от исполнительного механизма автомата тяги ИМАТ.

К приборам контроля относится пульт поиска неисправностей ППН-*5*, который предназначен для выполнения следующих функций:

— сигнализации о полной исправности АБСУ;
— поиска неисправного блока АБСУ перед полетом и после полета;
— проведения самоконтроля СВК перед полетом.

На передней панели ППН-*5* расположены светосигнальные табло исправности и отказов, светосигнальные табло с наименованиями проверяемых блоков и подсистем, а также кнопки и выключатель для управления работой ППН-*5*.

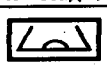


Структурная схема формирования и подключения интегрального сигнального огня и интегрального отказа автоматического ухода

ПЕРЕЧЕНЬ

сигналов, выдаваемых АБСУ-134А на светосигнальные табло отказов и информационно-предупредительные светосигнальные табло приборных досок пилотов

Цвет светосигнального табло	Наименование (изображение) сигнала	Вид отказа и предельное значение			Режим работы сигнализации	Звуковая сигнализация
		Маршрут	Посадка	Уход		
Красный	(управляй креном)	Отказ питания АП; отказ АП БОК (приводы γ и ψ, БДГ по $\dot{\gamma}$ и $\dot{\psi}$); 2-й отказ ЦГВ по γ; отказ АЗС "СИГНАЛИЗ. АП"	Отказ питания АП; отказ АП БОК (приводы γ и ψ, БДГ по $\dot{\gamma}$ и $\dot{\psi}$); 2-й отказ ЦГВ по γ; отказ АЗС "СИГНАЛИЗ.АП"	Отказ питания АП; отказ АП БОК (приводы γ и ψ, БДГ по $\dot{\gamma}$ и $\dot{\psi}$); 2-й отказ ЦГВ по γ; отказ АЗС "СИГНАЛИЗ. АП"	Непрерывный	Есть
	(управляй тангажом)	Отказ питания АП; отказ АП ПРОД (привод υ, изодром, автотриммер, БДГ по $\dot{\upsilon}$, КВ при включенном режиме); 2-й отказ ЦГВ по υ; отказ АЗС "СИГНАЛИЗ. АП"	Отказ питания АП; отказ АП ПРОД (привод υ, изодром, автотриммер, БДГ по $\dot{\upsilon}$); 2-й отказ ЦГВ по υ; отказ АЗС "СИГНАЛИЗ. АП"	Отказ питания АП; отказ АП ПРОД (привод υ, изодром, автотриммер, БДГ по $\dot{\upsilon}$); 2-й отказ ЦГВ по υ; 2-й отказ ВУ; отказ АЗС "СИГНАЛИЗ. АП"	Непрерывный	Есть

Цвет светосигнального табло	Наименование (изображение) сигнала	Вид отказа и предельное значение			Режим работы сигнализации	Звуковая сигнализация
		Маршрут	Посадка	Уход		
Красный	 (управляй скоростью)	—	Отказ АТ (питание УС-И, привод секторов газа, изменение скорости на глиссаде)	—	Непрерывный	Есть
	 Интегральный сигнальный огонь (на высотах меньше 60 м)	—	Отказ автоматического режима захода на посадку (управляй креном, управляй тангажом, СТУ, РТС, РВ – пределы курса и глиссады);	—	Импульсный	Есть при отказах АП
	Разведение командных стрелок δ_z или $\delta_н$	2-й отказ КУРС-МП-2 по $\varepsilon_к$; отказ СТУ БОК в режимах "VOR" и "ЗК"; 2-й отказ ЦГВ по γ; отказ питания СТУ; отказ АЗС "СИГНАЛИЗ. АП"	2-й отказ КУРС-МП-2 по $\varepsilon_к$ или $\varepsilon_г$; 2-й отказ РВ-5; 2-й отказ ЦГВ по γ или υ; отказ СТУ БОК или СТУ ПРОД; отказ питания СТУ; отказ АЗС "СИГНАЛИЗ. АП"	—	—	—
Желтый	 (высота принятия решения)	—	По достижении выставленной пилотом высоты принятия решения	—	Непрерывный	—
	 (предел курса)	—	При отклонениях курсовой планки НКП-4 за пределы кружка на высотах меньше 100 м	—	Непрерывный	—
	 (предел глиссады)	—	При отклонениях глиссадной планки НКП-4 за пределы первой точки на высотах меньше 100 м	—	Непрерывный	—
	 (отказ автоматического ухода)	—	2-й отказ ВУ; управляй креном; управляй тангажом	2-й отказ ВУ; управляй креном; управляй тангажом	Непрерывный	—

Условные обозначения:

γ — крен;

ψ — курс;

υ — тангаж;

$\dot{\gamma}$ — скорость изменения крена (производная крена);

$\dot{\psi}$ — скорость изменения курса (производная курса);

$\dot{\upsilon}$ — скорость изменения тангажа (производная тангажа);

$\varepsilon_к$ — отклонение от курсовой равносигнальной зоны радиомаяка;

$\varepsilon_г$ — отклонение от глиссадной равносигнальной зоны радиомаяка;

δ_z — командные стрелки бокового движения на приборах ПП-75 (вертикальные командные стрелки);

$\delta_н$ — командные стрелки продольного движения на приборах ПП-75 (горизонтальные командные стрелки).

ПЕРЕЧЕНЬ
сигналов, выдаваемых АБСУ-134А на светосигнальные табло режимов с зелеными фильтрами

Надпись на светосигнальном табло (режим)	Наименование режима	Местоположение светосигнального табло
"АП ПРОД"	Все автоматические режимы в продольном канале	Средняя приборная доска
"ГЛИСС"	Заход на посадку по глиссаде (переключатель "СТУ" на ПУ-45 в положении "СП, VOR"): 1) при автоматическом захвате глиссады по сигналу, поступающему в АП-134А из СТУ-134; 2) при нажатии кнопки лампы "ГЛИСС" на ПУ-45	Средняя приборная доска
"КВ"	Режим "СТАБИЛИЗАЦИЯ Н": при нажатии кнопки-лампы "КВ" на ПУ-45	Средняя приборная доска
	Режим "УХОД": от концевиков максимального газа	Приборные доски КВС и второго пилота
"АП БОК"	Все автоматические режимы в боковом канале	Средняя приборная доска
"КУРС"	Заход на посадку в боковом канале с 4-го разворота: при нажатии кнопки-лампы "КУРС" на ПУ-45 (переключатель "СТУ" на ПУ-45 в положении "СП, VOR")	Средняя приборная доска
"ЗК"	Режим "ЗК": при установке переключателя "СТУ" на ПУ-45 в положение "ЗК" и при нажатии кнопки-лампы "КУРС" на ПУ-45	Средняя приборная доска
"VOR"	Режим "VOR": при установке режима "VOR" на блоке управления КУРС-МП-2, переключателя "СТУ" на ПУ-45 в положение "СП, VOR" и при нажатии кнопки-лампы "КУРС" на ПУ-45	Средняя приборная доска
"АП+АНУ"	Режим "АП+АНУ": при нажатии кнопки "АП+АНУ"	Средняя приборная доска
"АТ"	Заход на посадку: при включении выключателя "ПОДГОТОВКА ПОСАДКИ" на ПУ-37 и при нажатии кнопки-табло "АТ" на ПУ-37	Средняя приборная доска

0.2. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Наименование параметра	Единица измерения	Мин.	Норм.	Макс.
Высота включения автопилота	м	200	—	—
Высота включения автопилота или окончания пилотирования по командным стрелкам при заходе на посадку	м	30	—	—
Высота выключения автомата тяги	м	Высота выравнивания	—	—
Высота ухода на второй круг	м	30	—	—

Наименование параметра	Единица измерения	Мин.	Норм.	Макс.
Отклонение самолета при пролете ДПРМ по курсу и глиссаде	Определяется по НКП-4	—	—	±1 точка
Отклонение самолета на участке 100÷300 м:	Определяется по НКП-4			
— по курсу		—	—	Кружок
— по глиссаде		—	—	±1 точка
Углы крена самолета после вписывания в равносигнальную зону курса	град			±10
Дальность, при которой обеспечивается автоматический полет по маяку VOR с точностью ±5 км относительно ЛЗП	км	30	—	200
Готовность к работе ЦГВ-4 (приборов ПП-75)	Разрешается пользоваться показаниями ПП-75 не ранее чем через 3 мин после включения ПТ-1500Ц и ПТ-200Ц левого АГ			

0.3. НОРМАЛЬНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Предполетная проверка АБСУ-134А	Предполетная проверка АБСУ-134А производится при выключенных двигателях.
а) Подготовка к проверке	Убедиться, что все АЗС АБСУ-134А и смежных систем и агрегатов включены (кроме АЗС КУРС-МП-2 "СИГНАЛИЗАЦИЯ").
	Убедиться по показаниям приборов на щитке управления электроэнергией, что электропитание бортовых сетей 36 В и 27 В включено. Убедиться, что шторки ламп ПП-75, ПУ-45 и селектора систем открыты.
	Выключатели (переключчатели) "АГД", "СТУ", "АГ ЛЕВ", "БКК ПИТАН.", "ЦГВ КОНТР", "АГ ПРАВ", "ОТКЛЮЧЕНИЕ ТРИММЕРА РВ" — включить.
	Кнопка проверки ламп светосигнальных табло — нажать; убедившись в исправности ламп, кнопку отпустить.
	Выключатель "ПОДГОТОВКА ПОСАДКИ" — включить.
	Привести в состояние готовности и проверить авиагоризонты в соответствии с методикой, изложенной в РЛЭ, 6.5.1. В случае, если на пульте поиска неисправностей ППН-5 погаснет светосигнальное табло "ИСПР. АБСУ", необходимо открыть крышку на ППН-5, включить выключатель "ТЕСТ СВК" и нажать кнопку "ПОИСК". После загорания одного из светосигнальных табло с наименованием блока и табло "1", "2" или "3", указывающего номер отказавшего канала, нажать и отпустить кнопку "СН.П", табло "1", "2" или "3" и светосигнальное табло с наименованием блока должны погаснуть. Проделать указанные операции с кнопками "ПОИСК" и "СН.П" до тех пор, пока не загорится светосигнальное табло "ИСПР. АБСУ".

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Предполетная проверка АБСУ-134А а) Подготовка к проверке (прод.)	Убедиться, что индекс заданной скорости на обоих приборах УС-И находится в согласованном со стрелкой положении. Убедиться, что кнопки-табло отключения муфт РУД "Г1" и "Г2" выключены (горят, не утоплены), переключатель "УС-И ЛЕВ—УС-И ПРАВ" находится в положении "УС-И ЛЕВ". Убедиться, что РУД перемещаются без заеданий, и поставить их в среднее положение. Убедиться, что переключатель "КУРС ЗАДАННЫЙ" находится в положении "ЛЕВ". Курсовая система — согласовать. НКП-4 КВС — установить взлетный курс. Стрелка заданного курса НКП-4 второго пилота должна отслеживать показания прибора НКП-4 КВС. Включить систему КУРС-МП-2, на блоках управления установить рабочую частоту маяка системы СП-50М (или ILS) и включить радиовысотомеры № 1 и 2. Убедиться, что АЗС КУРС-МП-2 "СИГНАЛИЗАЦИЯ" выключен, а рукоятки "РАЗВОРОТ" и "СПУСК—ПОДЪЕМ" находятся в нейтральном положении.
б) Проверка включения и выключения автопилота	Рукоятка стопорения рулей — в положение "ОТСТОПОР". Выключатели "БОК", "ПРОД" и "ПОДГ. АП" — включить. При появлении на обоих бленкерах надписи "ПОДГ": Кнопка "ВКЛ.АП" — нажать и отпустить. При этом рули зафиксируются, на обоих бленкерах появится надпись "ВКЛЧ", загорятся светосигнальные табло режимов "АП БОК" и "АП ПРОД". Кнопка быстрого отключения КВС — нажать и отпустить. При этом кратковременно сработает прерывистая звуковая сигнализация, гаснут светосигнальные табло режимов, на бленкерах "БОК" и "ПРОД" появится надпись "ОТКЛ". Включить повторно автопилот кнопкой "ВКЛ АП" (загорятся светосигнальные табло режимов) и аналогично проверить отключение автопилота от КБО второго пилота. Вновь включить автопилот кнопкой "ВКЛ. АП", загорятся светосигнальные табло "АП БОК" и "АП ПРОД". При повторном включении автопилота необходимо выключить и вновь включить выключатель "ПОДГ. АП". Приложить усилие к штурвальной колонке 30—45 кгс.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Предполетная проверка АБСУ-134А б) Проверка включения и выключения автопилота (прод.)	При этом кратковременно сработает прерывистая звуковая сигнализация, загораются светосигнальные табло  , гаснет светосигнальное табло "АП ПРОД", на бленкере "ПРОД" появляется надпись "ОТКЛ". Приложить усилие к штурвалу 15—30 кгс. При этом кратковременно сработает прерывистая звуковая сигнализация, загорятся светосигнальные табло  , гаснет светосигнальное табло "АП БОК", на бленкере "БОК" появляется надпись "ОТКЛ". Включить автопилот. Приложить усилие: к педалям 50—80 кгс. При этом кратковременно сработает прерывистая звуковая сигнализация, загорятся светосигнальные табло  , гаснет светосигнальное табло "АП БОК", на бленкере "БОК" появится надпись "ОТКЛ".
в) Проверка включения и отключения автомата тяги	Рычаги управления двигателями — расстопорить. Кнопки-табло "Г1" и "Г2" — включить (утоплены и не горят). Кнопка-табло "АТ" — нажать и отпустить. При этом загорятся кнопка-табло и светосигнальное табло "АТ". Рычаги управления двигателями — приложить небольшое (1,5—2,5 кгс) усилие, не меняя их положения. При этом гаснут кнопка-табло и светосигнальное табло "АТ". Вновь включить автомат тяги кнопкой-табло "АТ" и проверить его отключение выключением выключателя "ПОДГОТОВКА ПОСАДКИ".
г) Проверка включения и отключения режима "УХОД"	Включить автопилот кнопкой "ВКЛ. АП". Включить выключатель "ПОДГОТОВКА ПОСАДКИ". Переключатель "СТУ" — в положение "СП, VOR". Командные стрелки приборов ПП-75 установятся в середине центрального кружка. Кнопки-лампы "КУРС" и "ГЛИСС" — нажать и отпустить. При этом загорятся кнопки-лампы и светосигнальные табло "КУРС" и "ГЛИСС", а штурвальная колонка перемещается от себя. Рычаги управления двигателями — во взлетное положение.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Предполетная проверка АБСУ-134А **г) Проверка включения и отключения режима "УХОД" (прод.)**	При этом штурвальная колонка переместится на себя, загорятся светосигнальные табло  , останутся гореть светосигнальные табло "АП БОК" и "АП ПРОД", вертикальные командные стрелки приборов ПП-75 разведутся, горизонтальные — отклонятся вверх (12 мм), а светосигнальные табло и кнопки-лампы "КУРС" и "ГЛИСС" погаснут. Кнопка быстрого отключения КВС — нажать и отпустить. При этом кратковременно сработает прерывистая звуковая сигнализация, погаснут все светосигнальные табло режимов, а на обоих бленкерах появится надпись "ОТКЛ". Выключатели "ПОДГ. АП" и "ПОДГОТОВКА ПОСАДКИ" — выключить и вновь включить. Вновь включить автоматический режим "УХОД" и проверить отключение его от КБО второго пилота.
д) Проверка системы встроенного контроля	Включить автопилот, автомат тяги и СТУ. Кнопка "ТЕСТ СВК" — нажать и отпустить. При этом загорятся светосигнализаторы "БОК" и "ПРОД", кратковременно сработает прерывистая звуковая сигнализация (5 с), загорятся светосигнальные табло отказов  ,  ,  ,  и  , разведутся командные стрелки приборов ПП-75. Автопилот и автомат тяги не отключаются (горят светосигнальные табло включенного режима). Через 3—5 с светосигнальные табло отказов гаснут, командные стрелки приборов ПП-75 устанавливаются в центре кружка, гаснут светосигнализаторы "БОК" и "ПРОД". Выключатели "ПОДГ. АП", "БОК" и "ПРОД" — выключить. Переключатель "СТУ" — в среднее положение. Выключатель "ПОДГОТОВКА ПОСАДКИ" — выключить. АЗС КУРС-МП-2 "СИГНАЛИЗАЦИЯ" — включить. Выполнить работы, предусмотренные картой контрольной проверки (РЛЭ, 4.9.1, 0.2).
(2) Использование АБСУ-134А в полете по маршруту а) Включение автопилота	Автопилот разрешается включить на высоте 200 м в установившемся режиме набора высоты, горизонтального полета или снижения во всем диапазоне эксплуатационных высот, скоростей и чисел М. Включение автопилота возможно как в прямолинейном полете, так и при выполнении установившегося координированного разворота с углом крена менее $\pm 30^{\circ}$.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(2) Использование АБСУ-134А в полете по маршруту а) Включение автопилота (прод.)	При включении автопилота в крене самолет автоматически выводится в полет без крена. Рукоятки "РАЗВОРОТ" и "СПУСК—ПОДЪЕМ" — нейтрально. Выключатели "БОК", "ПРОД.", "ПОДГ. АП" — включить. Включение выключателя "ПОДГ. АП" выполнять непосредственно перед включением автопилота. В режиме установившегося полета сбалансировать самолет триммерами и установить штурвал в нейтральное положение. По окончании центрирования, когда на бленкерах появится надпись "ПОДГ", кнопку "ВКЛ.АП" нажать и отпустить. При этом на обоих бленкерах появится надпись "ВКЛЧ", загораются светосигнальные табло "АП БОК", "АП ПРОД", а самолет будет выполнять стабилизацию текущих значений тангажа и курса. В случае включения автопилота в крене самолет автоматически выводится в полет без крена с последующей стабилизацией установившегося курса. Приложить небольшие усилия к органам управления и убедиться, что рулевые машины автопилота включены. При этом не следует пересиливать рулевые машины, так как система встроенного контроля может отключить автопилот. При неодновременной готовности каналов (при отсутствии на одном из бленкеров надписи "ПОДГ") включение этого канала произвести повторным нажатием кнопки "ВКЛ. АП". Если при установке штурвала в нейтральное положение боковой канал автопилота не центрируется, то небольшими отклонениями штурвала вправо или влево добиться центрирования и включить его. При включении возможен незначительный уход самолета по курсу. **Примечания:** 1. Если в момент включения автопилота самолет начинает резко изменять режим полета (по крену только в сторону увеличения), необходимо нажатием кнопки быстрого отключения отключить автопилот, выключить выключатель "ПОДГ. АП". Включение неисправного канала автопилота в полете запрещается. 2. При ручном пилотировании выключатель "ПОДГ. АП" на пульте управления автопилота должен быть выключен. 3. При автоматическом полете экипаж самолета должен систематически контролировать положение самолета по приборам ПП-75, НКП-4, ВАР-30, высотомерам и АГД-1С, а также наличие связи между директорной системой и автопилотом по горящим кнопке-лампе "КУРС" и светосигнальным табло "VOR" или "ЗК". 4. В автоматическом полете контролировать снятие нагрузок в системе управления рулем высоты по прибору УАТ-3.
б) Управление и стабилизация	Для управления самолетом по курсу: Рукоятка "РАЗВОРОТ" — нажать и повернуть влево или вправо. При этом самолет входит соответственно в левый или правый разворот. Разворот будет продолжаться до тех пор, пока рукоятка будет находиться в отклоненном положении.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(2) Использование АБСУ-134А в полете по маршруту б) Управление и стабилизация (прод.)	Угол крена самолета при развороте определяется величиной отклонения рукоятки от нейтрального положения. Максимальный угол крена самолета при отклонении рукоятки "РАЗВОРОТ" до первого упора — (18±5)° до второго упора — (25±3)°. Для вывода самолета из разворота: Рукоятка "РАЗВОРОТ" — установить в нейтральное положение. Для управления самолетом по высоте: Рукоятка "СПУСК—ПОДЪЕМ" — повернуть на себя или от себя. При этом самолет переходит соответственно в набор высоты или снижение. Максимальный угол тангажа при снижении или наборе высоты при полном отклонении рукоятки от нейтрального положения — (12±3)° Для вывода самолета в горизонтальный полет: Рукоятка "СПУСК—ПОДЪЕМ" — установить в нейтральное положение. При одновременном повороте рукоятки "РАЗВОРОТ" вправо или влево и рукоятки "СПУСК—ПОДЪЕМ" на себя или от себя самолет будет выполнять соответственно правую восходящую (нисходящую) или левую восходящую (нисходящую) спираль. Если необходим режим КВ: Кнопка-лампа "КВ" — нажать и отпустить. При этом загорятся кнопка-лампа "КВ" и светосигнальное табло режима "КВ", а автопилот будет автоматически выдерживать заданную высоту полета, соответствующую высоте включения режима "КВ". **Примечание.** Допускается включение режима "КВ" при вертикальной скорости не более 5 м/с без перевода самолета в режим горизонтального полета. При управлении самолетом по высоте с помощью рукоятки "СПУСК-ПОДЪЕМ" режим "КВ" отключается.
(3) Автоматический полет по маршруту в режиме "VOR" а) Подготовка	Автопилот включить. Блоки управления КУРС-МП-2 — установить частоту выбранного канала. Убедиться в "захвате" маяка по погасанию светосигнализаторов "$К_1$" и "$К_2$" на селекторе выбора радиосистем. Переключатели "НА-ОТ" на селекторах курса КУРС-МП-2 — установить в нижнее положение. Селектор курса КУРС-МП-2 — установить ЗМПУ. НКП-4 КВС — установить ЗК, равный ЗМПУ. Стрелка заданного курса НКП-4 второго пилота должна отработать заданный курс, установленный КВС.

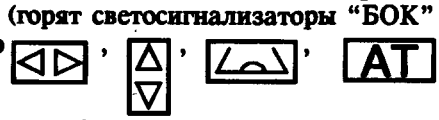
Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(3) Автоматический полет по маршруту в режиме "VOR"	Переключатель "СТУ"	— в положение "СП, VOR".
а) Подготовка (прод.)	При этом должны свестись только вертикальные командные стрелки приборов ПП-75.	
	Рукоятка "РАЗВОРОТ"	— нейтрально.
б) Техника выполнения автоматического полета по маяку	На расчетном ЛУР:	
	Кнопка-лампа "КУРС"	— нажать и отпустить.
	При этом должны загораться кнопка-лампа "КУРС" и светосигнальное табло "VOR".	
	После нажатия кнопки "КУРС" автопилот, выполняя команду СТУ-134, начинает выводить самолет на ЛЗП и стабилизировать его на ней.	
	В случае раннего или позднего включения по ЛУР автоматического управления выход на ЛЗП будет более продолжительным.	
	При этом образуется участок полета с углом подхода к ЛЗП, близким к 40°, без крена. Затем с момента отшкаливания планки "КУРС" на приборах НКП-4 самолет входит в крен и выходит на ЛЗП.	
	После выхода на ЛЗП переключатель "VOR" поставить в положение "МЯГКО". Для более быстрого выхода на ЛЗП можно выполнить разворот по планкам положения НКП-4 или по стрелке магнитного пеленга указателя ИКУ-1А с помощью рукоятки "РАЗВОРОТ" автопилота или вручную, после чего кнопку-лампу "КУРС" нажать и отпустить.	
	В случае неисправности аппаратуры ДИСС необходимо в установившемся полете, после выхода на ЛЗП, внести поправку на угол сноса, определенный по другим средствам, курсозадатчиком НКП-4 КВС.	
	Продольный канал автопилота при этом может быть использован как для стабилизации высоты полета на маршруте, так и для снижения до высоты предпосадочного маневра.	
в) Переход с ЛЗП одного маяка VOR на ЛЗП другого маяка VOR	Переключатель рода работ на селекторе систем КУРС-МП-2	— в положение "СОВМ".
	Пульт установки частоты 2-го полукомплекта на блоке управления КУРС-МП-2	— установить частоту следующего маяка VOR.
	Селектор курса 2-го полукомплекта КУРС-МП-2	— установить ЗМПУ на следующий маяк VOR.
	При "захвате" следующего маяка VOR светосигнализатор "$К_2$" гаснет.	
	На расстоянии 30 км до маяка VOR:	
	Рукоятка "РАЗВОРОТ"	— нажать и отпустить.
	При этом светосигнальное табло "VOR" и кнопка-лампа "КУРС" гаснут, а самолет продолжает полет в режиме "запомненного" курса.	
	НКП-4 КВС	— установить новое значение ЗК, равное ЗМПУ, на следующий маяк VOR.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(3) Автоматический полет по маршруту в режиме "VOR" в) Переход с ЛЗП одного маяка VOR на ЛЗП другого маяка VOR (прод.)	Переключатель рода работ на селекторе систем КУРС-МП-2 — в положение "2". На расчетном ЛУР: Кнопка-лампа "КУРС" — нажать и отпустить. При этом загорятся кнопка-лампа "КУРС" и светосигнальное табло "VOR", а самолет будет выходить на новую ЛЗП следующего маяка VOR. Для контроля правильности работы 2-го полукомплекта КУРС-МП-2: Пульт установки частоты на блоке управления 1-го полукомплекта КУРС-МП-2 — установить такую же частоту, как и на 2-м полукомплекте. Селектор курса 1-го полукомплекта КУРС-МП-2 — установить такой же ЗМПУ, как и на 2-м полукомплекте. При прохождении маршрута полета через маяк VOR по прямой или с некоторым изломом над ним необходимо за 30 км до маяка: Рукоятка "РАЗВОРОТ" — нажать и отпустить. При этом погаснет светосигнальное табло "VOR". Переключатель "НА—ОТ" на селекторах курса КУРС-МП-2 — в верхнее положение. При этом ЗМПУ изменится на 180° (при изломе траектории над маяком выставить новый ЗМПУ и установить новое значение ЗК на НКП-4). После прохождения маяка VOR на расстоянии 30 км: Кнопка-лампа "КУРС" — нажать и отпустить. При этом самолет будет стабилизироваться на ЛЗП в режиме автоматического полета от маяка VOR, загорится светосигнальное табло "VOR". Отключение режима "VOR" производится: — при установке переключателя "СТУ" в среднее положение; — при нажатии рукоятки "РАЗВОРОТ"; — автоматически системой встроенного контроля при отказе СТУ БОК и КУРС-МП-2 по $\varepsilon_к$; — при установке выключателей "ПОДГ. АП" или "БОК" в положение "ОТКЛ"; — автоматически системой встроенного контроля при отказе режима "АП БОК". В первых трех случаях остается включенным режим "АП БОК", в двух последних — режим "АП БОК" отключается, на бленкере "БОК" появляется надпись "ОТКЛ", светосигнальное табло "АП БОК" гаснет, кратковременно срабатывает прерывистая звуковая сигнализация.
(4) Автоматический полет по маршруту в режиме "ЗК"	Переключатель "СТУ" — в положение "ЗК". Вертикальные командные стрелки на приборах ПП-75 сводятся. Переключатель "КУРС ЗАДАННЫЙ" — в положение "ЛЕВ". НКП-4 КВС — установить нужный ЗК.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(4) Автоматический полет по маршруту в режиме "ЗК" (прод.)	Кнопка-лампа "КУРС"	— нажать и отпустить.
	Должны загореться кнопка-лампа "КУРС" и светосигнальное табло режима "ЗК", а автопилот выводит самолет на заданный курс.	
	При необходимости перейти на новый ЗК:	
	НКП-4 КВС	— установить нужный ЗК.
	Автопилот будет выводить самолет на установленный ЗК.	
	Отключение режима "ЗК" производится: — при установке переключателя "СТУ" в среднее положение; — при нажатии рукоятки "РАЗВОРОТ"; — автоматически системой встроенного контроля при отказе СТУ БОК; — при установке выключателей "ПОДГ. АП" или "БОК" в положение "ОТКЛ"; — автоматически системой встроенного контроля при отказе режима "АП БОК".	
	В первых трех случаях остается включенным режим "АП БОК", в двух последних — режим "АП БОК" отключается, на бленкере "БОК" появляется надпись "ОТКЛ", светосигнальное табло "АП БОК" гаснет, кратковременно срабатывает прерывистая звуковая сигнализация.	
(5) Автоматический полет по маршруту в режиме "АП+АНУ"	а) Автопилот включить.	
	Органы управления ДИСС-013-134 необходимо установить в положения:	
	Задатчик угла карты (путевого угла)	— ОЗМПУ следующего участка маршрута.
	НКП-4 КВС	— ОЗМПУ следующего участка маршрута.
	Счетчик координат	— стрелки "С" и "В" на нуле.
	Переключатель "М-С" на индикаторе ДИСС-013-134	— в положение "М" или "С".
	Переключатель "К-Р"	— в положение "Р".
	Индикатор "ЛБУ"	— стрелку в нулевое положение.
	Ручка включения САУ	— в крайнее положение против часовой стрелки (выключить).
	Выключатель счетчика координат	— в положение "ВЫКЛ".
	Переключатель "РЕЖИМЫ АНУ"	— в положение "АНУ ОТ ДИСС".
	б) Над ППМ или контрольным ориентиром подключить ДИСС-013-134 к автопилоту:	
	Ручка включения САУ	— в крайнее положение по часовой стрелке (включить).

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(5) Автоматический полет по маршруту в режиме "АП+АНУ" (прод.)	Кнопка "АП+АНУ" — нажать и отпустить. При этом загорится зеленый светосигнализатор на индикаторе "ЛБУ" и светосигнальное табло "АП+АНУ" на средней приборной доске.
	в) Выключатели счетчика координат — в положение "СЧЕТЧИК АНУ". После этого самолет будет автоматически выполнять полет по ЛЗП.
	г) Для выхода на очередной участок маршрута при подходе к ППМ на расстояние, равное ЛУР, необходимо установить: Задатчик угла карты (путевого угла) — ОЗМПУ следующего участка маршрута. Индикатор "ЛБУ" — расчетное значение бокового уклонения относительно следующего участка маршрута. Счетчик координат — координаты точки начала разворота относительно ППМ и следующего участка маршрута. После этого самолет автоматически начинает разворот и выходит на заданный участок маршрута. Если после выхода самолета из разворота на ЛЗП стрелка индикатора ЛБУ не установится на нуль, то необходимо отключить ДИСС-013-134 от автопилота и сообщить об этом КВС.
	д) Коррекция координат места положения самолета производится путем установки известного бокового уклонения на индикаторе "ЛБУ" и на счетчике координат. При отклонении самолета вправо от ЛЗП стрелку индикатора "ЛБУ" повернуть по часовой стрелке, при отклонении самолета влево — против часовой стрелки.
	е) Для отключения ДИСС-013-134 от автопилота ручку включения САУ повернуть в крайнее положение против часовой стрелки. При этом погаснут зеленый светосигнализатор на индикаторе "ЛБУ" и светосигнальное табло "АП+АНУ" на средней приборной доске.
(6) Автоматический заход на посадку а) Общие положения	При автоматическом и директорном заходах на посадку средства механизации крыла, выпуск шасси и положение стабилизатора использовать в соответствии с РЛЭ, 4.6.1. При автоматическом заходе на посадку экипаж должен систематически контролировать положение самолета по приборам ПП-75, НКП-4, УС-И, ВАР-30, высотомеру, АГД-1 и РВ-5, а также наличие связи между директорной системой и автопилотом по горящим кнопкам-лампам и светосигнальным табло "КУРС" и "ГЛИСС". КВС и второй пилот в процессе автоматического захода на посадку должны держать штурвал руками (ноги на педалях) и, исходя из сложившейся обстановки, должны быть готовы в любой момент отключить автопилот и перейти на режим ручного или директорного управления.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(6) Автоматический заход на посадку а) Общие положения (прод.)	КВС: — ведет радиосвязь; — включает АТ-5; — ведет контроль за режимами полета, за точностью пилотирования в зонах КРМ и ГРМ и за выдерживанием заданной скорости при включенном АТ, при выключенном АТ выдерживает заданную скорость; — устанавливает визуальный контакт с наземными ориентирами, принимает решение о выполнении посадки (дает экипажу команду "Садимся") и выполняет посадку; — выполняет уход на второй круг (дает экипажу команду "Уходим"), если до ВПР положение самолета оценено как непосадочное или последует команда диспетчера об уходе на второй круг. Второй пилот: — управляет режимами АБСУ и контролирует ее работу в автоматическом режиме; — пилотирует по командным стрелкам прибора ПП-75 в директорном режиме до ВПР; — выполняет уход на второй круг на ВПР с соответствующим докладом экипажу, если до ВПР КВС не принял решение (не дал команду "Садимся" или "Уходим"). Бортинженер: — контролирует сигнализацию режимов работы АБСУ, а также работу АБСУ по светосигнальному табло "ИСПР.АБСУ" на ППН-5; — диктует высоту полета по РВ, начиная с высоты ВПР+40 м и до касания ВПП; — на высоте $H_{реш}$+3 м громко оповещает — "Решение". **Примечание.** Пилотирование в директорном режиме осуществляется КВС до входа в глиссаду или вторым пилотом по его команде. Передача управления второму пилоту должна выполняться не позже участка полета, предшествующего входу в глиссаду на застабилизированной скорости.
б) Подготовка к заходу	На высоте построения предпосадочного маневра перевести самолет в режим горизонтального полета. Кнопка-лампа "КВ" — нажать. Допускается включение режима "КВ" при вертикальной скорости не более 5 м/с без перевода самолета в режим горизонтального полета. Выключатель "ПОДГОТОВКА ПОСАДКИ" — в положение "ВКЛ". При этом происходит согласование индекса заданной скорости со стрелкой текущей скорости на приборах УС-И. Через 15—20 с после включения выключателя "ПОДГОТОВКА ПОСАДКИ": Кнопка-табло "АТ" — нажать и отпустить. При этом должны загореться кнопка-табло и светосигнальное табло "АТ". **Примечание.** В случае, если автомат тяги не включается, убедиться, что рычаги управления двигателями расстопорены, и снова включить.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(6) Автоматический заход на посадку б) Подготовка к заходу (прод.)	Переключатель "СКОРОСТЬ БОЛЬШЕ — МЕНЬШЕ" — нажать в положение "БОЛЬШЕ" или "МЕНЬШЕ" до установления индекса по шкале приборов УС-И на величину, соответствующую режиму полета. Предпосадочный маневр до начала четвертого разворота выполняется по показаниям АРК, РЛС, РСП и других средств с помощью рукоятки "РАЗВОРОТ" или кремальеры "ЗК" на приборе НКП-4 и рукоятки "СПУСК—ПОДЪЕМ". Последовательность работы АБСУ-134А при заходе на посадку приведена в РЛЭ, 6.5.4. Перед третьим разворотом или на удалении 28—30 км при заходе с прямой: Проверить правильность установки рабочей частоты радиотехнической системы посадки на блоке управления КУРС-МП-2 и убедиться в нормальной работе аппаратуры КУРС-МП-2 по погасанию светосигнализаторов "$К_1$", "$К_2$" и "$Г_1$", "$Г_2$", а также по соответствующему отклонению планок положения на приборах НКП-4. Проверить электрический баланс приемников аппаратуры КУРС-МП-2 при погашенных светосигнализаторах "$К_1$", "$К_2$". Примечание. Электрический баланс в режиме "ILS" не проверяется. НКП-4 КВС — установить МК посадки. Переключатель "СТУ" — в положение "СП, VOR". Кнопка "ТЕСТ СВК" — нажать и отпустить Через 2—3 с после нажатия кнопки должна сработать световая и звуковая сигнализация (горят светосигнализаторы "БОК" и "ПРОД", светосигнальные табло  , кратковременно срабатывает прерывистая звуковая сигнализация, разводятся командные стрелки приборов ПП-75). Автопилот и автомат тяги при этом не отключаются. Через 3—4 с сигнализация отключается автоматически. В случае отсутствия указанной сигнализации выполнять автоматический заход на посадку запрещается. Выпуск шасси и закрылков производить в соответствии с РЛЭ, 4.6.1: При заходе на посадку по схеме при ширине коробочки 8 км шасси выпустить до начала третьего разворота, а закрылки на 20° — после третьего разворота. При заходе на посадку по схеме при ширине коробочки 12 км шасси выпустить за 5—3 км, а закрылки на 20° — за 2—1 км до начала четвертого разворота.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(6) Автоматический заход на посадку **в) Техника захода на посадку (прод.)**	Начало четвертого разворота определить по показанию АРК-15 или по команде диспетчера, руководящего посадкой. Определив момент начала четвертого разворота: Кнопка-лампа "КУРС" — нажать и отпустить. При этом должны загореться кнопка-лампа и светосигнальное табло "КУРС", после чего самолет автоматически входит в крен (21±2)° в сторону отклонения вертикальной командной стрелки на приборе ПП-75, а командные стрелки возвращаются в нулевое положение. В дальнейшем вертикальные командные стрелки должны выдерживаться автопилотом около нулевого положения. По окончании разворота автопилот выводит самолет из крена. В случае раннего четвертого разворота самолет выводится на равносигнальную линию курса в два этапа: сначала разворачивается на угол 60° и приближается к ЛЗП под углом 30° без крена (курсовая планка НКП-4 зашкалена), затем, с момента отшкаливания планки курса на приборах НКП-4, самолет входит в крен и выходит на ЛЗП. При очень позднем четвертом развороте самолет разворачивается на угол 120° и без крена приближается к ЛЗП под углом 30° с другой стороны, а с момента отшкаливания планки курса НКП-4 входит в крен и выходит на ЛЗП. В процессе четвертого разворота вести контроль за правильностью вписывания самолета в равносигнальную линию курса посадочного маяка по показаниям приборов ПП-75, НКП-4, АРК и по информации диспетчера ДПСП. **ВНИМАНИЕ:** 1. ЧЕТВЕРТЫЙ РАЗВОРОТ ВЫПОЛНЯТЬ НА ТАКОМ УДАЛЕНИИ ОТ ВПП, ЧТОБЫ ВЫХОД САМОЛЕТА ИЗ РАЗВОРОТА ПРОИСХОДИЛ ЗА 3—4 КМ ДО ВХОДА В ГЛИССАДУ. 2. ЕСЛИ ПЕРЕД ВЫПОЛНЕНИЕМ ЧЕТВЕРТОГО РАЗВОРОТА ПОКАЗАНИЯ ПЛАНОК КУРСА ПО ПРИБОРАМ НКП-4 НЕ СООТВЕТСТВУЮТ ПОЛОЖЕНИЮ САМОЛЕТА ОТНОСИТЕЛЬНО ЛЗП (НАПРИМЕР, САМОЛЕТ НАХОДИТСЯ "ЛОЖНОЙ" ЗОНЕ РАДИОМАЯКА), ВЫВЕСТИ САМОЛЕТ НА ПОСАДОЧНУЮ ПРЯМУЮ С ПОМОЩЬЮ РУКОЯТКИ "РАЗВОРОТ", ИСПОЛЬЗУЯ ПОКАЗАНИЯ АРК И КОМАНДЫ ДИСПЕТЧЕРА ДПСП, УСТАНОВИТЬ РУКОЯТКУ "РАЗВОРОТ" В НЕЙТРАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ И НАЖАТЬ КНОПКУ-ЛАМПУ "КУРС". 3. ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ ПО НЕСТАНДАРТНОЙ СХЕМЕ ИЛИ ПРИ ЗАХОДЕ С ПРЯМОЙ КНОПКУ-ЛАМПУ "КУРС" НАЖИМАТЬ НА УДАЛЕНИИ НЕ МЕНЕЕ 4 КМ ДО ВХОДА В ГЛИССАДУ. После выполнения четвертого разворота за 2—3 км до входа в глиссаду довыпустить закрылки на 30° или 38° в соответствии с РЛЭ, 4.6.1. Довыпуск закрылков до угла 30° или 38° при управлении с помощью автопилота сопровождается кратковременным увеличением высоты полета до 30 м и кратковременным уменьшением приборной скорости (при постоянном режиме работы двигателей). **Примечание.** Уменьшение скорости до величины, соответствующей скорости захода на посадку, производить в 2—3 приема, совмещать с довыпуском закрылков.

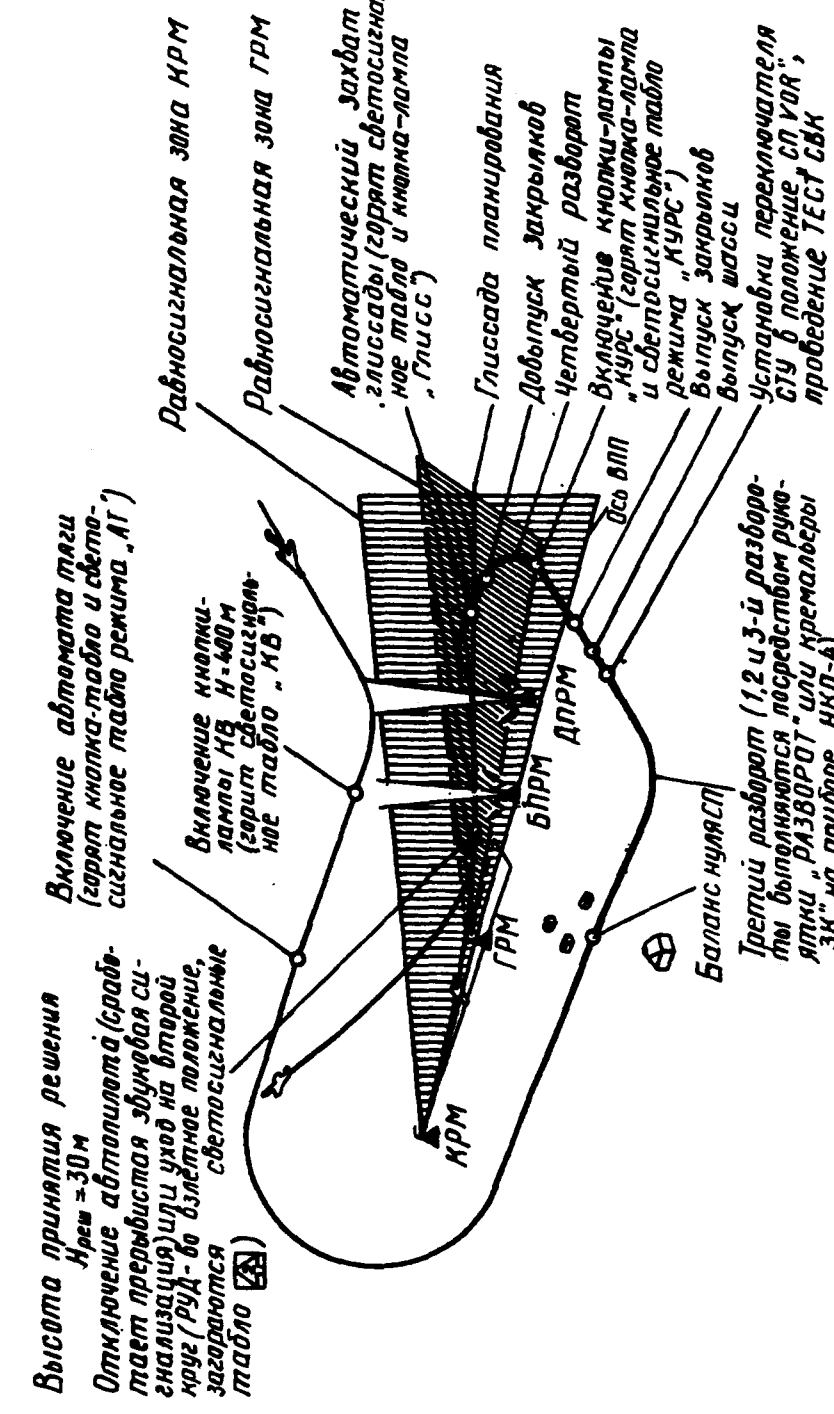


Схема последовательности работы АБСУ-134А при заходе на посадку и построения захода на посадку при ширине коробочки 12 км

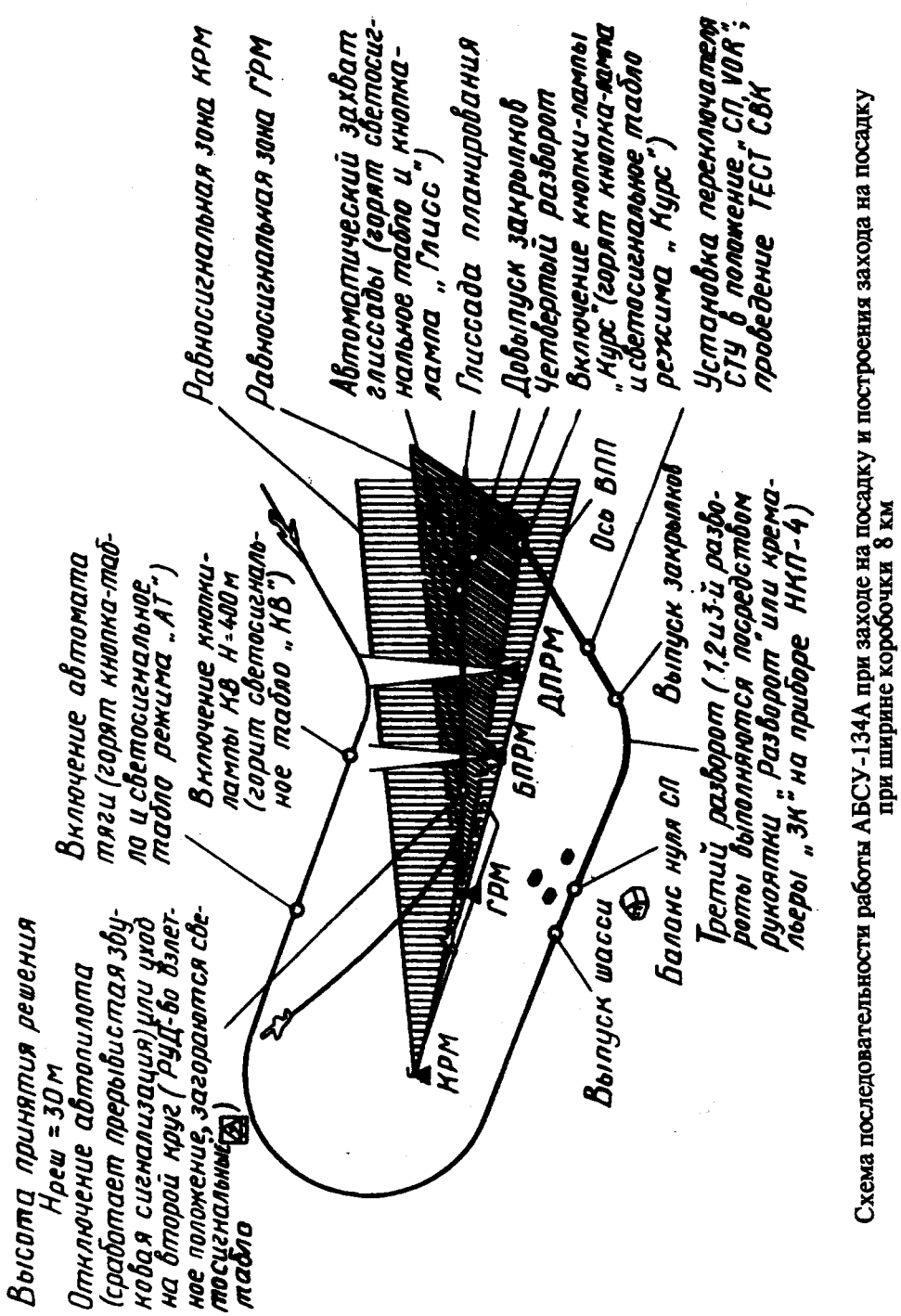


Схема последовательности работы АБСУ-134А при заходе на посадку и построения захода на посадку при ширине коробочки 8 км

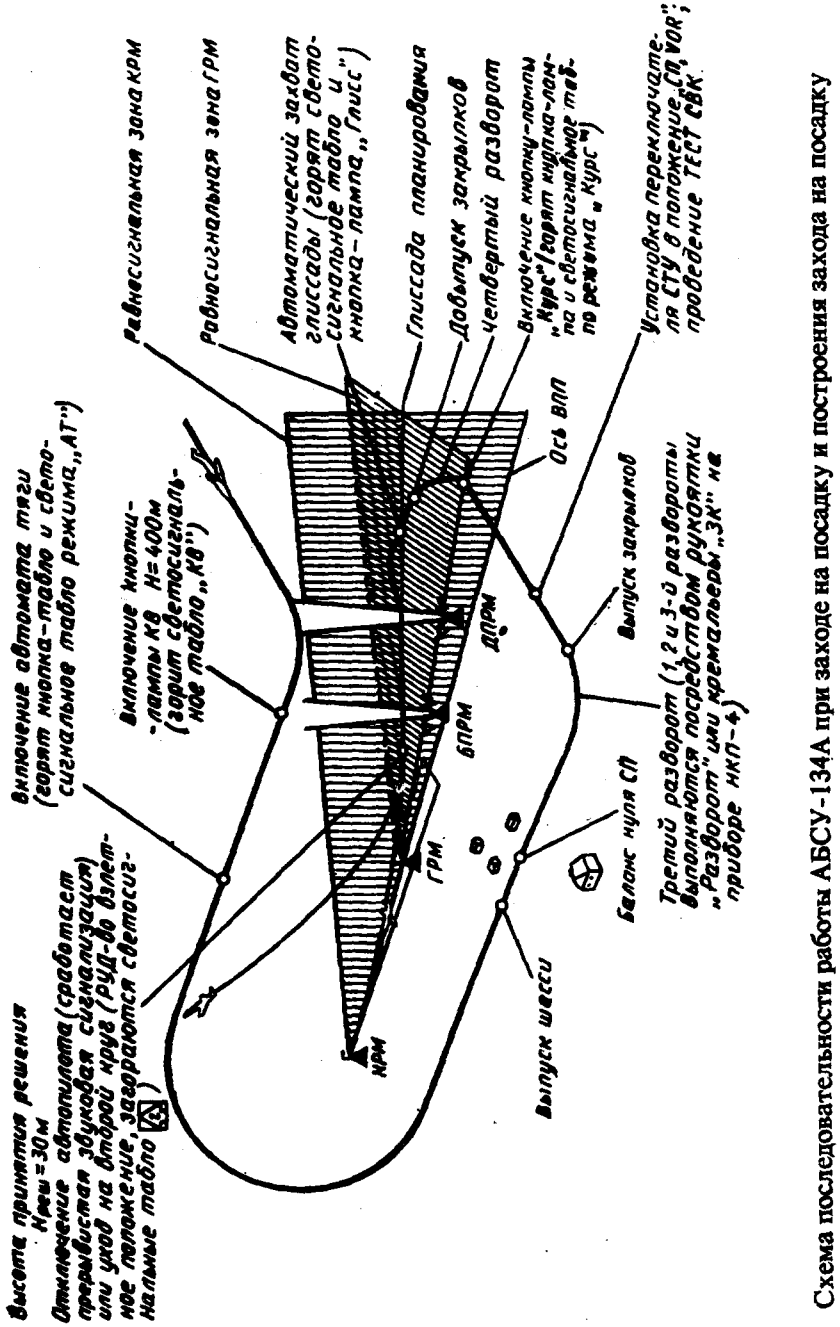
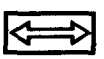


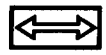
Схема последовательности работы АБСУ-134А при заходе на посадку и построения захода на посадку

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(6) Автоматический заход на посадку в) Техника захода на посадку (прод.)	Не рекомендуется совмещать довыпуск закрылков с моментом "захвата" глиссады. В момент прохождения планки глиссады через нулевое положение (по прибору НКП-4) происходит автоматический "захват" глиссады. При этом должны загореться кнопка-лампа и светосигнальное табло режима "ГИЛСС", после чего начинается автоматический выход самолета на глиссаду и стабилизация на ней, командные стрелки приборов ПП-75 должны выдерживаться автопилотом около нулевого положения. Если при подходе планки глиссады прибора НКП-4 к нулю сверху не произошел автоматический "захват" глиссады (не загорелось светосигнальное табло режима "ГЛИСС"), нажать кнопку-лампу "ГЛИСС". При пролете ДПРМ убедиться в том, что: — отклонения самолета от заданной траектории по курсу и по глиссаде не превышают ±1 точки (по НКП-4); — высота пролета ДПРМ соответствует установленной для данного аэродрома; — угол крена самолета не превышает ±10°. Если отклонения самолета от равносигнальных линий курса и глиссады, высота пролета и угол крена самолета не превышают указанных значений, то автоматический заход на посадку продолжать до пролета БПРМ. Если отклонения превышают указанные значения, действовать в соответствии с рекомендациями РЛЭ, 6.5.4, 0.4. На высотах ниже 100 м необходимо следить за тем, чтобы не горели светосигнальные табло   При пролете БПРМ убедиться в том, что: — отклонения самолета от равносигнальных линий курса и глиссады не превышают допустимых пределов (светосигнальные табло  и  не горят); — высота пролета БПРМ соответствует установленной для данного аэродрома; — углы крена самолета, создаваемые системой АБСУ для удерживания его на посадочном курсе, не превышают 5—8°. Если отклонения самолета не превышают указанных значений, продолжать автоматический заход на посадку до высоты принятия решения, а если превышают, действовать в соответствии с рекомендациями РЛЭ, 6.5.4, 0.4. Решение о посадке КВС принимает на высоте не ниже 30 м.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
г) Выключение автопилота и автомата тяги	По достижении самолетом высоты принятия решения (горит светосигнальное табло ),
	если принято решение выполнять посадку (при наличии надежного визуального контакта с наземными ориентирами):
	Кнопка быстрого отключения КВС — нажать и отпустить.
	При этом кратковременно срабатывает прерывистая звуковая сигнализация, гаснут кнопки-лампы "КУРС", "ГЛИСС", светосигнальные табло режимов "АП БОК", "АП ПРОД", "КУРС", "ГЛИСС".
	Если КВС допущен к полетам с использованием АБСУ-134А 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 и директорный заход на посадку выполнять до высоты 30 м.
	ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. НЕ РАЗРЕШАЕТСЯ ВКЛЮЧЕНИЕ АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕЖИМА ЗАХОДА НА ПОСАДКУ И ПОВТОРНОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА В ПРОЦЕССЕ СНИЖЕНИЯ САМОЛЕТА ПО ГЛИССАДЕ.
	На высоте выравнивания:
	Рычаги управления двигателями — приложить усилие (2±0,5) кгс к концевикам секторов газа.
	При этом гаснут кнопка-табло "АТ" и светосигнальное табло режима "АТ".
(7) Заход на посадку в директорном режиме а) Подготовка к заходу	На высоте построения предпосадочного маневра перевести самолет в режим горизонтального полета.
	Выключатель "ПОДГОТОВКА ПОСАДКИ" — в положение "ВКЛ".
	При этом происходит согласование индекса заданной скорости со стрелкой текущей скорости на приборах УС-И.
	Через 15—20 с после включения выключателя "ПОДГОТОВКА ПОСАДКИ":
	Кнопка-табло "АТ" — нажать и отпустить.
	При этом должны загореться кнопка-табло и светосигнальное табло "АТ".
	Примечание. В случае, если автомат тяги не включается, убедиться, что рычаги управления двигателями расстопорены, и вновь включить.
	Переключатель "СКОРОСТЬ БОЛЬШЕ—МЕНЬШЕ" — нажать в положение "БОЛЬШЕ" или "МЕНЬШЕ" до установления индекса по шкале приборов УС-И на величину, соответствующую режиму полета.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(7) Заход на посадку в директорном режиме а) Подготовка к заходу (прод.)	**Перед третьим разворотом или на удалении 28—30 км при заходе с прямой:** **Проверить правильность установки рабочей частоты радиотехнической системы посадки на блоке управления КУРС-МП-2 и убедиться в нормальной работе аппаратуры КУРС-МП-2 по погасанию светосигнализаторов "$К_1$", "$К_2$" и "$Г_1$", "$Г_2$" на селекторе систем, а также по соответствующему отклонению планок положения на приборах НКП-4.** **Проверить электрический баланс приемников аппаратуры КУРС-МП-2 при погашенных светосигнализаторах "$К_1$", "$К_2$".** **Примечание. Электрический баланс в режиме "ILS" не проверяется.** **НКП-4 КВС — установить МК посадки.** **Переключатель "СТУ" — в положение "СП VOR".** **Кнопка "ТЕСТ СВК" — нажать и отпустить.** **Через 2—3 с после нажатия должны загореться красные светосигнальные табло "АТ", разводятся командные стрелки приборов ПП-75.** **Через 3—4 с сигнализация автоматически отключается. В случае отсутствия развода командных стрелок приборов ПП-75 директорный заход на посадку запрещается.** **Выпуск шасси и закрылков производить в соответствии с РЛЭ, 4.6.1.** **При заходе на посадку по схеме при ширине коробочки 8 км шасси выпустить до начала третьего разворота, а закрылки на 20° — после третьего разворота. При заходе на посадку по схеме при ширине коробочки 12 км шасси выпустить за 5—3 км, а закрылки на 20° — за 1—2 км до начала четвертого разворота.**
б) Заход на посадку	**Определив момент начала четвертого разворота по показаниям АРК или по команде диспетчера, руководящего посадкой, создать крен в сторону отклонения вертикальной командной стрелки такой величины, чтобы вертикальная командная стрелка прибора ПП-75 стала в нулевое положение. Угол крена при этом должен быть (21±2)°. В дальнейшем небольшими отклонениями штурвала удерживать командные стрелки в пределах центрального кружка. При этом не следует преждевременно выводить самолет из заданного крена. Допустимы колебания командных стрелок в пределах центрального кружка приборов ПП-75. При длительном отклонении командной стрелки от среднего положения даже на небольшую величину появится ошибка в выводе самолета на равносигнальную линию зоны курса. В случае раннего выполнения четвертого разворота самолет выводится на равносигнальную линию курса в два этапа: сначала самолет разворачивается на угол 60° и приближается к ЛЗП под углом 30° без крена (курсовая планка НКП-4 зашкалена), затем с момента отшкаливания планки курса на приборах НКП-4 самолет входит в крен и выходит на ЛЗП. При очень позднем выполнении четвертого разворота самолет разворачивается на угол 120° и без крена приближается к ЛЗП под углом 30° с другой стороны, с момента отшкаливания планки курса на НКП-4 входит в крен и выходит на ЛЗП.**

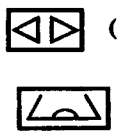
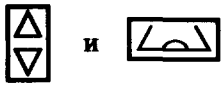
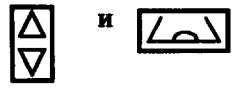
Условия (этап) работы	Необходимые действия
(7) Заход на посадку в директорном режиме б) Заход на посадку (прод.)	В процессе четвертого разворота вести контроль за правильностью вписывания самолета в равносигнальную линию курса посадочного маяка по показаниям ПП-75, НКП-4, АРК и по информации диспетчера ДПСП. ВНИМАНИЕ: 1. ЧЕТВЕРТЫЙ РАЗВОРОТ ВЫПОЛНЯТЬ НА ТАКОМ УДАЛЕНИИ ОТ ВПП, ЧТОБЫ ВЫХОД САМОЛЕТА ИЗ РАЗВОРОТА ПРОИСХОДИЛ ЗА 3—4 КМ ДО ВХОДА В ГЛИССАДУ. 2. ЕСЛИ ПЕРЕД ВЫПОЛНЕНИЕМ ЧЕТВЕРТОГО РАЗВОРОТА ПОКАЗАНИЯ ПЛАНОК КУРСА ПО ПРИБОРАМ НКП-4 НЕ СООТВЕТСТВУЮТ ПОЛОЖЕНИЮ САМОЛЕТА ОТНОСИТЕЛЬНО ЛЗП (НАПРИМЕР, САМОЛЕТ НАХОДИТСЯ В ЛОЖНОЙ ЗОНЕ РАДИОМАЯКА), ВЫВЕСТИ САМОЛЕТ НА ПОСАДОЧНУЮ ПРЯМУЮ, ИСПОЛЬЗУЯ ПОКАЗАНИЯ АРК И КОМАНДЫ ДИСПЕТЧЕРА ДПСП, ПОСЛЕ ЧЕГО НАЧАТЬ ПИЛОТИРОВАНИЕ ПО ВЕРТИКАЛЬНОЙ КОМАНДНОЙ СТРЕЛКЕ ПРИБОРА ПП-75. После выполнения четвертого разворота, за 2—3 км до входа в глиссаду, довыпустить закрылки до 30° или 38° в соответствии с РЛЭ, 4.6.1. В момент входа в глиссаду (планка глиссады НКП-4 проходит через нуль) кратковременно загораются кнопка-лампа и светосигнальное табло "ГЛИСС". По этому сигналу перевести самолет в режим снижения, а затем плавными движениями штурвальной колонки привести горизонтальные командные стрелки приборов ПП-75 к нулю. ВНИМАНИЕ. ЕСЛИ ПРИ ПРОХОЖДЕНИИ ПЛАНКИ ГЛИССАДЫ НКП-4 ЧЕРЕЗ НУЛЬ НЕ ЗАГОРЯТСЯ КРАТКОВРЕМЕННО СВЕТОСИГНАЛЬНОЕ ТАБЛО И КНОПКА-ЛАМПА "ГЛИСС", НЕОБХОДИМО НАЖАТЬ КНОПКУ-ЛАМПУ "ГЛИСС", ПРИ ЭТОМ КРАТКОВРЕМЕННО ДО ОТПУСКАНИЯ КНОПКИ-ЛАМПЫ ЗАГОРАЕТСЯ СВЕТОСИГНАЛЬНОЕ ТАБЛО РЕЖИМА "ГЛИСС". Для удерживания самолета на заданной траектории следует своевременно отклонять органы управления на небольшие углы в соответствии с отклонением командных стрелок от центрального кружка. При больших отклонениях командных стрелок не следует допускать резких отклонений органов управления, чтобы не "разболтать" самолет. При резких кратковременных отклонениях командных стрелок прибора ПП-75 и планок НКП-4 следует "гоняться" за этими бросками, вызываемыми помехами в курсо-глиссадных каналах. При пролете ДПРМ экипаж самолета должен определить возможность продолжения директорного захода на посадку, для чего необходимо убедиться в следующем: — отклонения самолета от заданной траектории по курсу и глиссаде не превышают ±1 точку (по НКП-4); — высота пролета ДПРМ соответствует установленной для данного аэродрома; — углы крена самолета, необходимые для удержания командной стрелки в нулевом положении, не превышают 10° (после вписывания в равносигнальную зону курса).

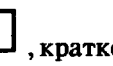
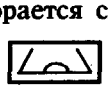
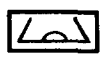
Условия (этап) работы	Необходимые действия
(7) Заход на посадку в директорном режиме **б) Заход на посадку (прод.)**	**Если отклонения самолета не превышают указанных значений, то заход на посадку по командным стрелкам продолжать до высоты БПРМ.** **После пролета ДПРМ экипаж обязан, учитывая уменьшение линейной ширины зон курса и глиссады, особенно внимательно пилотировать самолет, удерживая командные стрелки в пределах центрального кружка небольшими плавными движениями рулей.** На высотах ниже 100 м необходимо следить за тем, чтобы не горели светосигнальные табло  и  . При пролете БПРМ убедиться в том, что: — отклонения самолета от равносигнальных линий курса и глиссады не превышают допустимых пределов (светосигнальные табло  и  не горят); — высота пролета БПРМ соответствует установленной для данного аэродрома; — углы крена самолета, необходимые для удержания вертикальной командной стрелки в нулевом положении, не превышают 5—8°. Если отклонения самолета не превышают указанных значений, продолжать директорный заход на посадку до высоты принятия решения, а если превышают, действовать в соответствии с рекомендациями РЛЭ, 6.5.4, 0.4. По достижении самолетом высоты принятия решения (горит светосигнальное табло ) КВС завершить посадку или уйти на второй круг (в зависимости от принятого решения), используя ручное управление самолетом. На высоте выравнивания: Рычаги управления двигателями — приложить усилие (2±0,5) кгс к концевикам секторов газа. При этом гаснут кнопка-табло “АТ” и светосигнальное табло режима “АТ”. При директорном заходе на посадку экипаж должен систематически контролировать положение самолета по приборам ПП-75, НКП-4, УС-И, ВАР-30, высотомерам, АГД-1С и РВ-5.
(8) Автоматический заход на посадку с одним отказавшим двигателем	а) При отказе двигателя на маршруте выполняется автоматический заход на посадку до высоты 30 м. Включение автомата тяги и кнопка-лампы “КУРС” осуществляется, как и при нормальном заходе.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(8) Автоматический заход на посадку с одним отказавшим двигателем (прод.)	Включение автоматического режима полета по глиссаде осуществляется нажатием кнопки-лампы "ГЛИСС" при прохождении планки глиссады на приборе НКП-4 через нулевое положение. При этом средства механизации крыла, выпуск шасси и положение стабилизатора использовать в соответствии с РЛЭ, 4.6.1, 0.4.
	б) При отказе двигателя в режиме захода на посадку до входа в глиссаду автоматический заход на посадку продолжать до высоты 30 м. При этом пилотирование производить в соответствии с РЛЭ, 4.6.1, 0.5.
	в) При отказе двигателя на глиссаде немедленно отключить автопилот и продолжить заход на посадку в директорном режиме.
(9) Автоматический уход на второй круг	В момент принятия решения об уходе на второй круг в режиме автоматического захода на посадку КВС немедленно энергичным движением переводит секторы газа в положение "МАКСИМАЛЬНЫЙ ГАЗ" и предупреждает экипаж об уходе на второй круг. При этом: — штурвальные колонки КВС и второго пилота перемещаются на себя; — загораются светосигнальные табло  ; — гаснут кнопки-лампы "КУРС", "ГЛИСС"; кнопка-табло "АТ"; светосигнальные табло "КУРС", "ГЛИСС" и "АТ"; — разводятся вертикальные командные стрелки на приборах ПП-75; — перемещаются вверх (12 мм) горизонтальные командные стрелки приборов ПП-75; — автопилот в боковом канале переводится в режим стабилизации курса, соответствующего моменту включения режима ухода на второй круг; — самолет изменяет угол тангажа в сторону кабрирования с постепенным набором высоты и увеличением скорости полета. После выхода двигателей на взлетный режим убрать шасси. После изменения высоты полета на $H \approx 70$ м, но не ниже высоты полета 120 м и скорости 300—310 км/ч, убрать закрылки во взлетное положение $\delta_з = 20°$. Режим автоматического ухода может выполняться далее до высоты круга. Для поддержания в процессе ухода скорости полета 300—330 км/ч допускается пользование сектором газа. После выхода на высоту круга выполнить отключение автопилота кнопкой КБО. После отключения автопилота: Выключатели "ПОДГ. АП" и "ПОДГОТОВКА ПОСАДКИ" — выключить и вновь включить. Контроль правильности выполнения маневра ухода на второй круг постоянно вести по пилотажному прибору ПП-75, радиовысотомеру, вариометру и указателю скорости. ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В РЕЖИМЕ УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ АВТОМАТ ТЯГИ НЕ ВКЛЮЧАТЬ. При уходе на второй круг с одним работающим двигателем режим автоматического ухода осуществляется с закрылками $\delta_з = 20°$ до высоты $H = 120$ м.

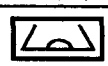
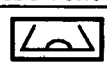
0.4. НЕИСПРАВНОСТИ

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Общие положения	Экипаж обязан выключить автоматический режим или прекратить пилотирование по командным стрелкам, если в режимах автоматического и директорного захода на посадку: — срабатывает сигнализация АУАСП, ССОС или отказов АБСУ-134А; — угол крена самолета на четвертом развороте превышает 23°; — после вписывания в равносигнальную зону курса углы крена превышают 10°; — после вписывания в равносигнальную зону глиссады вертикальная скорость снижения превышает 6 м/с; — появляются рывки или подергивания органов управления; — вертикальная перегрузка изменяется более чем на ±0,5 ед. В этих случаях при отсутствии визуальной ориентировки необходимо уйти на второй круг. На высоте круга, используя ППН-5, оценить обстановку и принять решение о дальнейших действиях. В маршрутном полете: — угол крена самолета в режиме управления посредством рукоятки "РАЗВОРОТ" превышает 28°; — появляются рывки или подергивания органов управления; — вертикальная перегрузка изменяется более чем на ± 0,5 ед. Примечания: 1. Если автопилот не отключается кнопками быстрого отключения или пересиливанием, отключить автопилот выключателем "ПОДГ. АП", а затем выключателями "БОК" и "ПРОД". Если отключение автопилота не произойдет и в этом случае, произвести отстрел рулевых машин с помощью выключателя под колпачком "ОТСТРЕЛ РМ АП" на верхнем электрощитке пилотов. 2. В маршрутном полете допускается повторное включение автопилота, при этом необходимо выключить выключатель "ПОДГ. АП", нажать кнопку "ТЕСТ СВК", включить выключатель "ПОДГ. АП" и после загорания светосигнализатора "ИСПР. АБСУ" на ППН-5 включить автопилот. При повторном срабатывании сигнализации отказавшим каналом автопилота не пользоваться и по этому каналу перейти на пилотирование вручную. 3. При переходе питания с рабочего преобразователя ПТ-1500Ц на резервный в маршрутном полете обязательно выполнить операции по включению автопилота в порядке, изложенном в п. 2.
(2) Автоматический заход на посадку а) Не загорается светосигнализатор "БОК" ("ПРОД") при нажатии кнопки "ТЕСТ СВК"	Незагорание светосигнализаторов "БОК" ("ПРОД") при нажатии кнопки "ТЕСТ СВК" свидетельствует об отказе системы встроенного контроля бокового (продольного) канала автопилота. В случае несрабатывания светосигнализатора при повторном нажатии кнопки "ТЕСТ СВК": Кнопка "КБО" — нажать и отпустить Заход на посадку выполнять в директорном режиме.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
б) Не разводятся вертикальные (горизонтальные) командные стрелки приборов ПП-75 при нажатии кнопки "ТЕСТ СВК"	Неразведение вертикальных (горизонтальных) командных стрелок приборов ПП-75 при нажатии кнопки "ТЕСТ СВК" свидетельствует об отказе системы контроля бокового (продольного) канала СТУ. В случае неразведения стрелок при повторном нажатии кнопки "ТЕСТ СВК" экипаж должен выключить автопилот и осуществлять ручное управление самолетом, используя КГГ, ОСП и РСП
в) Загораются светосигнальные табло  кратковременно срабатывает прерывистая звуковая сигнализация (на высотах больше 60 м)	Загорание светосигнальных табло  с выдачей звукового сигнала свидетельствует о неисправности и отключении соответствующего канала автопилота. Кнопка "КБО" — нажать и отпустить. При этом погаснут светосигнальные табло. При загорании светосигнального табло  снять усилия в системе управления рулем высоты с помощью механического триммера. Убедиться в исправности авиагоризонтов и курсовой системы и перейти на пилотирование по командным стрелкам.
г) Загораются светосигнальные табло  мигает светосигнализатор на УАТ-3, кратковременно срабатывает прерывистая звуковая сигнализация (на высотах больше 60 м)	Загорание светосигнальных табло  и светосигнализатора на УАТ-3 свидетельствует об отказе автотриммера и отключении продольного канала автопилота. Кнопка КБО — нажать и отпустить. При этом погаснут светосигнальные табло и светосигнализатор на УАТ-3. Снять усилия с помощью механического триммера руля высоты. Перейти на управление по командным стрелкам.
д) Разводятся вертикальные (горизонтальные командные стрелки (на высотах больше 60 м)	Разведение вертикальных (горизонтальных) командных стрелок свидетельствует о неисправности соответствующего канала системы СТУ-134 или ее датчиков (КУРС-МП-2 или РВ-5). Кнопка КБО — нажать и отпустить. Осуществлять ручное управление самолетом, используя КГГ при исправном КУРС-МП-2, ОСП и РСП.
е) Загорается светосигнальное табло  (на высотах меньше 100 м)	Загорание светосигнальных табло предельных значений равносигнальных зон курса и глиссады свидетельствует о предельных отклонениях от равносигнальных зон КГРМ. Необходимо уйти на второй круг в автоматическом режиме при отсутствии видимости.

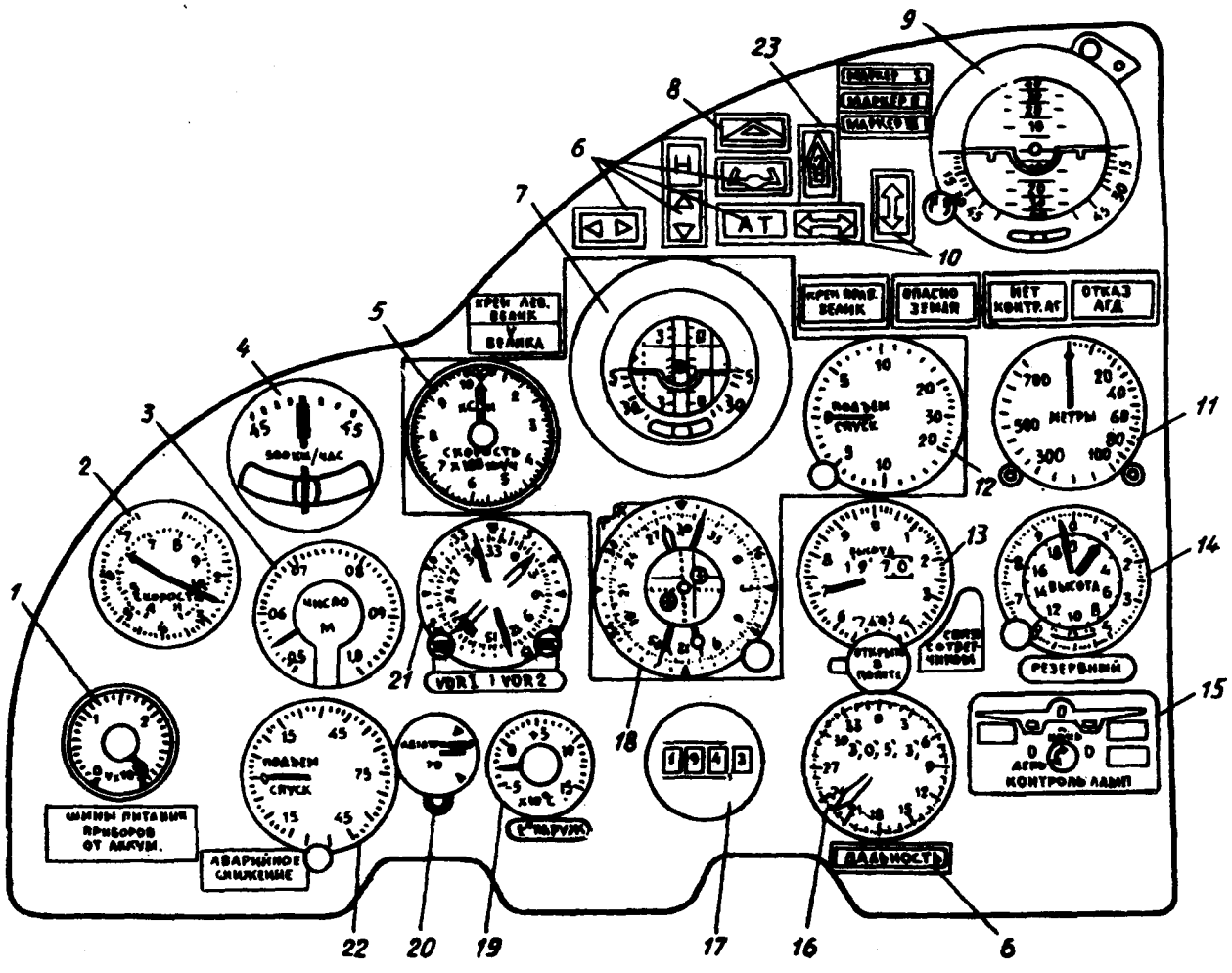
Условия (этап) работы	Необходимые действия
ж) Загорается светосигнальное табло 	Загорание одного светосигнального табло  свидетельствует о неисправности аппаратуры "УХОД". Продолжать автоматический заход на посадку до ВПР при минимуме, не ниже 1 категории. Если необходимо уйти на второй круг, выполнять уход при ручном управлении самолетом.
з) Загорается светосигнальное табло  , кратковременно срабатывает прерывистая звуковая сигнализация	Загорание светосигнального табло  свидетельствует о неисправности и отключении автомата тяги АТ-5, кнопка-табло и светосигнальное табло режима "АТ" гаснут. Стабилизацию заданной скорости производить вручную.
и) Выпадает флажок отказа АГ на одном из ПП-75 (КВС или второго пилота) или загорается светосигнальное табло "ОТКАЗ АД" и светосигнализатор на указателе АГД.	Выпадение флажка отказа на одном из ПП-75 или загорание светосигнализатора АГД и светосигнального табло "ОТКАЗ АГД" свидетельствует об отказе одной из гировертикалей (левой ЦГВ, правой ЦГВ, или гиродатчика 458МКС) или следящей системы крена одного из указателей КВС или второго пилота. Продолжать полет в автоматическом режиме с контролем по исправным авиагоризонтам и ЭУП.
к) Выпадают флажки отказа АГ одновременно на двух оставшихся исправными ПП-75 или выпадает флажок отказа АГ на оставшемся исправным ПП-75 и загораются светосигнализатор на указателе АГД и светосигнальное табло "ОТКАЗ АГД", автопилот не отключается	Сигнализация отказов всех авиагоризонтов и неотключение при этом автопилота свидетельствует о втором отказе одного из оставшихся исправными указателей (ПП-75 или АГД-1с) или гиродатчика 458МКС при исправных ЦГВ-4. Автопилот выключить. Определить неисправный авиагоризонт по методике РЛЭ, 6.5.1, 0.6, (4). Осуществлять ручное управление самолетом.
л) Мигает светосигнальное табло  на высотах ниже 60 м одновременно с сигнализацией, указанной в пп. д) и е)	Мигание светосигнального табло  свидетельствует об отказах АБСУ, исключающих возможность продолжения автоматического захода на посадку. Если к моменту срабатывания ИСО КВС не принял решение о посадке, выполнить уход на второй круг. При этом уход осуществлять в автоматическом режиме. На высоте круга, используя ППН-5 и информацию на светосигнальных табло, определить отказ и принять решение о дальнейших действиях.
м) Мигает светосигнальное табло  и загорается светосигнальное табло  на высотах ниже 60 м одновременно с сигнализацией, указанной в пп. в) или г)	Одновременно мигание светосигнального табло  и загорание светосигнального табло  свидетельствует об отказах АБСУ, исключающих возможность продолжения автоматического захода на посадку и выполнения автоматического ухода на второй круг. Если к моменту срабатывания светосигнальных табло  и  КВС не принял решение о посадке, выполнить уход на второй круг при ручном управлении самолетом.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(3) Директорный заход на посадку	
а) Не разводятся вертикальные (горизонтальные) командные стрелки приборов ПП-75 при нажатии кнопки "ТЕСТ СВК"	Неразведение вертикальных (горизонтальных) командных стрелок приборов ПП-75 при нажатии кнопки "ТЕСТ СВК" свидетельствует об отказе системы контроля бокового (продольного) канала СТУ. В случае неразведения стрелок при повторном нажатии кнопки "ТЕСТ СВК" экипаж должен осуществлять ручное управление самолетом, используя КГГ, ОСП и РСП.
б) Разводятся вертикальные (горизонтальные) командные стрелки	Разведение вертикальных (горизонтальных) командных стрелок свидетельствует о неисправности соответствующего канала системы СТУ-134 или ее датчиков (КУРС-МП-2, РВ-5 или двух ЦГВ-4). Осуществлять ручное управление самолетом по планке положения НКП-4.
в) Загорается светосигнальное табло АТ кратковременно срабатывает прерывистая звуковая сигнализация	Загорание светосигнального табло АТ свидетельствует о неисправности и отключении автомата тяги АТ-5. Кнопка-табло и светосигнальное табло режима "АТ" гаснут. Стабилизацию заданной скорости производить вручную.
г) Загорается светосигнальное табло ⟺ или ⇕ (на высотах, меньших 100 м)	Загорание светосигнального табло предельных значений равносигнальных зон курса или глиссады свидетельствует о предельных отклонениях от равносигнальных зон КГРМ. Уйти на второй круг в ручном режиме, на высоте круга разобраться в обстановке и принять решение о повторном заходе на посадку.
д) Выпадает флажок отказа АГ на одном из ПП-75 (КВС или второго пилота) или загорается светосигнальное табло "ОТКАЗ АГД" и светосигнализатор на указателе АГД	Выпадение флажка отказа на одном из ПП-75 или загорание светосигнализатора и светосигнального табло "ОТКАЗ АГД" свидетельствует об отказе одной из гировертикалей (левой ЦГВ, правой ЦГВ или гиродатчика 458МКС) или следящей системы крена одного из указателей КВС или второго пилота. Продолжать полет в директорном режиме с контролем по исправным авиагоризонтам и ЭУП.
е) Выпадают флажки отказа, АГ на обоих ПП-75, загорается светосигнализатор на указателе АГД и светосигнальное табло "ОТКАЗ АГД", вертикальные командные стрелки не разводятся	Сигнализация отказа всех авиагоризонтов и неразведение вертикальных командных стрелок свидетельствует о втором отказе одного из оставшихся исправными указателей (ПП-75 или АГД) при исправных двух ЦГВ. Командными стрелками не пользоваться. Определить неисправный авиагоризонт по методике РЛЭ, 6.5.1, 0.6, (4). Осуществлять ручное управление самолетом.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(4) Автоматический уход на второй круг	
а) Загораются светосигнальные табло  и  кратковременно срабатывает прерывистая звуковая сигнализация	Загорание светосигнальных табло  и  с выдачей звуковой сигнализации свидетельствует о неисправности и отключении бокового канала автопилота. Кнопка КБО — нажать и отпустить. При этом погаснут светосигнальные табло. Уход на второй круг выполнять при ручном управлении самолетом. Убедиться в исправности авиагоризонтов и курсовой системы.
б) Загораются светосигнальные табло  и  , кратковременно срабатывает прерывистая звуковая сигнализация	Загорание светосигнальных табло  и  с выдачей звуковой сигнализации свидетельствует о неисправности продольного канала автопилота или о втором отказе аппаратуры "УХОД" и отключении продольного канала автопилота. Кнопка КБО — нажать и отпустить. При этом погаснут светосигнальные табло. Снять усилия в системе управления рулем высоты с помощью механического триммера. Уход на второй круг выполнять при ручном управлении самолетом. Убедиться в исправности авиагоризонтов и курсовой системы.
в) Загораются светосигнальные табло  и  , мигает светосигнализатор на УАТ-3, кратковременно срабатывает прерывистая звуковая сигнализация	Загорание светосигнальных табло  и  и мигание светосигнализатора указателя усилий УАТ-3 свидетельствует об отказе автотриммера и отключении продольного автопилота. Кнопка КБО — нажать и отпустить. При этом погаснут светосигнальные табло и светосигнализатор на УАТ-3. Снять усилия с помощью механического триммера руля высоты. Уход на второй круг выполнять при ручном управлении самолетом.
г) Выпадает флажок отказа АГ на одном из ПП-75 (КВС или второго пилота) или загорается светосигнальное табло "ОТКАЗ АГД" и светосигнализатор на указателе АГД	Выпадение флажка отказа на одном из ПП-75 или загорание светосигнализатора и светосигнального табло "ОТКАЗ АГД" свидетельствует об отказе одной из гировертикалей (левой ЦГВ, правой ЦГВ или гиродатчика 458МКС) или следящей системы крена одного из указателей КВС или второго пилота. Продолжать уход на второй круг в автоматическом режиме с контролем по исправным авиагоризонтам и ЭУП.
д) Выпадают флажки отказа АГ одновременно на двух оставшихся ПП-75 или флажок отказа на оставшемся ПП-75 и загораются светосигнальное табло "ОТКАЗ АГД" и светосигнализатор на указателе АГД, автопилот не отключается	Сигнализация отказа всех авиагоризонтов и неотключение при этом автопилота свидетельствуют о втором отказе одного из оставшихся исправными указателей (ПП-75 или АГД) или гиродатчика 458МКС при исправных двух ЦГВ-4. Автопилот выключить. Определить неисправный авиагоризонт по методике РЛЭ, 6.5.1, 0.6, (4). Осуществлять ручное управление самолетом.

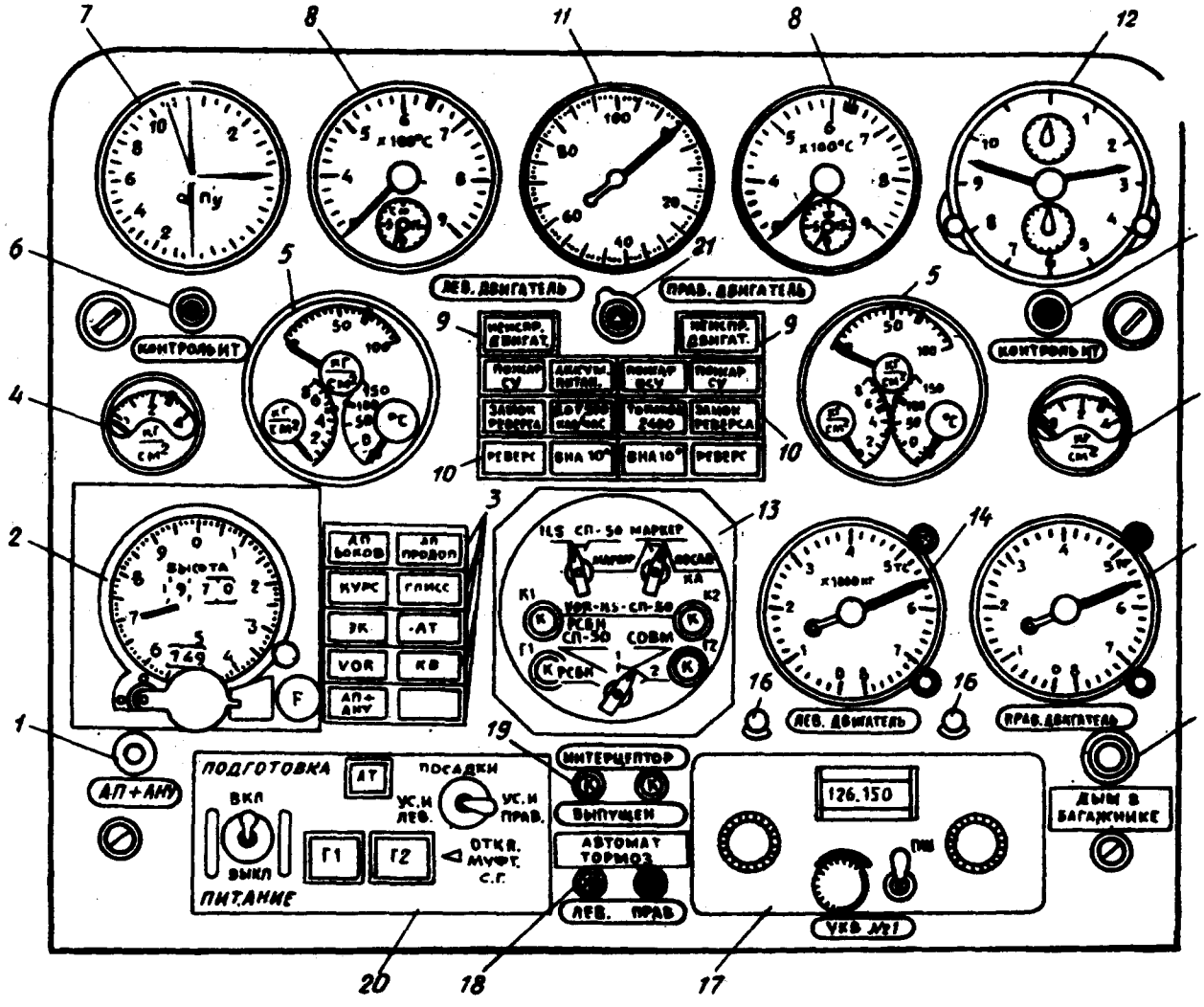
Условия (этап) работы	Необходимые действия
(5) Автоматический полет по маршруту	
а) Загорается светосигнальное табло  (), кратковременно срабатывает прерывистая звуковая сигнализация	Загорание светосигнального табло  () с выдачей звуковой сигнализации свидетельствует об отключении и неисправности соответствующего канала автопилота. При загорании светосигнального табло  снять усилия в системе управления рулем высоты с помощью механического триммера. Убедиться в исправности авиагоризонтов и курсовой системы и по отказавшему каналу перейти на ручное управление самолетом. Выключатель “БОК” (“ПРОД”) — выключить. При этом погаснет светосигнальное табло.
б) Загорается светосигнальное табло  , мигает светосигнализатор на УАТ-3, кратковременно срабатывает прерывистая звуковая сигнализация	Загорание светосигнального табло  и светосигнализатора указателя усилий УАТ-3 свидетельствует об отказе автотриммера и отключении продольного канала автопилота. Снять усилия с помощью механического триммера руля высоты. По этому каналу осуществлять ручное управление самолетом. Выключатель “ПРОД” — выключить. При этом погаснут светосигнальное табло и светосигнализатор на УАТ-3.
в) Разводятся вертикальные командные стрелки (режим “VOR” и “ЗК”)	Разведение вертикальных командных стрелок свидетельствует о неисправности бокового канала системы СТУ-134 или о втором отказе ее датчиков (канала курса КУРС-МП-2 или канала крена ЦГВ-4). Режим “VOR” или “ЗК” отключается (гаснет светосигнальное табло соответствующего режима), автопилот автоматически переключается на режим стабилизации курса (остается гореть светосигнальное табло “АП БОК”).
г) Выпадает флажок отказа АГ на одном из ПП-75 (КВС или второго пилота) или загорается светосигнальное табло “ОТКАЗ АГД” и светосигнализатор на указателе АГД	Выпадение флажка отказа на одном из ПП-75 или загорание светосигнализатора и светосигнального табло “ОТКАЗ АГД” свидетельствует об отказе одной из гировертикалей (левой ЦГВ, правой ЦГВ или гиродатчика 458МКС) или следящей системы крена одного из указателей КВС или второго пилота. Продолжать полет в автоматическом режиме с контролем по исправным авиагоризонтам и ЭУП.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
д) Выпадают флажки отказа АГ одновременно на двух оставшихся ПП-75 или флажок отказа АГ на оставшемся ПП-75 и загораются светосигнальное табло "ОТКАЗ АГД" и светосигнализатор на указателе АГД, автопилот не отключается	Сигнализация отказа всех авиагоризонтов и неотключение при этом автопилота свидетельствуют о втором отказе одного из оставшихся исправными указателей (ПП-75 или АГД-1С) или гиродатчика 458МКС при исправных двух ЦГВ-4. Автопилот выключить. Определить неисправный авиагоризонт по методике РЛЭ, 6.5.1, 0.6, (4). Осуществлять ручное управление самолетом.
(6) Гаснет светосигнальное табло "ИСПР. АБСУ" на ППН-5	После посадки самолета, до выключения бортовых сетей электроснабжения, бортинженеру определить неисправные блоки АБСУ, для чего: Нажать кнопку "ПОИСК" на пульте ППН-5 и по загоранию одного из светосигнальных табло определить неисправный блок. Нажать и отпустить кнопку "ПУСК" на пульте ППН-5, при этом горящее ранее светосигнальное табло с индексом отказавшего блока должно погаснуть. Нажимая кнопку "ПОИСК", проверить исправность остальных блоков и, дойдя до отказавшего блока, отпустить кнопку "ПОИСК" (светосигнальное табло отказавшего блока должно загореться). После определения неисправного блока произвести соответствующую запись в бортовом журнале.



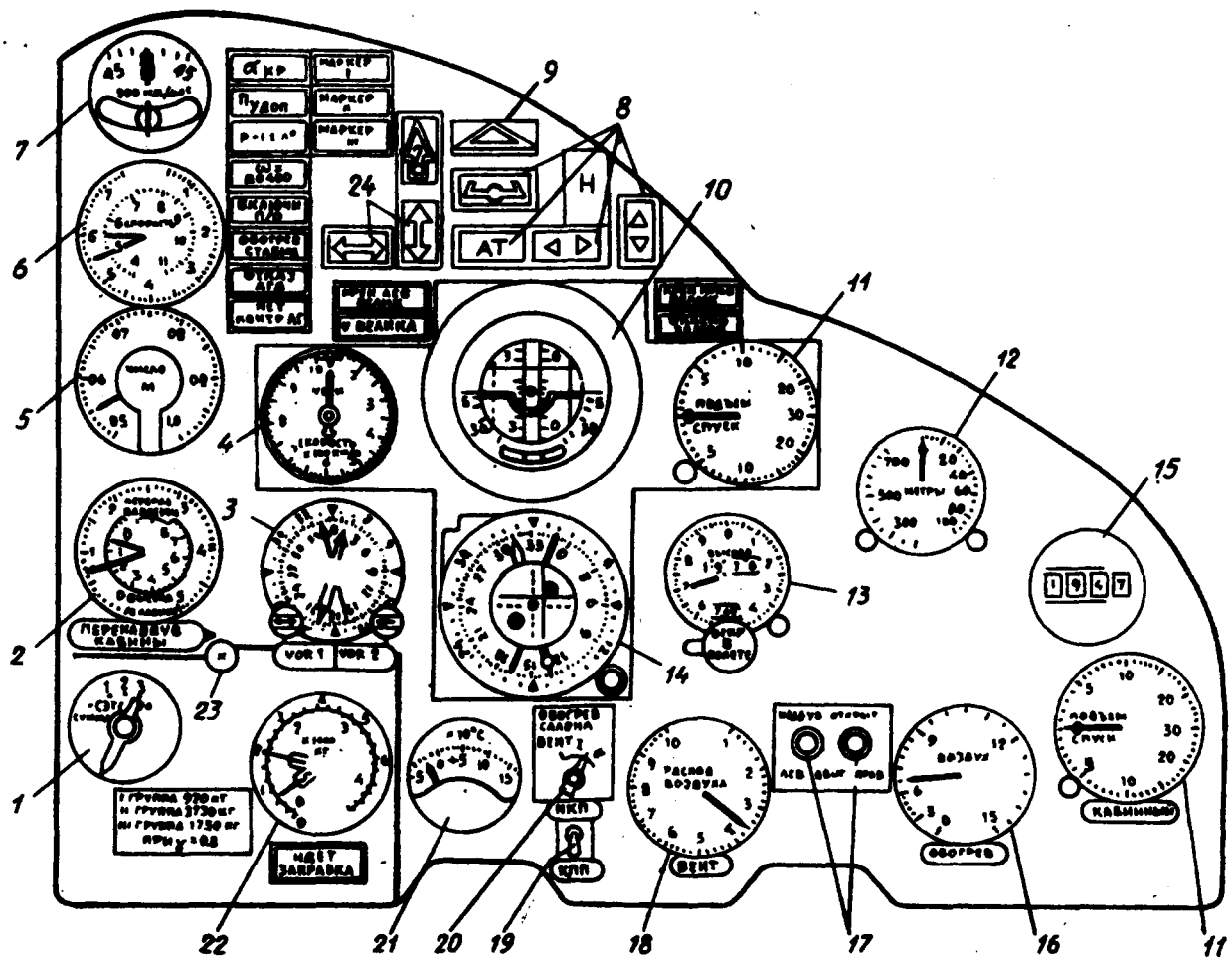
Приборная доска КВС:

1 — вольтметр В-1; *2* — указатель скорости КУС-730/1100к; *3* — маметр МС-1к; *4* — электрический указатель поворота ЭУП-53к; *5* — указатель приборной скорости УС-И; *6* — светосигнальное табло отказов АБСУ; *7* — пилотажный прибор ПП-75; *8* — интегральный сигнальный огонь; *9* — авиагоризонт АГД-1; *10* — светосигнальное табло предельных отклонений; *11* — указатель радиовысотомера УВ-5к; *12* — вариометр ВАР-30Мк; *13* — указатель высотомера УВИД-30-15к 2 сер; *14* — высотомер механический ВМ-15к; *15* — пилотажно-посадочный сигнализатор ППС-2М; *16* — прямопоказывающий прибор дальности и азимута ППДА-П1; *17* — индикатор дальности ИДР-1к; *18* — навигационный курсовой прибор НКП-4 сер. 3; *19* — указатель температуры наружного воздуха ТНВ-1; *20* — указатель автомата триммирования УАТ-3; *21* — индикатор курсовых углов ИКУ-1А; *22* — вариометр ВАР-75 Мк; *23* — светосигнальное табло режима "УХОД"



Средняя приборная доска пилотов:

1 — кнопка "АП+АНУ"; *2* — высотомер УВИД-15Фк; *3* — светосигнальное табло режимов АБСУ; *4* — указатели манометров топлива УИ-1-4Тр двигателей; *5* — трехстрелочный индикатор УИЗ-3Тр давления топлива, температуры и давления масла двигателей; *6* — кнопка проверки работоспособности измерителя температуры ИТ-2Т; *7* — указатель углов атаки и перегрузок УАП-3КР; *8* — измерители температуры ИТ-2Т (сер. 2) двигателей; *9* — светосигнальное табло ТС-1К; *10* — светосигнальное табло ТС-2К; *11* — указатель тахометра 11 каскада ИТЭ-2Т; *12* — часы АЧС-1МК; *13* — селектор выбора радиосистем; *14* — указатели расходомеров топлива двигателя; *15* — кнопка-лампа "ДЫМ В БАГАЖНИКЕ"; *16* — светильник СВ; *17* — пульт управления УКВ радиостанций № 1; *18* — светосигнализатор "АВТОМАТ ТОРМОЗОВ ШАССИ"; *19* — светосигнализатор "ИНТЕРЦЕПТОР ВЫПУЩЕН"; *20* — пульт управления ПУ-37; *21* — кнопка-лампа КП-*5*



Приборная доска второго пилота:

1 — переключатель топливомера ПГ-4; *2* — указатель высоты и перепада давления УВПД-5-0,8к; *3* — указатель ИКУ-1А; *4* — указатель приборной скорости УС-И; *5* — маметр МС-1к; *6* — указатель скорости КУС-730/1100к; *7* — электрический указатель поворота ЭУП-53к; *8* — светосигнальные табло отказов АБСУ; *9* — интегральный сигнальный огонь; *10* — пилотажный прибор ПП-75; *11* — вариометр ВАР-30Мк; *12* — указатель радиовысотомера УВ-5к; *13* — указатель высоты УВИД-30-15к; *14* — навигационный курсовой прибор НКП-4 сер. 3; *15* — индикатор дальности ИДР-1к; *16* — указатель расхода воздуха УРВ-1500 в линии обогрева кабин; *17* — светосигнализаторы "НАДДУВ ОТКРЫТ"; *18* — указатель расхода воздуха УРВ-К в линии вентиляции кабин; *19* — выключатель ВГ-15к-2с; *20* — переключатель 3П4Н-П2Г-3 указателя термометра; *21* — указатель температуры ТУЭ-48; *22* — указатель топливомера УТД-52; *23* — светосигнализатор "ПЕРЕНАДДУВ КАБИНЫ"; *24* — светосигнальное табло предельных отклонений

6.6.1.
СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА КАБИНЫ САМОЛЕТА

6.6.1. СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА КАБИНЫ САМОЛЕТА (СКВ)

0.1. ОПИСАНИЕ

(1) СКВ предназначена для обеспечения нормального температурного режима в кабинах на земле и в полете, а также для обогрева остекления кабины экипажа. Воздух в СКВ отбирается от IV ступени 2-го каскада компрессора каждого двигателя или от наземного кондиционера. СКВ состоит из линии вентиляции и линии обогрева.

(2) В линии вентиляции охлаждение воздуха осуществляется с помощью воздухо-воздушного радиатора (ВВР) и турбохолодильника (ТХ), которые управляются автоматическим регулятором температуры или вручную.

(3) Из линии обогрева горячий воздух через эжекторы подается в панели обогрева кабин и на обогрев остекления кабины экипажа. В линии обогрева температура воздуха регулируется автоматически или вручную. Для лучшего распределения воздуха в кабинах более холодный воздух из линии вентиляции подается в верхнюю часть кабин, более теплый — в нижнюю часть кабин.

(4) При полетах на малых высотах предусмотрена вентиляция кабин воздухом от скоростного напора.

Канал воздухозаборника продувки ВВР перекрывается заслонкой вентиляции на малых высотах и забортный воздух по трубопроводу поступает в вентиляционные короба кабины.

(5) Кондиционирование кабин на земле осуществляется воздухом, отбираемым в СКВ от работающих двигателей или от наземного кондиционера через специальный штуцер, расположенный по левому борту в районе шп. № 56 и 57.

(6) Управление СКВ — электрическое, дистанционное.

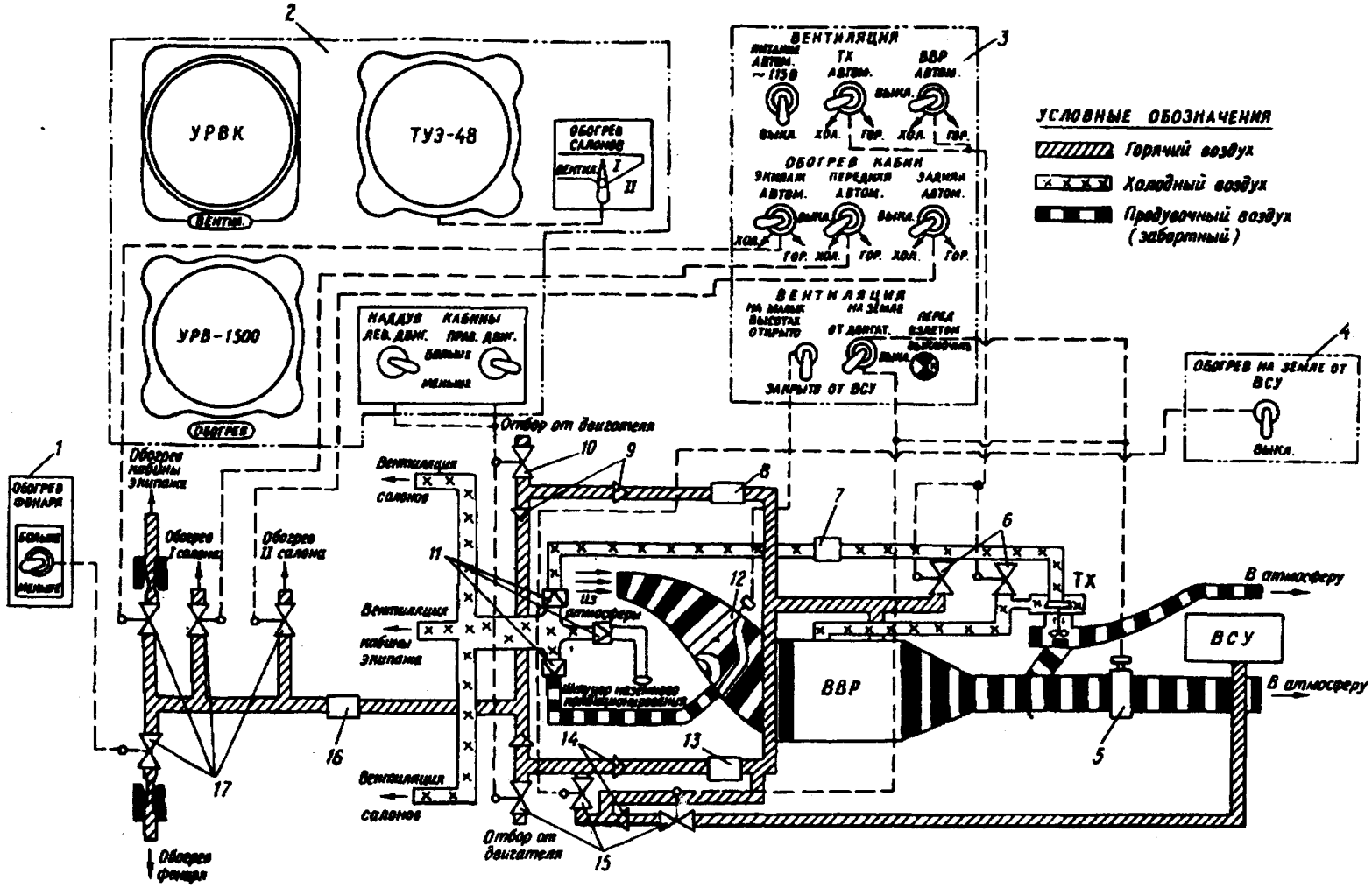
Органы управления и контроля СКВ размещены на приборной доске второго пилота, на электрощитке кондиционирования и на щитке ВСУ. Включение всех автоматов регулирования температуры осуществляется одним общим выключателем. Задатчики и указатели температуры воздуха в пассажирских салонах установлены в буфете, справа, у шп. № 17.

На самолете Ту-134Б органы управления (щиток кондиционирования) установлены на верхней радиопанели, органы контроля СКВ и указатели температуры воздуха в пассажирской кабине размещены на пульте бортмеханика — на панели высотного оборудования и панели контроля двигателей и запуска ВСУ. На щитке кондиционирования дополнительно установлены переключатели ПНГ-15К "ОБОГРЕВ ФОНАРЯ" и "ОБЩИЙ ОБОГРЕВ КАБИНЫ".

При управлении системой кондиционирования воздуха в кабине самолета вручную уменьшение или увеличение температуры воздуха осуществляется путем нажатия переключателя "ВЕНТИЛЯЦИЯ" ТХ, ВВР"; "ОБОГРЕВ КАБИНЫ: ЭКИПАЖ, ПЕРЕДНЯЯ, ЗАДНЯЯ" соответственно в положение "ХОЛ" или "ГОР".

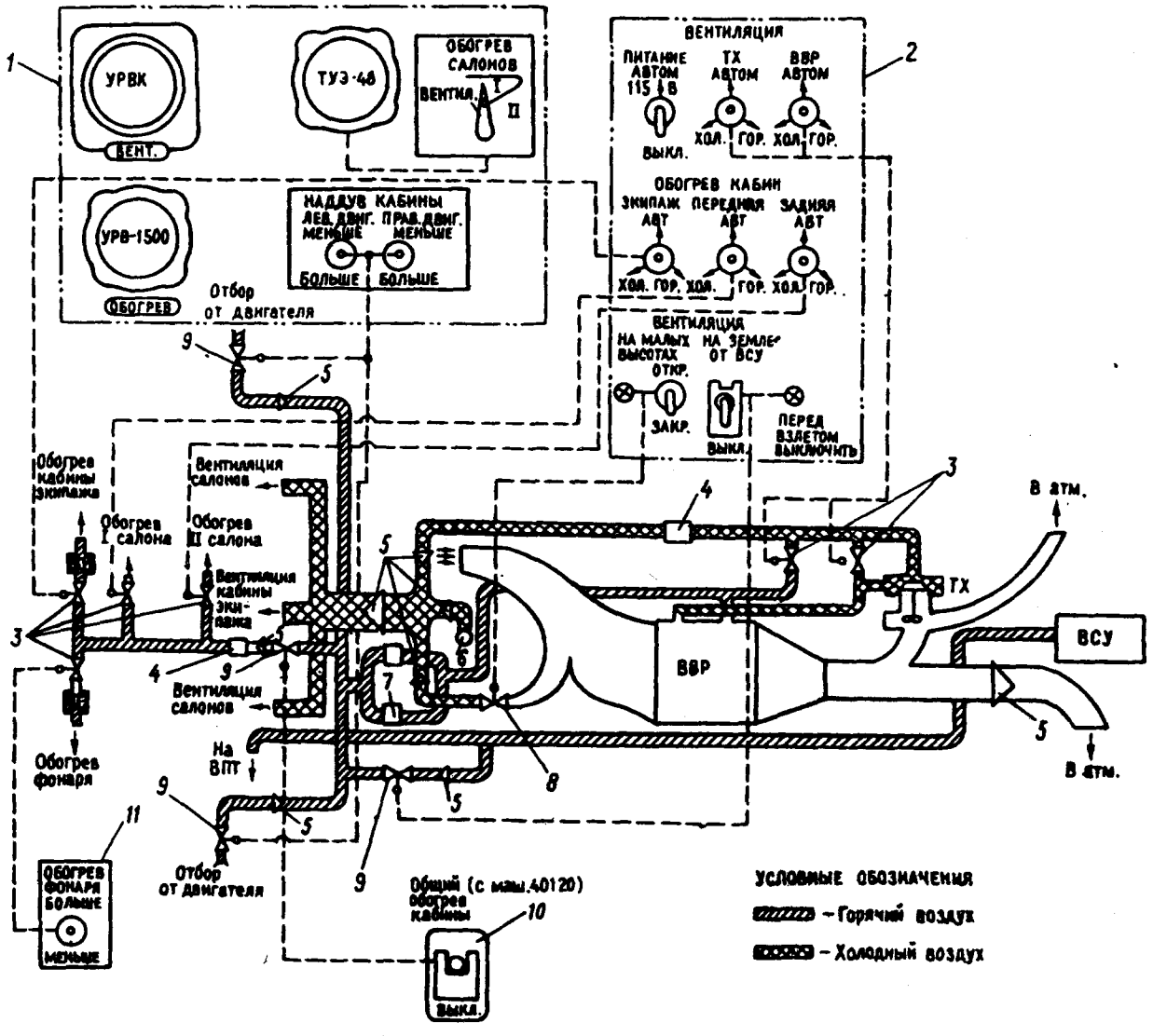
Регулирование расхода отбираемого воздуха осуществляется с помощью переключателей "НАДДУВ КАБИНЫ" — нажатием их в положение "МЕНЬШЕ" или "БОЛЬШЕ".

(7) На самолете кондиционирование кабин на земле осуществляется в основном воздухом, отбираемым от ВСУ, но возможно кондиционирование кабин от работающих двигателей и наземного кондиционера. За ограничителем давления, в левой линии СКВ (РЛЭ, 6.6.1), имеется ответвление, идущее от линии ВСУ. Оно используется для увеличения расхода воздуха по линии вентиляции при охлаждении кабин на земле. Обогрев кабин от ВСУ осуществляется с помощью заслонок, управляемых с электрощитка контроля и запуска ВСУ, и щитка кондиционирования.



Принципиальная схема СКВ:

1 — верхний электрощиток пилотов; *2* — приборная доска второго пилота; *3* — щиток кондиционирования; *4* — электрощиток контроля и запуска ВСУ; *5* — заслонка; *6, 17* — регуляторы подачи воздуха; *7, 16* — регулятор избыточного давления; *8,13* — ограничитель давления; *9, 11, 14* — обратные клапаны; *10,15* — запорные заслонки; *12* — заслонка



Принципиальная схема СКВ (с маш. 18121):

1 — приборная доска второго пилота; *2* — щиток кондиционирования; *3* — регулятор подачи воздуха; *4* — регулятор избыточного давления; *5* — обратный клапан; *6* — штуцер наземного кондиционирования; *7* — ограничитель абсолютного давления; *8* — заслонка; *9* — перекрывная заслонка; *10* — щиток контроля и запуска ВСУ; *11* — верхний электрощиток пилотов

0.2. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Наименование параметра	Единица измерения	Мин.	Норм.	Макс.
(1) Температура воздуха в линии вентиляции				
при $T_в$ выше +25 °С	°С	0		20
при $T_в$ ниже +25 °С	°С	20		60
(2) Температура воздуха в линии обогрева	°С	20		70
(3) Расход воздуха в линии вентиляции от ВСУ и от работающих двигателей	ед. УРВК	1.0		Максимально возможный, но не более 4.4
(4) Расход воздуха в линии обогрева	ед. УРВ-1500	4.0		12.0

Примечание. Цена условной единицы расхода:
— линия вентиляции — 700 кг/ч (на всех высотах);
— линия обогрева — 155 кг/ч (H = 0), 105 кг/ч (H = 10000 м).
При $T_в$ выше 25 °С кабины самолета необходимо охлаждать.
При $T_в$ ниже 10 °С кабины самолета необходимо обогревать.
При $T_в$, равной 10÷25 °С, кабины самолета рекомендуется вентилировать.

0.3. НОРМАЛЬНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Перед запуском двигателей или ВСУ	Задатчики:	
	"ПЕРЕДНИЙ САЛОН", "ЗАДНИЙ САЛОН", "КАБИНА ЭКИПАЖА", "ВЕНТИЛЯЦИЯ"	— установить (20±2) °С.
	Переключатели:	
	"ВЕНТИЛЯЦИЯ НА МАЛЫХ ВЫСОТАХ"	— в положение "ЗАКРЫТО"
	"ПИТАНИЕ АВТОМАТ"	— в положение "ВЫКЛ"
	"ВЕНТИЛЯЦИЯ НА ЗЕМЛЕ"	— в положение "ВЫКЛ"
	Аварийный светосигнализатор "ПЕРЕД ВЗЛЕТОМ ВЫКЛЮЧИТЬ" не должен гореть.	
	Переключатели:	
	"ВЕНТИЛЯЦИЯ: ТХ, ВВР"	— нажать в положение "ХОЛ" на 50 с.
	"ОБОГРЕВ КАБИН: ЭКИПАЖ, ПЕРЕДНЯЯ, ЗАДНЯЯ"	— нажать в положение "ХОЛ" на 50 с.
	"ОБОГРЕВ ФОНАРЯ"	— нажать в положение "МЕНЬШЕ" на 50 с.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Перед запуском двигателей или ВСУ (прод.)	"НАДДУВ КАБИНЫ"	— нажать в положение "МЕНЬШЕ" до загорания светосигнального табло "НАДДУВ ВЫКЛЮЧЕН".
	"ОБОГРЕВ НА ЗЕМЛЕ ОТ ВСУ"	— в положение "ВЫКЛ".
	"ОБЩИЙ ОБОГРЕВ КАБИНЫ"	— в положение "ВЫКЛ" (с маш. 40120).
(2) Кондиционирование на земле	Необходимый температурный режим в кабинах самолета при кондиционировании на земле создавать согласно графику (РЛЭ, 6.6.1).	
	Дверь в кабину экипажа	— открыть.
	Форточку кабины экипажа	— открыть.
	Входные двери	— закрыть.
а) От наземного кондиционера	Шланг кондиционера	— подсоединить к бортовому штуцеру, подать воздух.
б) Перед запуском двигателей или буксировкой самолета	Наземный кондиционер	— отключить подачу воздуха.
	Шланг кондиционера	— отсоединить от бортового штуцера.
	Люк для подсоединения наземного кондиционера	— закрыть.

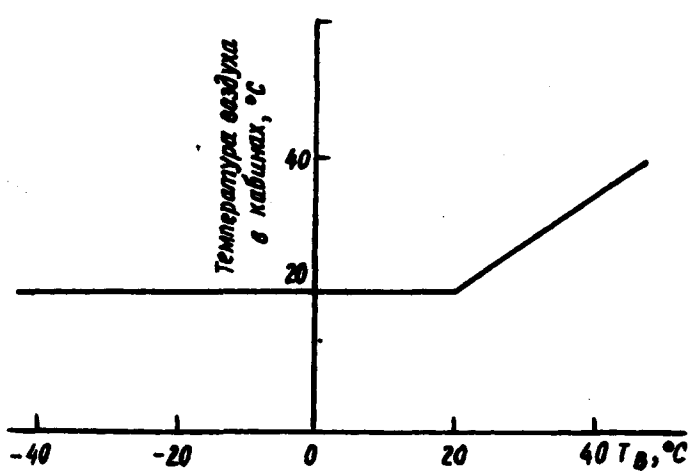


График зависимости температуры воздуха в кабинах $T_в$ при кондиционировании кабин на земле от наземного кондиционера, ВСУ или работающих двигателей

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
в) От двигателей для охлаждения кабин	Переключатели:	
	"ВЕНТИЛЯЦИЯ НА ЗЕМЛЕ"	— в положение "ОТ ДВИГАТЕЛЕЙ"
	"НАДДУВ КАБИНЫ"	— нажать в положение "БОЛЬШЕ" до загорания светосигнального табло "НАДДУВ ВКЛЮЧЕН".
	ВНИМАНИЕ. ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛИ "ВЕНТИЛЯЦИЯ: ТХ, ВВР" НАЖАТЬ В ПОЛОЖЕНИЕ "ХОЛ" НА 50 С, ЗАТЕМ ПЕРЕВЕСТИ ИХ В НЕЙТРАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ. ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ "ОБЩИЙ ОБОГРЕВ КАБИНЫ" ПОСТАВИТЬ В ПОЛОЖЕНИЕ "ВЫКЛ" (С МАШ. 40120).	
г) От двигателей для обогрева кабин	Переключатели (выключатели):	
	"ВЕНТИЛЯЦИЯ НА ЗЕМЛЕ"	— в положение "ОТ ДВИГАТЕЛЕЙ"
	"ОБЩИЙ ОБОГРЕВ КАБИНЫ"	— в верхнем положении и закрыт колпачком (с маш. 40120).
	"ОБОГРЕВ КАБИНЫ ЭКИПАЖА"	— нажать в положение "ГОР" на 50 с.
	"НАДДУВ КАБИНЫ"	— нажать в положение "БОЛЬШЕ" до загорания светосигнального табло "НАДДУВ ВКЛЮЧЕН".
	ВНИМАНИЕ. ВКЛЮЧЕНИЕ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЯ "ОБОГРЕВ КАБИНЫ ЭКИПАЖА" ПЕРЕД НАДДУВОМ КАБИН ПРОИЗВОДИТСЯ В ЦЕЛЯХ ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ ОТКАЗОВ РЕГУЛЯТОРОВ ИЗБЫТОЧНОГО ДАВЛЕНИЯ ЛИНИИ ОБОГРЕВА.	
	Переключатели:	
	"ВЕНТИЛЯЦИЯ: ТХ, ВВР"	— нажать в положение "ГОР" на 25—30 с.
	"ОБОГРЕВ КАБИН: ПЕРЕДНЯЯ, ЗАДНЯЯ"	— нажать в положение "ГОР" на 50 с.
	Указатель температуры ТУЭ-48	— контролировать температуру согласно параграфу 0.2, РЛЭ, 6.6.1.
	Примечание. Для улучшения обогрева штурману разрешается пользоваться переключателем "ВЕНТИЛЯЦИЯ КАБИНЫ ШТУРМАНА — ВЫКЛЮЧЕН".	
д) На предварительном старте отключать подачу воздуха от основных двигателей	Переключатели:	
	"НАДДУВ КАБИНЫ"	— нажать в положение "МЕНЬШЕ" до загорания светосигнального табло "НАДДУВ ВЫКЛЮЧЕН".

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
д) На предварительном старте отключать подачу воздуха от основных двигателей (прод.)	"ВЕНТИЛЯЦИЯ НА ЗЕМЛЕ"	— в положение "ВЫКЛ".
	Аварийный светосигнализатор "ПЕРЕД ВЗЛЕТОМ ВЫКЛЮЧИТЬ" должен погаснуть.	
	Форточку в кабине экипажа	— закрыть.
е) От ВСУ для охлаждения кабин	Переключатели:	
	"ВЕНТИЛЯЦИЯ НА ЗЕМЛЕ"	— в положение "ОТ ВСУ".
	"ОТБОР ВОЗДУХА ОТ ВСУ"	— в положение "АВТОМАТ" (см. РЛЭ, 6.2.4).
	ВНИМАНИЕ. ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛИ "ВЕНТИЛЯЦИЯ: ТХ, ВВР" НАЖАТЬ В ПОЛОЖЕНИЕ "ХОЛ" НА 50 С, ЗАТЕМ ПЕРЕВЕСТИ ИХ В НЕЙТРАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ, ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ "ОБЩИЙ ОБОГРЕВ КАБИНЫ" ПЕРЕВЕСТИ В ПОЛОЖЕНИЕ "ВЫКЛ" (С МАШ. 40120).	
ж) От ВСУ для обогрева кабин	Переключатели (выключатели):	
	"ВЕНТИЛЯЦИЯ НА ЗЕМЛЕ"	— в положение "ОТ ВСУ".
	"ОБОГРЕВ КАБИНЫ ЭКИПАЖА"	— нажать в положение "ГОР" на 50 с.
	"ОТБОР ВОЗДУХА ОТ ВСУ"	— в положение "АВТОМАТ".
	ВНИМАНИЕ. ВКЛЮЧЕНИЕ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЯ "ОБОГРЕВ КАБИНЫ ЭКИПАЖА" ПЕРЕД ВКЛЮЧЕНИЕМ ОТБОРА ВОЗДУХА ОТ ВСУ ПРОИЗВОДИТСЯ В ЦЕЛЯХ ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ ОТКАЗОВ РЕГУЛЯТОРОВ ИЗБЫТОЧНОГО ДАВЛЕНИЯ ЛИНИИ ОБОГРЕВА.	
	"ОБОГРЕВ НА ЗЕМЛЕ ОТ ВСУ"	— положение "ВКЛ".
	"ОБЩИЙ ОБОГРЕВ КАБИНЫ"	— в верхнем положении и закрыт колпачком (с маш. 40120).
	"ВЕНТИЛЯЦИЯ: ТХ, ВВР"	— нажать в положение "ГОР" на 25—30 с.
	"ОБОГРЕВ КАБИН: ПЕРЕДНЯЯ, ЗАДНЯЯ"	— нажать в положение "ГОР" на 50 с.
	"ОБОГРЕВ ФОНАРЯ"	— нажать в положение "БОЛЬШЕ" на 50 с.
	Указатель температуры ТЭУ-48	— контролировать температуру согласно параграфу 0.2, РЛЭ, 6.6.1.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
ж) От ВСУ для обогрева кабин (прод.)	ВНИМАНИЕ. 1. ПРИ ВЗЛЕТЕ С ВКЛЮЧЕННОЙ ВЕНТИЛЯЦИЕЙ КАБИН ОТ ВСУ АВАРИЙНЫЙ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОР "ПЕРЕД ВЗЛЕТОМ ВЫКЛЮЧИТЬ" БУДЕТ ГОРЕТЬ ДО ПЕРЕКЛЮЧЕНИЯ ВЕНТИЛЯЦИИ С ВСУ НА ОСНОВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ. 2. ПРИ РАБОТЕ СКВ НА ЗЕМЛЕ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ "ВЕНТИЛЯЦИЯ НА ЗЕМЛЕ" ЗАПРЕЩАЕТСЯ УСТАНАВЛИВАТЬ В ПОЛОЖЕНИЕ "ВЫКЛ". 3. ПЕРЕД ВЗЛЕТОМ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ "ОБОГРЕВ НА ЗЕМЛЕ ОТ ВСУ" УСТАНОВИТЬ В ПОЛОЖЕНИЕ "ВЫКЛ". 4. ПРИ ВЗЛЕТЕ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ "ОБЩИЙ ОБОГРЕВ КАБИНЫ" В ВЕРХНЕМ ПОЛОЖЕНИИ И ЗАКРЫТ КОЛПАЧКОМ (С МАШ. 40120).
(3) Набор высоты	После перевода основных двигателей на номинальный режим: Переключатель "ВЕНТИЛЯЦИЯ НА ЗЕМЛЕ" — в положение "ВЫКЛ". Аварийный светосигнализатор "ПЕРЕД ВЗЛЕТОМ ВЫКЛЮЧИТЬ" должен погаснуть. Переключатели: "ОТБОР ВОЗДУХА ВСУ" — в положение "ЗАКР". "НАДДУВ КАБИНЫ" — нажать (импульсами) в положение "БОЛЬШЕ" до загорания светосигнального табло "НАДДУВ ВКЛЮЧЕН". **Примечание.** При включении наддува кабин не допускать увеличения скорости изменения "высоты" в кабине более 3 м/с по кабинному вариометру. Указатели расхода воздуха УРВК и УРВ-1500 — контролировать расход согласно параграфу 0.2., РЛЭ, 6.6.1. Указатель температуры ТУЭ — контролировать температуру согласно параграфу 0.2., РЛЭ, 6.6.1
(4) Крейсерский полет	По достижении температуры воздуха в кабинах (20±2) °С: Переключатели: "ПИТАНИЕ АВТОМАТ" — включить. "ВЕНТИЛЯЦИЯ: ТХ, ВВР", "ОБОГРЕВ КАБИН: ЭКИПАЖ, ПЕРЕДНЯЯ, ЗАДНЯЯ" — в положение "АВТОМАТ". Указатель температуры ТУЭ-48 — контролировать температуру согласно параграфу 0.2., РЛЭ, 6.6.1.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(5) Снижение	ВНИМАНИЕ. ДЛЯ ПОДДЕРЖАНИЯ КОМФОРТНЫХ УСЛОВИЙ В КАБИНАХ СНИЖЕНИЕ САМОЛЕТА ДО ВЫСОТЫ 8000 М ВЫПОЛНЯТЬ ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА РЕЖИМЕ 83%, ДО ВЫСОТЫ 5000 М — НЕ МЕНЕЕ 81%, С ВЫСОТЫ 5000 М ДО ВЫСОТЫ ПОЛЕТА ПО КРУГУ — НА РЕЖИМЕ МАЛОГО ГАЗА. ДОПУСКАЕТСЯ РАБОТА ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА РЕЖИМЕ МАЛОГО ГАЗА С НАЧАЛА СНИЖЕНИЯ. ДЛЯ ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ РЕЗКИХ ИЗМЕНЕНИЙ РАСХОДА ВОЗДУХА, ПОДАВАЕМОГО В КАБИНЫ, КОМАНДИРУ ВОЗДУШНОГО СУДНА НЕОБХОДИМО ПЛАВНО ИЗМЕНЯТЬ РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ.
(6) Заход на посадку	При заходе на посадку на высоте 300—400 м переключатель "НАДДУВ КАБИНЫ" — нажать в положение "МЕНЬШЕ" до загорания светосигнального табло "НАДДУВ ВЫКЛЮЧЕН".
(7) Полет на малых высотах (до 3000 м)	Для включения вентиляции кабин от скоростного напора переключатели: "СБРОС ДАВЛЕНИЯ" — включить (см. РЛЭ, 6.6.2). "ВЕНТИЛЯЦИЯ НА МАЛЫХ ВЫСОТАХ" — в положение "ОТКРЫТО". Для выключения вентиляции кабин от скоростного напора переключатели: "ВЕНТИЛЯЦИЯ НА МАЛЫХ ВЫСОТАХ" — в положение "ЗАКРЫТО". "СБРОС ДАВЛЕНИЯ" — в положение "ВЫКЛ".

0.4. НЕИСПРАВНОСТИ

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) В полете температура воздуха по указателю ТУЭ-48 отличается от указанной в РЛЭ, 6.6.1, разд. 0.2	Перейти на ручное регулирование температуры по средством переключателей "ВЕНТИЛЯЦИЯ: ТХ, ВВР", "ОБОГРЕВ КАБИН: ЭКИПАЖ, ПЕРЕДНЯЯ, ЗАДНЯЯ".
(2) Появление в кабинах дыма и запаха гари из панелей обогрева или насадков системы индивидуальной вентиляции в кабине самолета	Поочередным выключением переключателей "НАДДУВ КАБИНЫ" определить, какой двигатель является источником загрязнения. Переключатель "НАДДУВ КАБИНЫ" этого двигателя на 30 с нажать в положение "МЕНЬШЕ". Если источником загрязнения являются оба двигателя: Переключатели "НАДДУВ КАБИНЫ" на 30 с нажать в положение "МЕНЬШЕ". Одновременно снизиться до безопасной высоты и включить переключатель "ВЕНТИЛЯЦИЯ НА МАЛЫХ ВЫСОТАХ" [п. (7) параграфа 0.3, РЛЭ, 6.6.1].

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(3) В полете при работающей СКВ не подается воздух по линии обогрева	Необходимо температуру воздуха в кабинах поддерживать, увеличив температуру в линии вентиляции перестановкой задатчика "ВЕНТИЛЯЦИЯ" при автоматическом регулировании или посредством переключателей "ВЕНТИЛЯЦИЯ: ТХ, ВВР" при ручном регулировании температуры.
(4) В полете растет температура воздуха в системе вентиляции	Переключатели "ВЕНТИЛЯЦИЯ: ТХ, ВВР" нажать в положение "ХОЛ" и выдержать 50 с, после чего перевести их в нейтральное положение, контролировать температуру воздуха по ТУЭ-48.
(5) Растет температура воздуха в салонах. В системе обогрева не регулируется расход воздуха и его температура	Выключатель "ОБЩИЙ ОБОГРЕВ КАБИНЫ" поставить в положение "ВЫКЛ" (с маш. 40120).

6.6.2.
СИСТЕМА РЕГУЛИРОВАНИЯ ДАВЛЕНИЯ

6.6.2. СИСТЕМА РЕГУЛИРОВАНИЯ ДАВЛЕНИЯ (СРД)

0.1. ОПИСАНИЕ

(1) На самолетах давление воздуха в гермокабине регулируется в соответствии с заданным законом с помощью основной или дублирующей системы пневматического типа.

Основная система регулирования давления (СРД) состоит из регулятора давления 2077 и трех выпускных клапанов 2176Г, дублирующая — из двух регуляторов давления 469Р.

Давление регулируется путем управления потоком воздуха, сбрасываемым из кабины в атмосферу.

Основная СРД в процессе набора самолетом высоты последовательно поддерживает в кабине постоянное абсолютное давление, близкое к давлению аэродрома вылета, и постоянное избыточное давление 0,57 кгс/см . Высота достижения нормального перепада давлений 0,57 кгс/см зависит от постоянного абсолютного давления, задаваемого перед взлетом с помощью задатчика "НАЧАЛО ГЕРМЕТИЗАЦИИ".
При непрерывном снижении самолета с крейсерской высоты с вертикальной скоростью более 6—7 м/с в кабине обеспечивается иная закономерность изменения давления, чем при наборе высоты. При этом постоянно нарастает абсолютное давление [со скоростью 2—2,5 м/с] и постоянно уменьшается избыточное давление.

В отличие от основной СРД, значения параметров которой задаются перед взлетом и могут быть подрегулированы экипажем во время полета, дублирующая СРД автоматически регулирует:

— постоянное абсолютное давление 760^{+30} мм рт. ст.;
— постоянное избыточное давление 0,58±0,02 кгс/см ;
— скорость изменения давления 0,15—0,3 мм рт. ст./с.

Разница избыточного давления, поддерживаемого регуляторами давления 469Р и 2077, позволяет регуляторам давления 469Р во время крейсерского полета находиться в закрытом состоянии, но быть готовыми к немедленному их использованию в случае отказа регулятора давления 2077.

Для предотвращения полной разгерметизации кабины при отказе любого выпускного клапана 2176Г в атмосферных линиях каждого из них установлены регуляторы минимально допустимого абсолютного давления 1314В, которые путем прикрытия выпускных клапанов не допускают уменьшения давления в кабине менее (515±26) мм рт. ст. [более ($3150\ ^{+400}_{-350}$) м]. Установлению этого давления предшествует срабатывание сигнализатора "высоты" в кабине самолете.

Изменение давления в кабине после взлета в наборе самолетом высоты при отказе основной СРД, сопровождаемое разгерметизацией кабины и последующим переходом на дублирующую СРД, представлено на графике (РЛЭ, 6.6.2, стр. 5).

Выпускные клапаны 2176Г оборудованы ограничителями избыточного давления, которые обеспечивают открытие выпускных клапанов при избыточном давлении в кабине (0,63±0,02) кгс/см^2, предотвращая перенаддув кабины. Выпускные клапаны предохраняют также гермокабину от образования отрицательного перепада давлений более 0,01 кгс/см . Сигнализаторы "высоты" в кабине самолета и перенаддува кабины обеспечивают включение прерывистого звукового и светового сигналов при достижении в кабине минимально допустимого давления, соответствующего высоте (3000±150)м максимального перепада давлений (0,64±0,03) кгс/см^2.

(прод.)

Закон изменения давления в кабине и эксплуатационные характеристики данной системы такие же, как и у основной СРД, описание которой представлено выше.

Сигнализаторы "высоты" в кабине самолета и перенаддува кабины идентичны на самолетах всех серий.

(2) Основные сведения об агрегатах.
а) Регулятор давления 2077.

Регулятор давления 2077 в кабине самолета расположен на правом борту, позади второго пилота.

На лицевой панели регулятора давления размещены рукоятки и шкалы трех задатчиков: "ИЗБЫТОЧНОЕ ДАВЛЕНИЕ", "НАЧАЛО ГЕРМЕТИЗАЦИИ", "СКОРОСТЬ ИЗМЕНЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ". С помощью задатчиков формируется закон изменения кабинного давления и задаются требуемые параметры.

Органы настройки регулятора давления механически связаны с чувствительными пневмоэлементами внутри его, которые вырабатывают управляющий пневмосигнал для выпускных клапанов. С помощью четырех штуцеров и трубопроводов регулятор давления соединен с атмосферой, кабиной и выпускными клапанами.

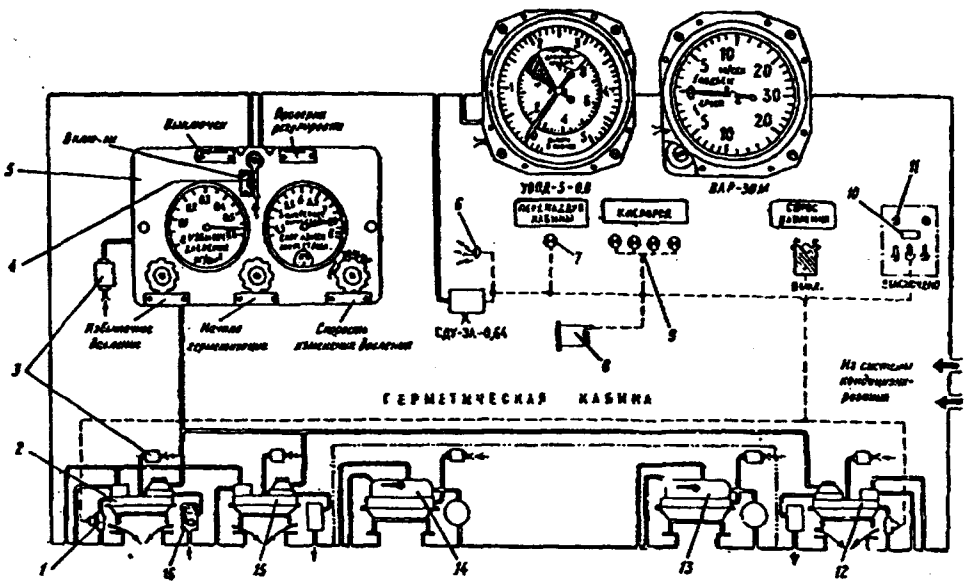
К кабинному штуцеру присоединен воздушный фильтр тонкой очистки 11ВФ-12-1 (назначение его — очистка кабинного воздуха, проходящего через внутреннюю полость прибора, клапанные пары и калиброванные отверстия пневмоузлов).

б) Выпускные клапаны 2176Г.
На самолете имеются три выпускных клапана (ВК) "нормально закрытого" типа, с помощью которых осуществляется регулируемый сброс кабинного воздуха в атмосферу. ВК № 1 и № 2 расположены между шп. № 11—13, под полом, с правой стороны; ВК № 3 — перед шп. № 55, над полом.

ВК работают автоматически и не требуют вмешательства со стороны экипажа, кроме случая, когда необходимо осуществить сброс давления из кабины. Для этого путем включения с помощью выключателя "СБРОС ДАВЛЕНИЯ" двух соленоидных клапанов 1160 принудительно открываются ВК № 1 и № 3.
Кроме того, каждый ВК имеет ограничитель избыточного давления, который открывает клапан при увеличении избыточного давления в кабине до (0,63±0,02) кгс/см . Выпускные клапаны оборудованы фильтрами 11ВФ-12-1.

в) Регуляторы давления 469Р.
Два регулятора давления воздуха в кабине (469Р), предназначенные для дублирования регулятора давления 2077, расположены рядом с передними и задним выпускными клапанами. Регуляторы давления представляют собой автономные приборы, состоящие из командного прибора и впускного клапана. В зависимости от высоты полета регуляторы давления автоматически поддерживают постоянное абсолютное давление 760^{+30} мм рт. ст.
(О÷-ЗОО м), постоянный перепад давлений (0,58±0,02) кгс/см и скорость изменения давления 0,15—0,3 мм рт. ст./с [(1,7÷3.3) м/с при "высоте" в кабине 0 м].
При отказе регулятора давления 469Р, сопровождаемом падением кабинного давления, его можно отключить. Для этого необходимо установить рукоятку его трехходового крана в крайнее положение по часовой стрелке. Регуляторы оборудованы фильтрами 11ВФ-12-1.

г) Регуляторы абсолютного давления 1314В.
Три регулятора абсолютного давления 1314В предназначены для ограничения падения давления и поддержания минимального абсолютного давления в кабине (515±2б) мм рт. ст. при отказах регулятора давления 2077 или выпускных клапанов 2176Г, сопровождаемых разгерметизацией кабины.
Регуляторы абсолютного давления установлены в атмосферных линиях выпускных клапанов и расположены вблизи них.



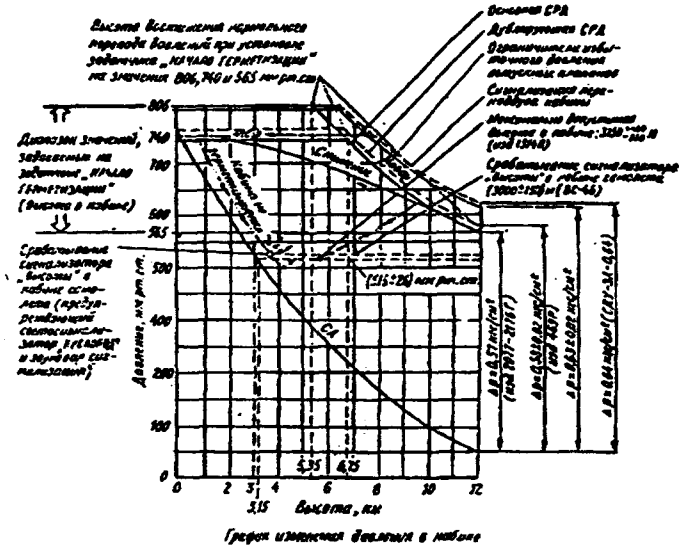


График изменения давления в кабине

Схема системы регулирования давления в гермокабине:

1 — соленоидный клапан 1160 (служит для принудительного открытия выпускного клапана); *2* — выпускной клапан (ВК) 2176Г № 1; *3* — воздушные фильтры 11ВФ-12-1 (устанавливаются на ВК 2176Г и РД 469Р с 01.08.73); *4* — трехходовой кран (при отказе основной системы установить в положение "ВЫКЛЮЧЕН"); *5* — регулятор давления 2077 (задатчик "НАЧАЛО ГЕРМЕТИЗАЦИИ" установить на давление аэродрома взлета); *6* — сирена; *7* — аварийный светосигнализатор перенаддува кабины; *8* — ВС-46; *9* — предупреждающий светосигнализатор "высоты" в кабине самолета ("КИСЛОРОД"); *10* — прерывистая сигнализация; *11* — кнопки контроля сигнализации опасной "высоты" в кабине ("ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ") и перенаддува кабины ("НАДДУВ"); *12* — ВК № 3; 13 — РД № 2; *14* — регулятор давления (РД) 469Р № 1 (автоматически вступает в работу при увеличении перепада давлений с 0,57 до 0,58 кгс/см^2; при отказе "на разгерметизацию" трехходовой кран повернуть на 180° против часовой стрелки); *15* — ВК № 2; *16* — регулятор абсолютного давления 1314 В [в нормальном положении открыт. При отказах "на разгерметизацию" 2077 или ВК 2176Г обеспечивает поддержание минимального абсолютного давления (515±26) мм рт. ст.]

д) Сигнализатор "высоты" в кабине самолета.
Система обеспечивает включение прерывистого звукового сигнала и загорание четырех мигающих предупреждающих светосигнализаторов "КИСЛОРОД" на рабочих местах каждого члена экипажа при достижении высоты в кабине (3000± 150) м.
Датчиком системы является высотный сигнализатор ВС-46, который расположен в кабине экипажа, у правого борта в зоне шп. № 4.

е) Система сигнализации перенаддува кабины.
Система обеспечивает включение прерывистого звукового сигнала и загорание на приборной доске второго пилота мигающего аварийного светосигнализатора "ПЕРЕНАДДУВ КАБИНЫ" при достижении перепада давлений между кабинным и атмосферным давлением (0,64±0,03) кгс/см^2.
Пневмоэлектрический сигнализатор давления СДУ-3А-0,64 расположен в районе шп. N4, на левом борту.

0.2. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Наименование параметра	Единица измерения	Мин.	Норм.	Макс.
Диапазон значений задатчика "НАЧАЛО ГЕРМЕТИЗАЦИИ", задаваемых на командном приборе "Высота" в кабине	мм рт. ст. м	525	Не более 2400	806
Избыточное давление в кабине	кгс/см^2	0,55	0,57	0,59
Скорость изменения давления в кабине	мм рт. ст./с	0,135	0,18	0,225
(скорость изменения "высоты" в кабине)	(м/с)	(1,5—1,9)	(2—2,5)*	(2,5—3,2)*
Ограничение по избыточному давлению	кгс/см	0,61	0,63	0,65
(изд. 2176Г) . Перенаддув кабины (срабатывает сигнализация)	кгс/см	0,61	0,64	0,67
Падение давления в кабине (срабатывает сигнализация)	м	2850	3000	3150
Ограничение по максимально допустимой "высоте" в кабине	м	2800	3150	3550
Отрицательный перепад	кгс/см			-0,01

Наименование параметра	Единица измерения	Мин.	Норм.	Макс.
		Дублирующая СРД		
Постоянное абсолютное давление	мм рт. ст.		760	790
"Высота" в кабине	м		0	–300
Избыточное давление в кабине	кгс/см^2	0,56	0,58	0,60
Скорость изменения давления в кабине	мм рт. ст/с	0,15	0,18	0,30
(скорость изменения "высоты" в кабине)	(м/с)	(1,7—2)	(2—2,5)	(3,3—4,2)*

* Диапазон скорости изменения "высоты" в кабине, соответствующий скорости изменения давления в ней, указан для интервала "высоты" в кабине 0—2400 м.

0.3. НОРМАЛЬНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Перед выруливанием	а) Задатчик "НАЧАЛО ГЕРМЕТИЗАЦИИ"	— установить на давление аэродрома вылета.
	б) Проверить исходное положение органов управления и контрольных приборов:	
	Рукоятка трехходового крана	— "ВКЛЮЧЕН" и законтрен.
	Задатчик "ИЗБЫТОЧНОЕ ДАВЛЕНИЕ"	— 0,57 кгс/см^2.
	Задатчик "СКОРОСТЬ ИЗМЕНЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ"	— 0,18 мм рт ст./с.
	Выключатель "СБРОС ДАВЛЕНИЯ"	— "ВЫКЛ" и закрыт колпачком.
	Выключатель "ПРЕРЫВИСТАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ"	— включить.
	Кабинный вариометр УВПД-5-0,8:	— в положение "0".
	"ПЕРЕПАД ДАВЛЕНИЙ"	— в положение "0".
	"ВЫСОТА В КАБИНЕ"	— соответствует барометрической высоте аэродрома.
(2) Набор высоты	а) После включения наддува кабины и окончания стабилизации расхода воздуха проверить показания приборов:	
	Кабинный вариометр УВПД-5-0,8:	— в положение "0".
	"ПЕРЕПАД ДАВЛЕНИЙ"	— возрастает в пределах эксплуатационных ограничений.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(2) Набор высоты (прод.)	"ВЫСОТА В КАБИНЕ" — постоянна и зависит от установленного перед выруливанием давления задатчика "НАЧАЛО ГЕРМЕТИЗАЦИИ", но не превышает 760^{+30} мм рт. ст.
	б) По достижении постоянного перепада давлений показания приборов должны быть следующими: Кабинный вариометр — "ПОДЪЕМ". Скорость не ограничивается системой и составляет (0,5—0,4) V_y. УВПД-5-0,8: "ПЕРЕПАД ДАВЛЕНИЙ" — постоянный, находится в пределах эксплуатационных ограничений. "ВЫСОТА В КАБИНЕ" — возрастает. **ВНИМАНИЕ.** ЕСЛИ СКОРОСТЬ ИЗМЕНЕНИЯ ВЫСОТЫ В КАБИНЕ ПРЕВЫШАЕТ 3 М/С, РЕКОМЕНДУЕТСЯ УМЕНЬШИТЬ ВЕРТИКАЛЬНУЮ СКОРОСТЬ САМОЛЕТА.
(3) Крейсерский полет	Проверить показания приборов: Кабинный вариометр — в положение "0". УВПД-5-0,8": "ПЕРЕПАД ДАВЛЕНИЙ" — 0,57 кгс/см^2; "ВЫСОТА В КАБИНЕ" — постоянна и зависит от высоты полета (см. таблицу к настоящему пункту).

Высота полета, км	7,2	7,8	8,4	9	10	11	12
"Высота" в кабине, м	450	750	1050	1300	1700	2100	2450

Примечание. При незначительном отклонении перепада давлений от нормального [(0,55+0,59) кгс/см^2] для достижения нормального перепада 0,57 кгс/см^2 разрешается один раз за полет ручку задатчика "ИЗБЫТ. ДАВЛЕНИЕ" повернуть на один-два зубца с перемещением стрелки в пределах ширины риски "0,57".

(4) Снижение и посадка	Перед началом снижения задатчик "НАЧАЛО ГЕРМЕТИЗАЦИИ" установить на давление аэродрома посадки. В процессе снижения в установившемся режиме проверить показания приборов: Кабинный вариометр — $2^{+1}_{-0,5}$ м/с.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(4) Снижение и посадка (прод.)	УВПД-5-0,8:	
	"ВЫСОТА В КАБИНЕ"	— уменьшается.
	"ПЕРЕПАД ДАВЛЕНИЙ"	— уменьшается.
	Примечание. При перестановке задатчика "НАЧАЛО ГЕРМЕТИЗАЦИИ" в процессе снижения ручку следует перемещать медленно, не допуская отклонения стрелки кабинного вариометра более чем на 2,5—3 м/с.	
	Если после посадки в кабине имеется избыточное давление:	
	Выключатель "СБРОС ДАВЛЕНИЯ"	— в положение "СБРОС ДАВЛЕНИЯ".

0.4. НЕИСПРАВНОСТИ

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) После взлета в наборе высоты кабина не герметизируется	Если в процессе набора высоты при включенном наддуве "высота" в кабине непрерывно увеличивается (выше заданной), но сигнализатор "высоты" в кабине самолета еще не сработал, то необходимо прекратить набор высоты, проверить подачу воздуха в кабину по УРВК, положение выключателя "СБРОС ДАВЛЕНИЯ", закрытие дверей и люков. Если утечку воздуха устранить нельзя, то перейти на дублирующую СРД.	
	Для этого:	
	Переключатели "НАДДУВ КАБИНЫ" (см. РЛЭ, 6.6.1)	— в положение "МЕНЬШЕ", снижая расход воздуха до 0,5—1 ед.
	Рукоятку трехходового крана	— расконтрить и энергичным поворотом установить в положение "ВЫКЛЮЧЕН".
	Переключатели "НАДДУВ КАБИНЫ"	— в положение "БОЛЬШЕ", импульсами увеличивая расход воздуха до максимального и не допуская превышения скорости изменения "высоты" в кабине более 3—5 м/с.
	После включения наддува проверить показания приборов	
	Кабинный вариометр	— 2—4 м/с "СПУСК" (по мере достижения нормального давления показания уменьшаются).
	УВПД-5-0,8:	
	"ПЕРЕПАД ДАВЛЕНИЙ"	— возрастает.
	"ВЫСОТА В КАБИНЕ"	— уменьшается.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(2) Падение давления в кабине, сопровождаемое срабатыванием сигнализатора "высоты" в кабине самолета	По УВПД и кабинному вариометру убедиться в правильности срабатывания сигнализации. Перейти на дублирующую систему. Рукоятку трехходового крана — расконтрить и энергичным поворотом установить в положение "ВЫКЛЮЧЕН". Проверить показания приборов [должны соответствовать 0.4 (1)]. **ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ. ВО ВСЕХ СЛУЧАЯХ ПРИ ДОСТИЖЕНИИ "ВЫСОТЫ" В КАБИНЕ 4000 М И БОЛЕЕ ВЫПОЛНИТЬ АВАРИЙНОЕ СНИЖЕНИЕ.** Если спустя 3—5 мин после перехода на дублирующую СРД "высота" в кабине не уменьшится и останется равной 3150^{+400}_{-350} м, полет разрешается продолжить. При этом необходимо: — полностью включить наддув кабины; — усилить контроль за УВПД-5-0,8. В процессе снижения для захода на посадку (на высотах менее 3500 м), после того как "высота" в кабине станет равна высоте полета, вертикальную скорость в целях обеспечения нормальной скорости изменения кабинного давления рекомендуется выдерживать не более 3—5 м/с.
(3) Разгерметизация кабины	**Выполнить аварийное снижение** (см. РЛЭ, 5.4.1).
(4) В крейсерском полете перепад давлений не равен (0,57±0,02) кгс/см^2.	Задатчик "ИЗБЫТОЧНОЕ ДАВЛЕНИЕ" — медленно повернуть, перемещая стрелку на шкале в сторону увеличения (уменьшения) перепада. Если заданный перепад не восстанавливается и сигнализация перенаддува или нарастания "высоты" в кабине еще не сработала, то продолжить полет, усилив контроль за УВПД и кабинным вариометром. Если стрелка стоит на упоре и не перемещается или после перемещения стрелки "высота" в кабине превышает 2400 м, перейти на дублирующую СРД, предварительно уменьшив наддув до 0,5—1 ед. [порядок перехода на дублирующую СРД см. в 0.4. (1)].
(5) Перенаддув кабины, сопровождаемый срабатыванием сигнализации	По УВПД и кабинному вариометру убедиться в достоверности сигналов. а) Если перепад достиг максимально допустимого значения — 0,65 кгс/см^2 и продолжает расти (кабинный вариометр указывает "СПУСК"), то выключить наддув кабины и произвести нормальное снижение до высоты 3000—4000 м. На безопасной высоте разгерметизировать кабину и включить наддув, для чего: Выключатель "СБРОС ДАВЛЕНИЯ" — включить импульсами, не допуская увеличения скорости изменения "высоты" в кабине более 5—10 м/с.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(5) Перенаддув кабины, сопровождаемый срабатыванием сигнализации (прод.)	Переключатели "НАДДУВ КАБИНЫ"	— в положение "БОЛЬШЕ", импульсами увеличивая расход воздуха до максимального и не допуская превышения скорости изменения "высоты" в кабине более 3—5 м/с.
	б) Если перепад давлений не увеличивается более 0,65 кгс/см^2, полет разрешается продолжить. При этом необходимо: — уменьшить наддув; — усилить контроль за УВПД-5-0,8 и кабинным вариометром.	
(6) При снижении на посадку скорость изменения "высоты" в кабине не соответствует нормальной	Задатчик "СКОРОСТЬ ИЗМЕНЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ"	— повернуть, перемещая шкалу в сторону уменьшения (увеличения) скорости.

6.6.3.
ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА

6.6.3. ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА (ПОС)

0.1. ОПИСАНИЕ

Для защиты самолета от обледенения используется горячий воздух от компрессоров двигателей и электрообогрев.

Противообледенительные системы крыла, киля, лопаток входного направляющего аппарата (ВНА), обтекателей и воздухозаборников двигателей — воздушно-тепловые; противообледенительные системы стабилизатора, приемников полного давления и передних стекол кабины пилотов и штурмана — электротепловые.

На самолете установлен сигнализатор обледенения РИО-3 (РИО-2М) или СО-121ВМ.

Принципиальная схема противообледенительной системы показана в РЛЭ, 6.6.3, стр. 5, 6.

(1) Противообледенительная система крыла и киля.

Обогрев носовой части крыла и киля осуществляется горячим воздухом, который отбирается в полости корпуса перепуска от V ступени 2-го каскада компрессора двигателя через фланцы, расположенные с внутренней стороны каждого двигателя. Горячий воздух проходит по гибким стальным рукавам (РГС) через перекрывные заслонки (изд. 2517), управляемые электромеханизмами МПК-5А, обратные клапаны (изд. 510) и поступает по трубопроводам в носовую часть крыла и киля. Противообледенительная система носовой части крыла и киля позволяет производить обогрев их как от двух двигателей, так и от одного (в случае выхода из строя какого-либо двигателя).

Включение и выключение подачи воздуха на обогрев носовой части крыла и киля производится перекрывными заслонками.

Управление перекрывными заслонками осуществляется переключателем "КРЫЛЬЯ — КИЛЬ", установленным на верхнем электрощитке. О крайних положениях перекрывных заслонок сигнализирует светосигнальное табло на щитке мотоприборов (рядом со щитком управления ВСУ).

Контроль за температурой воздуха в противообледенительной системе крыла производится по указателю ТЦТ-1, расположенному на щитке мотоприборов.

(2) Противообледенительная система двигателей и их воздухозаборников.

Лопатки входного направляющего аппарата 1-го каскада компрессора, обтекатель и носки воздухозаборника двигателя обогреваются воздухом, отбираемым от V или X ступени 2-го каскада компрессора (в зависимости от режима работы двигателей).

Противообледенительная система двигателей состоит из трубопроводов отбора воздуха от V ступени, трубопроводов отбора воздуха от X ступени, дроссельных заслонок с гидроцилиндром, теплоизолированных трубопроводов и перекрывных заслонок с электромеханизмом ЭПВ-150М.

Отбор воздуха на противообледенительную систему двигателей и их воздухозаборников производится по общим трубопроводам.

Переключение отбора воздуха от V или X ступени 2-го каскада компрессора осуществляется дроссельными заслонками автоматически с помощью гидроцилиндра, в который подается топливо от насоса-регулятора НР-30 через центробежный регулятор ЦР-2В.

Включение и выключение подачи воздуха к противообледенительной системе двигателей и его воздухозаборника осуществляется с помощью одной перекрывной заслонки с электромеханизмом ЭПВ-150М.

Управление перекрывными заслонками производится выключателем "ДВИГАТЕЛИ— "В/ЗАБОРН" на верхнем электрощитке.

Об открытом положении заслонок сигнализируют светосигнальные табло на щитке мотоприборов.

Предусмотрен контроль температуры воздуха на входе в носки воздухозаборников по указателям ТЦТ-1 на щитке мотоприборов.

(3) Противообледенительная система стабилизатора.

Противообледенительная система состоит из следующих элементов:

— электронагревательного устройства стабилизатора;
— программного механизма МКА-3А;
— коммутационной аппаратуры.

Электронагревательное устройство стабилизатора — комбинированного действия и состоит из участков, постоянно включенных в электросеть, "ножевых" элементов и участков, попеременно включаемых в электросеть.

Питание противообледенительной системы стабилизатора осуществляется постоянным током напряжением 27 В.

Включение и выключение противообледенительной системы производится выключателем "СТАБИЛИЗ" на верхнем электрощитке.

На самолетах оборудованных сигнализатором обледенения СО-121ВМ, кроме ручного управления предусмотрено автоматическое включение и выключение противообледенительной системы стабилизатора СО-121ВМ. Управление производится переключателем "СТАБИЛИЗАТ. АВТОМАТ—РУЧНОЕ".

Контроль за работой противообледенительной системы осуществляется по периодическому загоранию светосигнального табло "ОБОГРЕВ СТАБИЛ" на приборной доске второго пилота (светосигнальное табло загорается на 20 с через каждые 100 с).

(4) Противообледенительная система стекол.

Два передних стекла кабины пилотов и нижнее стекло кабины штурмана имеют электрический обогрев для предохранения их от запотевания и обмерзания.

Нагревательный элемент выполнен в виде тонкой прозрачной электропроводной пленки, заключенной между двумя слоями силикатного стекла.

Питание нагревательных элементов стекол производится переменным током напряжением 115 В частотой 400 Гц через два автотрансформатора АТ-6-1 и АТ-7-1,5.

Обогрев стекол командира воздушного судна осуществляется от основного преобразователя ПО-4500 через автотрансформатор АТ-6-1, а обогрев стекол второго пилота и штурмана — от резервного преобразователя ПО-4500 через автотрансформатор АТ-7-1,5.

Для предохранения стекол от перегрева установлен трехканальный автомат обогрева стекол АОС-81М.

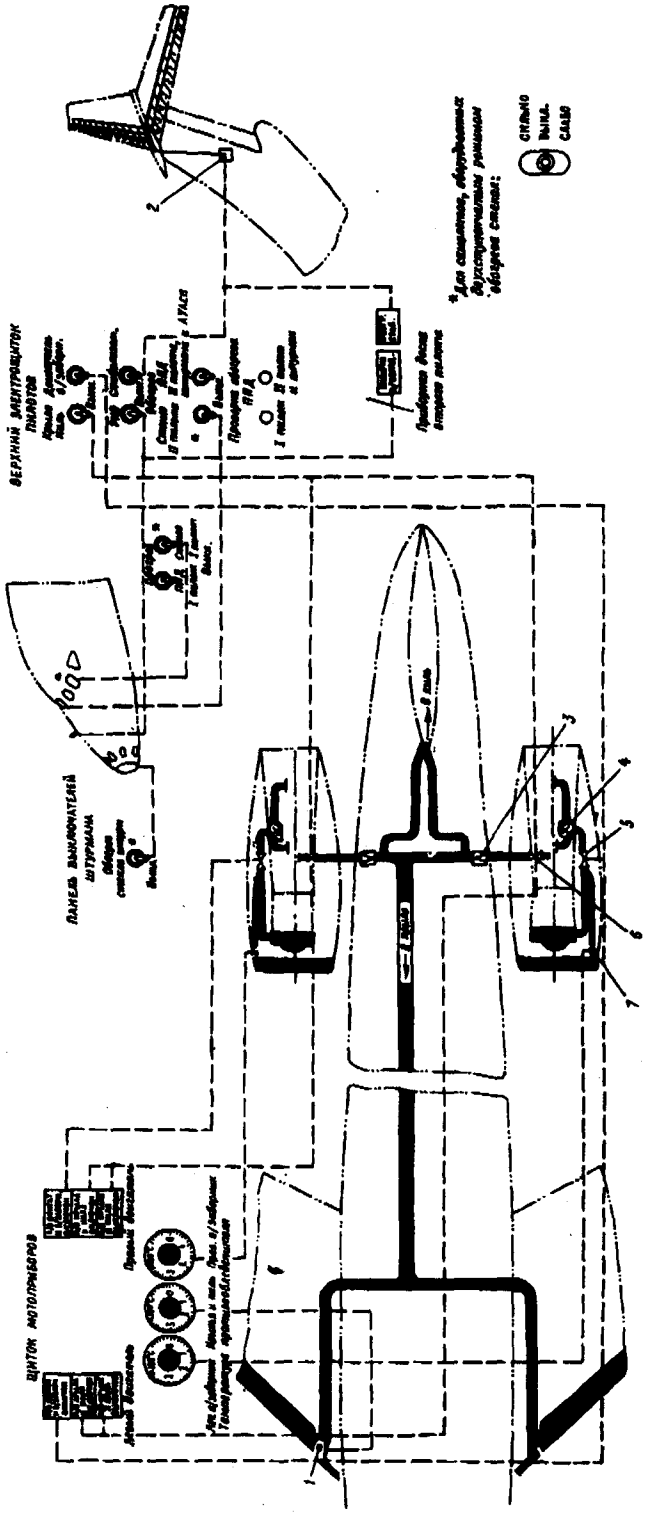
Включение обогрева каждого стекла производится своим выключателем.

Выключатели обогрева стекол кабины пилотов установлены на верхнем электрощитке пилотов, выключатель обогрева стекол штурмана — на панели выключателей штурмана.

При отказе основного ПО-4500 обогрев стекла командира воздушного судна осуществляется от резервного ПО-4500, а стекла второго пилота и штурмана не обогреваются.

Для самолетов, оборудованных двухступенчатым режимом обогрева стекол "СЛАБО" и "СИЛЬНО", питание нагревательных элементов стекол производится переменным током напряжением 115 В через три автотрансформатора АТ-6-1.

Управление системой производится вручную с помощью переключателей, имеющих три положения "СЛАБО—ВЫКЛ—СИЛЬНО".

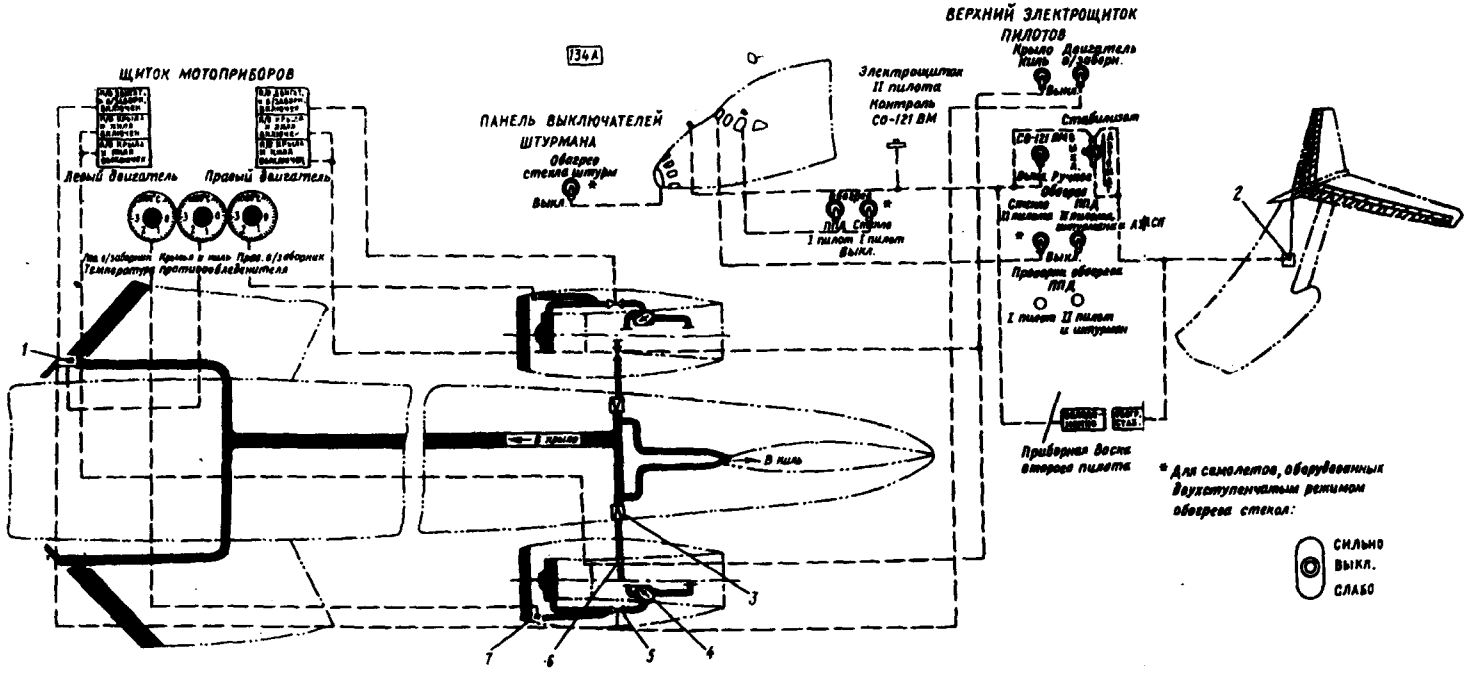


Принципиальная схема ПОС:

1,7 — датчик ТЦТ-13; *2* — программный механизм МКА-3А; *3* — обратный клапан изд. 510; *4* — дроссельная заслонка с гидроцилиндром; *5* — перекрывная заслонка с электромеханизмом ЭПВ-150М; *6* — перекрывная заслонка изд. 2517 с электромеханизмом МПК-5А.

Примечание. Цифры на носках стабилизатора показывают порядок включения нагревательных элементов секций. Циклличность работы противообледенительной системы стабилизатора:

20 с — включено;
100 с — выключено



Принципиальная схема ПОС для самолетов, оборудованных сигнализатором обледенения СО-121ВМ:

1, 7 — датчик ТЦТ-13; *2* — программный механизм МКА-3А; *3* — обратный клапан изд. 510; *4* — дроссельная заслонка с гидроцилиндром; *5* — перекрывная заслонка с электромеханизмом ЭПВ-150М; *6* — перекрывная заслонка изд. 2517 с электромеханизмом МПК-5А.

Примечание. Цифры на носках стабилизатора показывают порядок включения нагревательных элементов секций. Цикличность работы противообледенительной системы стабилизатора:

20 с — включено;

100 с — выключено

0.2. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Наименование параметра	Единица измерения	Мин.	Норм.	Макс.
Температура воздуха на входе в противообледенительную систему крыла	°С	80		230
Температура воздуха на входе в противообледенительную систему воздухозаборников двигателей	°С	80		340
Время непрерывной работы противообледенительной системы крыла и киля на земле (разрешается включать только для проверки)	мин			1

Преднамеренные полеты в условиях обледенения при температурах воздуха ниже "минус" 10 °С запрещаются. При случайном попадании в зону обледенения с указанной температурой необходимо принять все меры для быстрейшего выхода из этой зоны.

Отбор воздуха на противообледенительную систему крыла и киля при режиме работы двигателей свыше 95% запрещается.

Во избежание перегрева конструкции противообледенительную систему стабилизатора включать на земле запрещается.

0.3. НОРМАЛЬНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Общие указания	Категорически запрещается производить взлет, если на поверхности самолета имеется лед, снег или иней. Противообледенительную систему двигателей и воздухозаборников разрешается включать на земле и в полете на всех высотах; стабилизатора — только в полете на всех высотах; крыла и киля — в полете после перевода двигателей на номинальный режим работы на высотах до 10000 м, стекол — в условиях возможного обледенения на земле и в полете. Для самолетов, оборудованных двухступенчатым режимом, обогрев стекол включать на режим "СЛАБО" перед выруливанием на все время полета независимо от метеоусловий. В полете перед входом в зону возможного обледенения обогрев стекол переключить на режим "СИЛЬНО". После выхода из зоны обледенения обогрев стекол переключить на режим "СЛАБО". **Примечание.** Противообледенительную систему крыла и киля разрешается включать на земле для их проверки на время не более 1 мин. При попадании самолета в зону обледенения на высотах выше 10000 м необходимо принять меры к выходу из зоны обледенения или уменьшить высоты полета.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Общие указания (прод.)	Противообледенительную систему двигателей и воздухозаборников на земле включать при температуре воздуха 5 °С и ниже при облачности, тумане, снегопаде, дожде или мороси независимо от наличия обледенения. В полете противообледенительную систему включать до входа в указанные условия и выключать после выхода самолета из этих условий при полной уверенности, что на защищаемых поверхностях нет льда. Противообледенительную систему крыла и оперения в полете включать до входа в облачность, туман, снегопад, дождь или морось при температуре воздуха 0 °С и ниже и выключать после выхода самолета из указанной зоны при полной уверенности, что на защищаемых поверхностях нет льда (в ночное время использовать фары подсвета передней кромки стабилизатора). На самолетах, оборудованных сигнализатором обледенения СО-121ВМ, противообледенительную систему стабилизатора включать в режим "АВТОМАТ" независимо от метеоусловий на исполнительном старте; в полете переключать противообледенительную систему в режим "РУЧНОЕ" при загорании светосигнального табло "ОБЛЕДЕНЕНИЕ" или визуальном обнаружении обледенения (появление льда на остеклении фонаря и на стеклоочистителях). После погасания светосигнального табло "ОБЛЕДЕНЕНИЕ" при полной уверенности в отсутствии льда на защищаемых поверхностях перевести переключатель "СТАБИЛИЗАТ. АВТОМАТ — РУЧНОЕ" в положение "АВТОМАТ". На всех этапах полета с включенной противообледенительной системой самолета и двигателей контролировать ее работу по загоранию соответствующих светосигнализаторов и светосигнальных табло, а температуру воздуха на входе в противообледенительную систему крыла и воздухозаборников — по показаниям ТЦТ-1 (см. РЛЭ, 6.6.3, стр. 7). При включении противообледенительной системы режимы работы двигателей n_2 менее 72 % и n_2 = 77+81,5% не рекомендуются, так как на этих режимах воздушно-тепловые противообледенительные системы не эффективны.
(2) Проверка перед полетом в условиях обледенения а) Противообледенительная система крыла и киля	Проверка противообледенительной системы крыла, киля и воздухозаборников двигателей производится при работе двигателей на режиме "МАЛЫЙ ГАЗ". Переключатель "КРЫЛЬЯ—КИЛЬ" — включить. При этом загорается светосигнальное табло "П/О КРЫЛА И КИЛЯ ВКЛЮЧЕН". Указатель ТЦТ-1 — проверить температуру воздуха (РЛЭ, 6.6.3, стр. 7). Переключатель "КРЫЛЬЯ—КИЛЬ" — выключить. При этом загорается светосигнальное табло "П/О КРЫЛА И КИЛЯ ВКЛЮЧЕН". **ВНИМАНИЕ. ВКЛЮЧЕНИЕ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ КРЫЛА И КИЛЯ ПРИ ПРОВЕРКЕ НА ЗЕМЛЕ РАЗРЕШАЕТСЯ НА ВРЕМЯ БОЛЕЕ 1 МИН.**

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
б) Воздухозаборники двигателей	Выключатель "ДВИГАТЕЛИ — В/ЗАБОРН"	— включить.
	При этом загорается светосигнальное табло "П/О ДВИГАТ. и В/ЗАБОРН. ВКЛЮЧЕН".	
	Указатель ТЦТ-1	— проверить температуру воздуха (РЛЭ, 6.6.3, стр. 7)
	Выключатель "ДВИГАТЕЛИ — В/ЗАБОРН"	— выключить.
	При этом гаснет светосигнальное табло.	
в) Стекла	При включенном электропитании 115 В:	
	Выключатели "ОБОГРЕВ: СТЕКЛО I ПИЛОТА, СТЕКЛО II ПИЛОТА"	— включить*.
	На ощупь (с внешней стороны) убедиться в работе электрообогрева стекол командира воздушного судна и второго пилота.	
	Выключатели "ОБОГРЕВ: СТЕКЛО I ПИЛОТА, СТЕКЛО II ПИЛОТА"	— выключить.
(3) Независимо от метеоусловий а) Предполетная проверка	Кнопки "ПРОВЕРКА ОБОГРЕВА ППД"	— нажать.
	При этом загораются два белых светосигнализатора "ПРОВЕРКА ОБОГРЕВА ППД I ПИЛОТА II ПИЛОТА и ШТУРМ". После отпускания кнопок светосигнализаторы гаснут.	
	Нажимной выключатель "КОНТРОЛЬ СО-121 ВМ"	— нажать на время не более 2 с.
	При этом загорается светосигнальное табло "ОБЛЕДЕНЕНИЕ" на время (8±2) с.	
	Незагорание светосигнального табло или более длительное его свечение указывает на неисправность сигнализатора.	
	Выключатель "РИО" или "СО-121ВМ"	— включить.
б) Перед выруливанием	Переключатели "ОБОГРЕВ СТЕКЛО I ПИЛОТА, СТЕКЛО II ПИЛОТА И СТЕКЛО ШТУРМАНА"	— установить в положение "СЛАБО".
в) На исполнительном старте	Выключатели "ОБОГРЕВ: ППД I ПИЛОТА, ППД II ПИЛОТА, ШТУРМАНА И АУАСП"	— включить.
	Переключатель "СТАБИЛИЗАТ. АВТОМАТ—РУЧНОЕ"	— установить в положение "АВТОМАТ".
	Время работы ППД на земле — см. РЛЭ, 4.2.1, 0.1, п. (4).	
г) При заруливании	Выключатели "ОБОГРЕВ: ППД I ПИЛОТА, ППД II ПИЛОТА, ШТУРМАНА И АУАСП" "РИО" или "СО-121ВМ" и переключатель "СТАБИЛИЗАТ. АВТОМАТ—РУЧНОЕ"	— выключить.
	Переключатели "ОБОГРЕВ: СТЕКЛО I ПИЛОТА, СТЕКЛО II ПИЛОТА И СТЕКЛО ШТУРМАНА"	— установить в положение "ВЫКЛ."*.

* Для самолетов, оборудованных двухступенчатым режимом обогрева стекол, переключатель режима установить в положение "СЛАБО".

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(4) Взлет и набор высоты в условиях обледенения а) После запуска двигателей и выхода их на малый газ при температуре воздуха 5 °С и ниже и наличии облачности, тумана, снегопада, дождя или мороси.	Выключатели "ДВИГАТЕЛИ — В/ЗАБОРН"	— включить.
	Выключатели "ОБОГРЕВ: ППД I ПИЛОТА, ППД II ПИЛОТА, ШТУРМАНА И АУАСП"	— включить.
	Время работы ППД на земле — см. РЛЭ, 4.2.1, 0.1, п. (4).	
б) На рулении	Выключатели "ОБОГРЕВ: СТЕКЛО I ПИЛОТА, СТЕКЛО II ПИЛОТА И СТЕКЛО ШТУРМАНА"	— включить или переключить в положение "СИЛЬНО"*.
в) После отрыва самолета	Переключатель "СТАБИЛИЗАТ"	— включить.
	На самолетах, оборудованных автоматическим включением противообледенительной системы стабилизатора, при загорании светосигнального табло "ОБЛЕДЕНЕНИЕ" или визуальном обнаружении обледенения переключатель "СТАБИЛИЗАТ. АВТОМАТ—РУЧНОЕ" установить в положение "РУЧНОЕ".	
	При этом контролировать работу системы по светосигнальному табло "ОБОГРЕВ СТАБИЛ" (должно периодически загораться).	
	ВНИМАНИЕ. ПРИ ВКЛЮЧЕНИИ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАТОРА ЭТИМ ЖЕ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЕМ ОТКЛЮЧАЕТСЯ ШИНА ПИТАНИЯ БЫТОВЫХ ПРИБОРОВ.	
г) После перевода двигателей на номинальный режим	Переключатель "КРЫЛЬЯ—КИЛЬ"	— включить.
д) После выхода из зоны обледенения	Выключатели "ОБОГРЕВ: СТЕКЛО I ПИЛОТА, СТЕКЛО II ПИЛОТА И СТЕКЛО ШТУРМ"	— выключить.**
	Выключатель "ДВИГАТЕЛИ"—"В/ЗАБОРНИКИ"	— выключить.
	Переключатель "КРЫЛЬЯ—КИЛЬ"	— выключить
	Переключатель "СТАБИЛИЗАТ"	— выключить.
	На самолетах, оборудованных сигнализатором СО-121ВМ, после погасания светосигнального табло "ОБЛЕДЕНЕНИЕ" переключатель "СТАБИЛИЗАТ. АВТОМАТ—РУЧНОЕ"	— установить в положение "АВТОМАТ".
(5) Горизонтальный полет в условиях обледенения	Полеты в условиях обледенения выполнять с постоянно включенной противообледенительной системой самолета и двигателей [РЛЭ, 6.6.3, 0.3, п. (1)].	
	После выхода из зоны обледенения выключить противообледенительную систему [РЛЭ, 6.6.3, 0.3, п. (5, в)].	

* Для самолетов, оборудованных двухступенчатым режимом обогрева стекол.

** Для самолетов, оборудованных двухступенчатым режимом обогрева стекол, переключатель режима установить в положение "СЛАБО".

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(6) Снижение в условиях обледенения	Действия такие же, как и при горизонтальном полете — РЛЭ, 6.6.3, 0.3, п. (6).
(7) Заход на посадку и посадка при низкой облачности в условиях обледенения	Заход на посадку и посадку при низкой облачности выполнять с постоянно включенной противообледенительной системой самолета и двигателей (РЛЭ, 6.6.3, 0.3, п. (1)). **ВНИМАНИЕ.** ПРИ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ ОДИН ЧЛЕН ЭКИПАЖА ПО КОМАНДЕ КОМАНДИРА ВОЗДУШНОГО СУДНА ОБЯЗАН УБЕДИТЬСЯ, ЧТО НА НОСКАХ СТАБИЛИЗАТОРА НЕТ ЛЬДА (В НОЧНОЕ ВРЕМЯ ИСПОЛЬЗОВАТЬ ФАРЫ).
а) На пробеге	Переключатели "КРЫЛЬЯ—КИЛЬ", "СТАБИЛИЗАТ" или "СТАБИЛИЗАТ.—АВТОМАТ—РУЧНОЕ" — выключить.
б) При заруливании	Выключатели "ОБОГРЕВ: ППД I ПИЛОТА, ППД II ПИЛОТА, ШТУРМАНА И АУАСП", "СТЕКЛО I ПИЛОТА, СТЕКЛО II ПИЛОТА, СТЕКЛО ШТУРМ", "РИО" или "СО-121ВМ" — выключить.
в) Перед выключением двигателей	Выключатель "ДВИГАТЕЛИ—В/ЗАБОРН" — выключить. Переключатель "ВОЗДУХОЗАБОРНИКИ" — выключить.
г) После выключения двигателей	**ВНИМАНИЕ.** ПОСЛЕ ПОЛЕТА В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ ПРОИЗВЕСТИ ТЩАТЕЛЬНЫЙ ОСМОТР ДВИГАТЕЛЕЙ И УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ОБТЕКАТЕЛИ, ЛОПАТКИ ВНА, ЛОПАТКИ I СТУПЕНИ КОМПРЕССОРА И НОСКИ ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ ДВИГАТЕЛЕЙ НЕ ИМЕЮТ ПОВРЕЖДЕНИЙ.
(8) Уход на второй круг в условиях обледенения	**ВНИМАНИЕ:** 1. ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНУЮ СИСТЕМУ СТАБИЛИЗАТОРА, ДВИГАТЕЛЕЙ И ИХ ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ И ОБОГРЕВ СТЕКОЛ НЕ ВЫКЛЮЧАТЬ. 2. ПРИ ПРИНЯТИИ РЕШЕНИЯ ОБ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ, ПЕРЕД ПЕРЕВОДОМ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ВЗЛЕТНЫЙ РЕЖИМ ПОС КРЫЛА И КИЛЯ ВЫКЛЮЧИТЬ; ПОСЛЕ ПЕРЕВОДА ДВИГАТЕЛЕЙ НА НОМИНАЛЬНЫЙ РЕЖИМ ПОС КРЫЛА И КИЛЯ ВКЛЮЧИТЬ. 3. ВЫКЛЮЧЕНИЕ ПОС САМОЛЕТА И ДВИГАТЕЛЕЙ ПРОИЗВОДИТЬ В ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТИ, ИЗЛОЖЕННОЙ В РЛЭ, 6.6.3., 0.3., П. (8).

0.4. НЕИСПРАВНОСТИ.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) Растрескивание внешнего стекла или искрение в нагревательном элементе стекла	
а) На стоянке	Выключить ПОС соответствующего стекла, установив выключатель в положение "ВЫКЛ".
б) В полете	Выключить ПОС соответствующего стекла, установив выключатель в положение "ВЫКЛ", и принять меры для вывода самолета из зоны обледенения.

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(2) В полете с одним работающим двигателем или при отказе двух генераторов	Принять меры для вывода самолета из зоны обледенения. Резервный преобразователь ПО-4500 на вспомогательную шину не включать. **ВНИМАНИЕ.** ПРИ ВЫКЛЮЧЕННОМ РЕЗЕРВНОМ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕ ПО-4500 ОБОГРЕВ СТЕКОЛ ВТОРОГО ПИЛОТА И ШТУРМАНА НЕ РАБОТАЕТ.
(3) Незагорание светосигнального табло "ОБОГРЕВ СТАБИЛ" и отсутствие на штатных амперметрах нагрузки, потребляемой секциями обогрева стабилизатора	Принять меры к скорейшему выходу из зоны обледенения. Обогрев стабилизатора выключить.
(4) Светосигнальное табло "ОБОГРЕВ СТАБИЛ" горит постоянно	Принять меры к скорейшему выходу из зоны обледенения. Обогрев стабилизатора выключить.
(5) Незагорание светосигнального табло "ОБЛЕДЕНЕНИЕ"	При визуальном обнаружении обледенения (лед на остеклении фонаря и на стеклоочистителях) убедиться, что ПОС стабилизатора включен в режим "РУЧНОЕ" и работает; светосигнальное табло "ОБОГРЕВ СТАБИЛ" периодически загорается, а штатные амперметры показывают увеличение токов, потребляемых ПОС стабилизатора.
(6) Отказ ПОС двигателей **Отказ ПОС двигателей и их воздухозаборников** Незагорание светосигнального табло "П/О ДВИГ. И В/ЗАБОРН. ВКЛЮЧЕН" и отсутствие показаний температуры воздуха на входе в носки воздухозаборников по указателям ТЦТ-1	Принять меры к скорейшему выходу из зоны обледенения.
(7) Отказ ПОС крыла и киля а) Незагорание светосигнальных табло "П/О КРЫЛА и КИЛЯ ВКЛЮЧЕН" и отсутствие показаний температуры воздуха на входе ПОС крыла по указателю ТЦТ-1.	Выйти из зоны обледенения и продолжать полет.
б) Незагорание одного светосигнального табло "П/О КРЫЛА и КИЛЯ ВКЛЮЧЕН"	По указателю температуры воздуха на входе в ПОС крыла убедиться, что воздух подается, и продолжать полет, повысив контроль за состоянием защищаемых поверхностей.

6.7.1.

КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

6.7.1. КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

0.1. ОПИСАНИЕ

Характеристика оборудования.

На самолете установлена стационарная кислородная система и переносное кислородное оборудование.

а) Стационарная кислородная система.

Система предназначена для питания кислородом четырех членов летного состава экипажа и одного бортпроводника. Она используется:

— для снижения утомляемости и в профилактических целях — периодически в течение 5—10 мин каждого часа полета;
— при разгерметизации кабины на время аварийного снижения и последующего полета на безопасной высоте;
— при появлении в кабине дыма.

Питание потребителей (КВС, второго пилота, штурмана, бортмеханика или лоцмана и бортпроводника) осуществляется кислородом под давлением 30 кгс/см^2 из баллона вместимостью 92 л (запас кислорода 2760 л) с помощью кислородных приборов КП-24М легочно-автоматического действия и кислородных масок КМ-32АГ (КМ-16 Н — для бортпроводника), а также дымозащитных масок ЛП-2, расположенных на рабочем месте каждого члена экипажа.

Кислородный пост бортпроводника расположен на перегородке шп. № 15, возле входной двери (РЛЭ, 6.7.1., стр. 5).

Крепление маски КМ-32АГ на лице производится с помощью эластичных ремней, которые пристегиваются к авиагарнитуре. В маске предусмотрено место для микрофона. С помощью штекера он подсоединяется к авиагарнитуре, что позволяет члену экипажа вести радиосвязь, работая с кислородной маской на лице. Дымозащитная маска ЛП-2 полностью надевается на голову и имеет микрофон, который подсоединяется штекером к авиагарнитуре. Это позволяет члену экипажа вести радиосвязь при работе в маске.

Контроль запаса кислорода в системе и работоспособности приборов осуществляется с помощью двух манометров на пультах КВС и второго пилота и индикаторов кислорода, расположенных на каждом рабочем месте экипажа.

б) Переносное кислородное оборудование.

Оборудование состоит из следующих элементов:

— трех переносных кислородных приборов КП-19 (для членов экипажа и бортпроводников);
— четырех переносных кислородных приборов КП-21 (для пассажиров и бортпроводников).

Переносной кислородный прибор КП-19 в комплекте с кислородной маской КМ-32АГ предназначен для питания одного члена экипажа при передвижении в разгерметизированной кабине, а в комплекте с дымозащитной маской ЛП-2 — для питания одного члена экипажа или бортпроводника при перемещении в задымленной кабине.

Прибор КП-19 легочно-автоматического действия, применяется с масками КМ-16Н, КМ-32АГ или ЛП-2, состоит из собственно кислородного прибора, баллона вместимостью 7,8 л и манометра. Прибор имеет ручной переключатель подсоса воздуха и вентиль (красного цвета) аварийной подачи кислорода. Расположен прибор в багажном отсеке фюзеляжа, за кабиной экипажа.

Кислородные приборы КП-21 предназначены для питания пассажиров на местах при кислородном голодании, а также бортпроводников при передвижении их в разгерметизированной кабине при полете на высотах от 4 до 8 км.

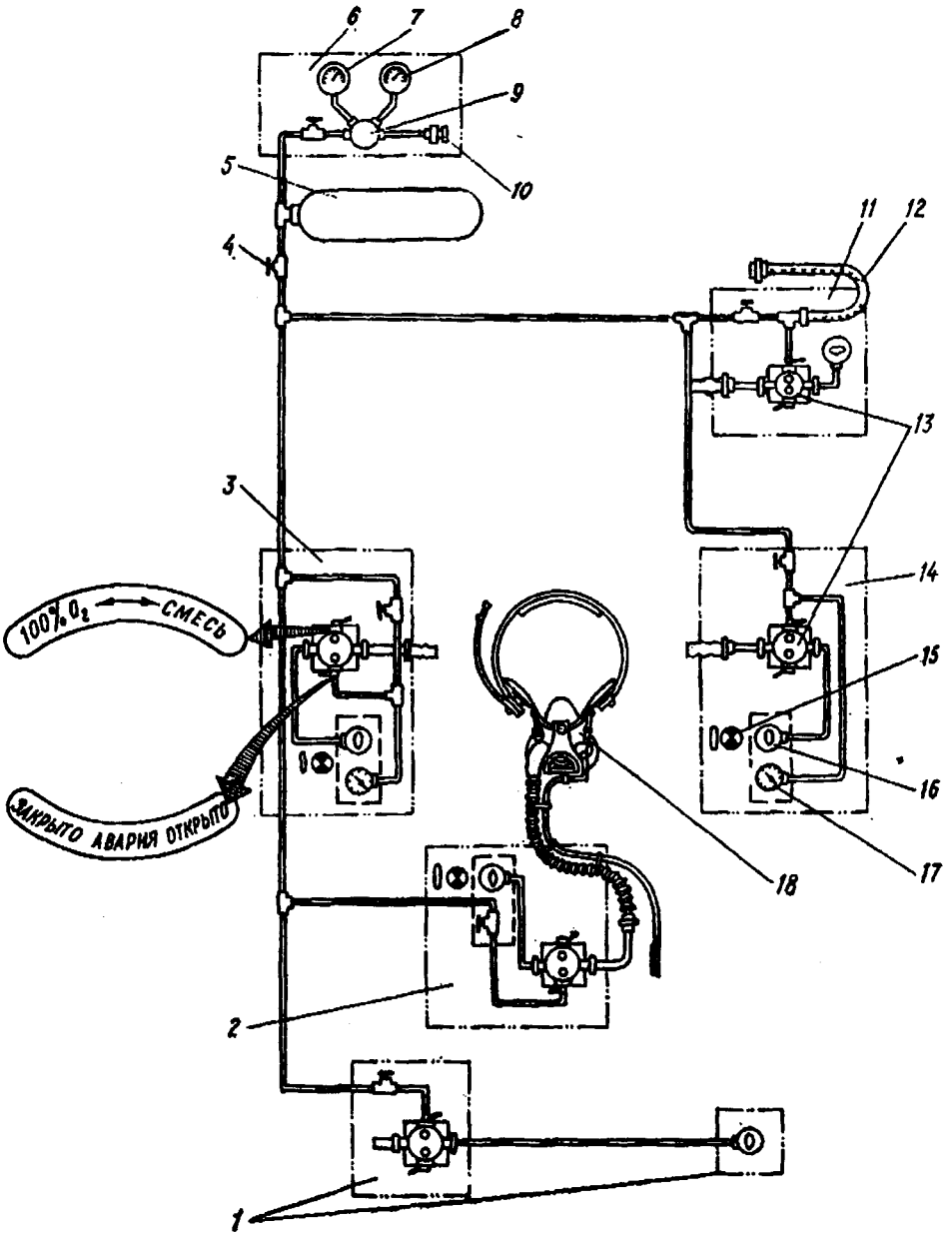
Кислородный прибор КП-21 обеспечивает в нормальном режиме примерно с "высоты" в кабине 2 км непрерывную подачу кислорода. Количество кислорода регулируется по высотам автоматически.

Прибор КП-21 состоит из собственно кислородного прибора, баллона вместимостью 1,7 л и манометра и применяется с кислородной маской КМ-15М до высоты 8 км.

Приборы расположены в одной корзине (четыре прибора) за последними рядами пассажирских кресел. Для подзарядки в полете переносных кислородных приборов от стационарной системы на самолете имеется зарядный шланг, который расположен на перегородке шп. № 15, возле входной двери, справа снизу. При необходимости переносные кислородные приборы могут быть подзаряжены в полете от стационарной системы.

0.2. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Наименование параметра	Единица измерения	Мин.	Норм.	Макс.
Давление кислорода перед взлетом (при t = 15 °С):	кгс/см^2			
в стационарной системе			28	30
в переносных кислородных приборах КП-19 и КП-21				30
Минимальное остаточное давление:	кгс/см^2			
в стационарной системе		6		
в переносных кислородных приборах КП-19 и КП-21		6—8		
Продолжительность пользования кислородом:	мин			
экипажем в профилактических целях (в режиме "100% O_2", используется 5 масок одновременно);		15	30	
экипажем при разгерметизации кабины на крейсерских высотах и в последующем полете на безопасной высоте 4000 м (в режиме "100% O_2", используется 5 масок одновременно);		15		
из переносного кислородного прибора КП-19 в режиме "ЧИСТЫЙ КИСЛОРОД"		6		



Стационарное кислородное оборудование:

1 — кислородный пост штурмана; *2* — кислородный пост радиста (лоцмана); *3* — кислородный пост КВС; *4* — кислородный вентиль КВ-*5*; *5* — кислородный баллон вместимостью 92 л давлением 30 кгс/см^2; *6* — щиток бортзарядки системы кислородом; *7* — манометр МК-13М на 30 кгс/см^2; *8* — манометр МК-12М на 150 кгс/см^2; *9* — кислородный редуктор КР-15 (понижает давление со 150 до 30 кгс/см^2); *10* — кислородный штуцер бортзарядки; *11* — кислородный пост бортпроводника; *12* — шланг для зарядки переносных кислородных приборов в полете; *13* — кислородный прибор КП-24М легочно-автоматического действия (работает в трех режимах: "СМЕСЬ", "100 % O_2" и "АВАРИЙНАЯ ПОДАЧА"); *14* — кислородный пост второго пилота; *15* — кислород [предупреждающий светосигнализатор загорается при падении давления в кабине, соответствующем высоте (3000±150) м]; *16* — индикатор подачи кислорода ИП (открыт при вдохе, закрыт при выдохе); *17* — манометр МК-13М; *18* — кислородная маска 32 АГ с микрофоном (применение до высоты 12 км)

0.3. НОРМАЛЬНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Наземная проверка кислородного оборудования а) Проверить зарядку кислородного баллона и положение органов управления.	Вентили на месте каждого члена экипажа Манометры КВС и второго пилота	— открыть — проверить показания в зависимости от температуры воздуха в кабине (см. таблицу к настоящему пункту).

Температура в кабине, °С		−55	−45	−35	−25	−15	−5	5	15	25	35	45	55
Давление, кгс/см^2	Норм.	23	24	25	26	27	28	29	30	31	32	33	34
	Мин.	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31	32

	Рукоятка аварийной подачи на КП-24М	— в положение "ЗАКРЫТО".
	Выключатель подсоса воздуха КП-24М	— в положение "100 % O_2".
б) Проверить кислородную маску	Кислородные шланги	— проверить соединение.
	Маска	— надеть, отрегулировать крепление к авиагарнитуре; проверить герметичность маски.
	Индикатор кислорода	— проверить одно открытие на каждый вдох.
	Микрофон маски	— присоединить и проверить радиосвязь.
в) По окончании проверки	Вентили на месте каждого члена экипажа	— закрыть.
	Выключатель подсоса воздуха на КП-24М	— "СМЕСЬ".
	Рукоятка аварийной подачи на КП-24М	— "ЗАКРЫТО".
	Дымозащитная маска ЛП-2	— проверить и подобрать размер.
	ВНИМАНИЕ. ДЛЯ ИСКЛЮЧЕНИЯ САМОПРОИЗВОЛЬНОГО ИСТЕЧЕНИЯ КИСЛОРОДА ПОСЛЕ СНЯТИЯ МАСКИ С ЛИЦА НЕОБХОДИМО ПЕРЕД СНЯТИЕМ МАСКИ СДЕЛАТЬ ВЫДОХ.	
	Кислородная маска	— присоединена и проверена; находится в состоянии "наготове".
	Примечание. Если на самолете не указано место нахождения маски, готовой к немедленному использованию, то маска должна располагаться по усмотрению члена экипажа.	

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(2) Перед выруливанием	Вентили на месте каждого члена экипажа	— открыть.
	Манометры	— проверить показания.
(3) Нормальная эксплуатация в полете		
а) Маска	В состоянии "наготове". При этом выключатель подсоса воздуха и рукоятка аварийной подачи на КП-24М должны быть установлены в соответствии с п. (1в), вентили на месте каждого члена экипажа в соответствии с п. (2) настоящего параграфа	
б) Использование экипажем кислорода в профилактических целях	Для снижения утомляемости и в профилактических целях всем членам экипажа (включая бортпроводников) рекомендуется дышать чистым кислородом в течение 5—10 мин каждого часа полета.	
	Маска	— надеть и прикрепить к авиагарнитуре.
	Выключатель подсоса воздуха на КП-24М	— в положение "100% O_2".
	Рукоятка аварийной подачи на КП-24М	— в положение "ЗАКРЫТО".
(4) После посадки	Вентили на месте каждого члена экипажа	— закрыть.
(5) Использование экипажем кислорода в аварийных условиях		
а) При разгерметизации кабины	Кислородная маска	— надеть.
	Выключатель подсоса воздуха на КП-24М	— в положение "100% O_2".
	Примечание. Резервное время без пользования кислородом на высоте 12000 м при разгерметизации кабины составляет 15—25 с.	
	После выполнения аварийного снижения продолжить питание кислородом на безопасной высоте полета 4000—3000 м.	
	Для экономичного расхода кислорода:	
	Выключатель подсоса воздуха на КП-24М	— в положение "СМЕСЬ".
б) При затрудненном дыхании или плохом самочувствии	Рукоятка аварийной подачи на КП-24М	— в положение "ОТКРЫТО".
в) При появлении дыма в кабине	Дымозащитная маска ЛП-2	— достать из коробки.
	Выключатель подсоса воздуха на КП-24М	— установить в положение "100 % O_2".
	Кислородная маска КМ-32АГ	— отсоединить от авиагарнитуры и снять, байонетный замок отстыковать от шланга кислородного прибора. Маску уложить в сумку.
	Байонетный замок шланга маски ЛП-2	— пристыковать к шлангу кислородного прибора.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
в) При появлении дыма в кабине (прод.)	Авиагарнитура	— снять.
	Маска ЛП-2	— надеть.
	Штекер микрофона маски ЛП-2	— присоединить к авиагарнитуре.
	Авиагарнитура	— надеть.
(б) Пользование переносными кислородными приборами		
а) Переносный кислородный прибор КП-19 (для экипажа)	При необходимости переключения питания кислородной маски члена экипажа с питания от стационарной системы на питание из переносного прибора КП-19 следует:	
	Штекер авиагарнитуры	— отсоединить.
	Кислородная маска КМ-32АГ	— не снимать, глубоко вдохнуть.
	Рукоятка аварийной подачи кислорода КП-24М	— установить в положение "ЗАКРЫТО".
	Выключатель подсоса воздуха на КП-24М	— установить в положение "СМЕСЬ".
	Шланг маски	— отсоединить от шланга кислородного прибора.
	Подойти к прибору КП-19 (в багажный отсек фюзеляжа, за кабиной экипажа).	
	Шланг маски	— присоединить к прибору КП-19.
	Вентиль подачи кислорода на КП-19	— медленно полностью открыть.
	Красный вентиль аварийной подачи	— в положение "ЗАКР"
	Баллон	— снять с кронштейна и повесить за ремень на плечо.
	Манометр	— контролировать запас кислорода; не допускать понижения давления менее 6 кгс/см^2.
	Для экономичного расхода кислорода:	
	Выключатель подсоса воздуха на КП-19	— в положение "СМЕСЬ".
	При затрудненном дыхании или плохом самочувствии:	
	Красный вентиль аварийной подачи	— открыть полностью.
б) При необходимости перемещения в задымленной кабине	Штекер и авиагарнитура	— отсоединить и снять.
	Дымозащитная маска ЛП-2	— не снимать, глубоко вдохнуть.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
б) При необходимости перемещения в задымленной кабине (прод.)	Рукоятка аварийной подачи кислорода на КП-24М	— установить в положение "ЗАКРЫТО".
	Байонетный замок маски ЛП-2	— отстыковать от шланга кислородного прибора.
	Переносный баллон с КП-19	— отстегнуть замок хомута, вынуть баллон, лямку надеть на шею.
	Вентиль подачи кислорода на КП-19	— медленно и полностью открыть.
	Манометр	— проверить давление. Контролировать запас кислорода. Не допускать понижения давления менее 6 кгс/см^2.
	Байонетный замок маски ЛП-2	— пристыковать к переносному прибору КП-19.
	Выключатель подсоса воздуха на КП-19	— перевести в положение "ЧИСТЫЙ КИСЛОР".
в) При необходимости перемещения бортпроводников в задымленном салоне	Переносный баллон с КП-19	— отстегнуть замок хомута, снять баллон; лямку надеть на шею.
	Дымозащитная маска ЛП-2	— достать из коробки и пристыковать к переносному прибору КП-19.
	Вентиль подачи кислорода	— медленно и полностью открыть.
	Манометр	— проверить давление. Контролировать запас кислорода. Не допускать понижения давления менее 6 кгс/см^2.
	Маска ЛП-2	— надеть.
	Выключатель подсоса воздуха на КП-19	— перевести в положение "ЧИСТЫЙ КИСЛОР".
г) Переносный кислородный прибор КП-21 (для пассажиров и бортпроводников)	При разгерметизации кабины кислородным питанием обеспечиваются в первую очередь остронуждающиеся пассажиры (больные, пожилые, дети).	
	Шланг маски	— присоединить к штуцеру прибора.
	Вентиль подачи кислорода на КП-21	— медленно полностью открыть.
	Маска	— надеть и закрепить.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
г) Переносный кислородный прибор КП-21 (для пассажиров и бортпроводников) (прод.)	Манометр	— контролировать запас кислорода. Не допускать снижения давления менее 6 кгс/см^2.
	При затрудненном дыхании, при плохом самочувствии, а также при необходимости пользоваться кислородом в герметизированной кабине:	
	Красный вентиль аварийной подачи	— открыть.
(7) Зарядка переносных кислородных приборов в воздухе	Зарядку переносных кислородных приборов производить по разрешению КВС. Для зарядки необходимо:	
	Зарядный шланг	— присоединить к конусообразному штуцеру на приборе.
	Вентиль стационарный системы и прибора	— медленно открыть.
	Манометр	— контролировать запас кислорода.
	По достижении наибольшего давления в кислородном приборе:	
	Вентили	— закрыть.
	Зарядный шланг	— уложить на место.
(8) Меры безопасности	ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЯ: 1. ПРИ ПОЛЬЗОВАНИИ КИСЛОРОДОМ (ЧЛЕНОМ ЭКИПАЖА ИЛИ ПАССАЖИРОМ) КУРИТЬ В КАБИНЕ САМОЛЕТА ЗАПРЕЩАЕТСЯ. 2. В ЦЕЛЯХ ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ ИСТЕЧЕНИЯ КИСЛОРОДА ПОСЛЕ СНЯТИЯ С ЛИЦА МАСКИ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ ПОДСОСА ВОЗДУХА НА КИСЛОРОДНОМ ПРИБОРЕ КП-24М УСТАНОВИТЬ В ПОЛОЖЕНИЕ “СМЕСЬ”. 3. НЕ ДОПУСКАТЬ КОНТАКТА ЖИРОМАСЛОСОДЕРЖАЩИХ ВЕЩЕСТВ С КИСЛОРОДОМ. 4. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ВО ИЗБЕЖАНИЕ ПОЖАРА НА САМОЛЕТЕ, СТРАВЛИВАТЬ КИСЛОРОД ИЗ СИСТЕМЫ В КАБИНУ САМОЛЕТА. 5. В СЛУЧАЕ ПОСАДКИ САМОЛЕТА С ВОЗМОЖНЫМ АВАРИЙНЫМ ИСХОДОМ, ПЕРЕД ЗАХОДОМ НА ПОСАДКУ НЕОБХОДИМО ЗАКРЫТЬ ВЕНТИЛИ КИСЛОРОДНОЙ СИСТЕМЫ.	

6.7.1а. КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ 134Б

0.1. ОПИСАНИЕ

Характеристика оборудования

На самолете установлены стационарная кислородная система и переносное кислородное оборудование.

а) Стационарная кислородная система

Система предназначена для питания кислородом трех членов экипажа. Она используется:

— при разгерметизации кабины на время аварийного снижения и последующего полета на безопасной высоте;

— для снижения утомляемости и в профилактических целях — периодически в течение 10 мин через каждые 2 ч полета.

Питание потребителей (КВС, второго пилота и бортмеханика) осуществляется кислородом под давлением 150 кгс/см^2 из баллона вместимостью 25 л (запас кислорода 3750 л) с помощью кислородных приборов КП-24М легочно-автоматического действия и кислородных масок КМ-32АГ или дымозащитных масок ЛП-2 (№ 2). Кислородное оборудование расположено на рабочем месте каждого члена экипажа.

На случай небольшого размера головы одного из членов экипажа в переднем багажнике имеется дымозащитная маска ЛП-2 (№ 0).

Крепление маски КМ-32АГ на лице производится с помощью эластичных ремней, которые пристегиваются к авиагарнитуре. В маске предусмотрено место для микрофона. С помощью штекера он подсоединяется к авиагарнитуре, что позволяет члену экипажа вести радиосвязь, работая с кислородной маской на лице.

Дымозащитная маска ЛП-2 полностью надевается на голову и имеет микрофон, который подсоединяется штекером к авиагарнитуре. Это позволяет члену экипажа ввести радиосвязь при работе в маске.

Контроль запаса кислорода в системе и работоспособности приборов осуществляется с помощью манометра на пульте бортмеханика и индикаторов кислорода, расположенных на каждом рабочем месте членов экипажа.

б) Переносное кислородное оборудование

Оборудование состоит из следующих элементов:

— трех переносных кислородных приборов КП-19 с баллонами (для членов экипажа и бортпроводников), расположенных в районе шп. № 14 по левому борту;

— двух переносных кислородных приборов КП-21 с баллонами (для терапевтического питания пассажиров), расположенных за последним рядом кресел на перегородке шп № 64 по левому и правому бортам.

Переносной кислородный прибор КП-19 с баллоном в комплекте с кислородной маской КМ-32АГ предназначен для питания одного члена экипажа при передвижении в разгерметизированной кабине, а в комплекте с дымозащитной маской ЛП-2 — при перемещении в задымленной кабине.

Бортпроводники в случае появления дыма в пассажирском салоне и при необходимости передвижения в разгерметизированной кабине пользуются переносным кислородным прибором КП-19 с баллоном и дымозащитной маской ЛП-2.

Кислородный прибор КП-19 легочно-автоматического действия, применяется с масками КМ-32АГ или ЛП-2, состоит из собственно кислородного прибора с манометром и баллона вместимостью 7,8 л с запасом кислорода 234 л под давлением 30 кгс/см^2. Прибор имеет ручной переключатель подсоса воздуха и вентиль (красного цвета) аварийной подачи кислорода.

Кислородный прибор КП-21 состоит из собственно кислородного прибора с манометром и баллона вместимостью 7,8 л с запасом кислорода 234 л под давлением 30 кгс/см^2, применяется с маской КМ-15И до высоты 8 км. Прибор обеспечивает в нормальном режиме примерно с "высоты" в кабине 2 км непрерывную подачу кислорода. Подача кислорода регулируется по высотам автоматически.

0.2. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Наименование параметра	Единица измерения	Мин.	Норм.	Макс.
Давление кислорода перед взлетом (при $t_в$=20°С)	кгс/см^2			
— в стационарной системе		130	150	
— в переносных кислородных баллонах		28	30	
Минимальное остаточное давление:	кгс/см^2			
— в стационарной системе		30		
— в переносных кислородных баллонах		5		
Продолжительность пользования кислородом экипажем:	мин			
— в профилактических целях в герметизированной кабине в режиме "100% O_2"		10		
— при снижении на безопасную высоту (4000 м) в режиме "100% O_2"			4	
— при продолжении полета на безопасной высоте (4000 м) в режиме "СМЕСЬ"				110
— из переносного кислородного прибора КП-19 с баллоном:				
в режиме "СМЕСЬ"			30	
в режиме "100% O_2"			15	
Продолжительность пользования кислородом пассажирами из переносного кислородного прибора КП-21 с баллоном	мин			60

0.3. НОРМАЛЬНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Наземная проверка кислородного оборудования		
а) Проверить зарядку кислородного баллона и положение органов управления	Вентиль КВ-2МС включения системы "ОТКРЫТЬ ПЕРЕД ПОЛЕТОМ"	— открыть.
	Вентиль КВ-2МС "СБРОС КИСЛОРОДА ЗА БОРТ"	— проверить наличие пломбы.
	Манометр	— проверить показание. Давление должно соответствовать указанному в таблице.

Температура, °С		−40	−30	−20	−10	0	10	20	30	40	50
Давление в баллоне, кгс/см^2	Норм.	105	110	120	130	135	145	150	160	165	170
	Мин.	95	100	110	115	120	125	130	140	145	150

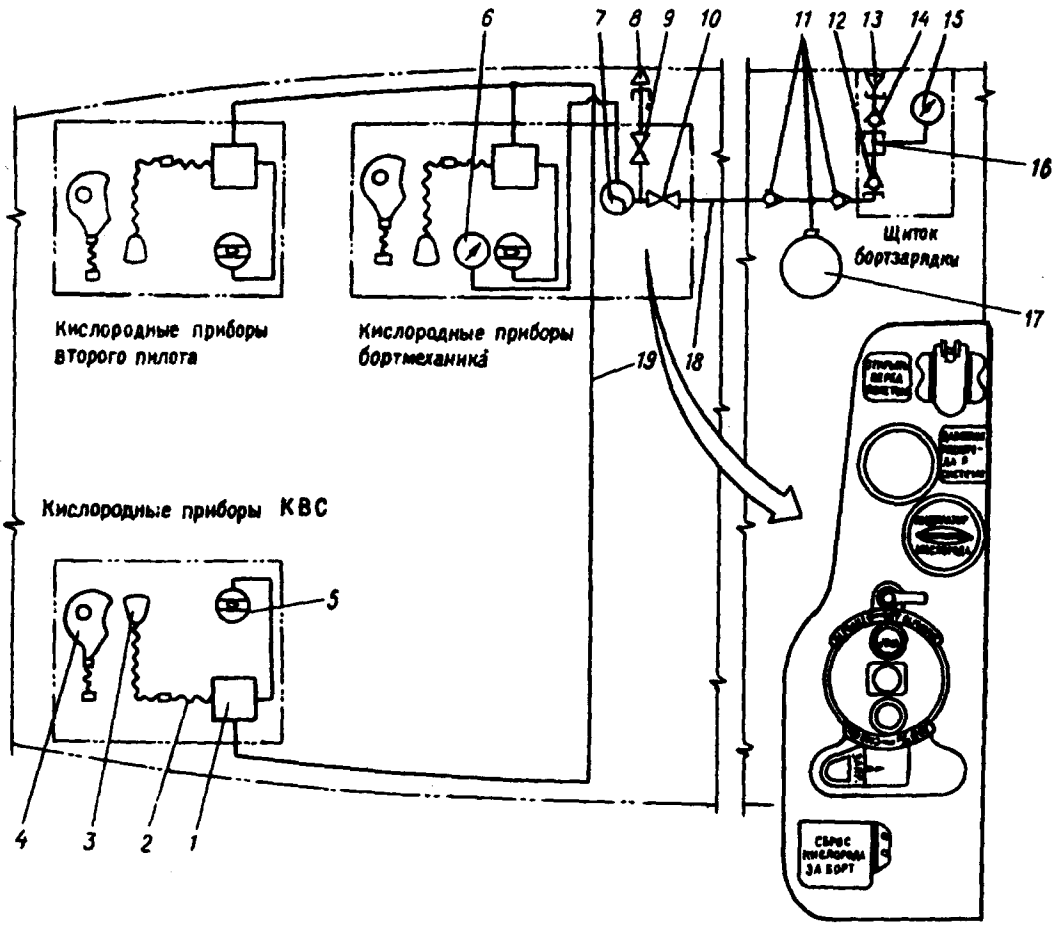
Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Наземная проверка кислородного оборудования а) Проверить зарядку кислородного баллона и положение органов управления (прод.)	Рукоятка аварийной подачи на КП-24М	— в положение "ЗАКРЫТО".
	Выключатель подсоса воздуха на КП-24М	— положение "100% O_2".
б) Проверить кислородные шланги и маску	Кислородные шланги	— проверить соединение.
	Маска	— надеть, отрегулировать крепление к авиагарнитуре; проверить герметичность маски.
	Индикатор кислорода	— проверить (одно открытие на каждый вдох).
	Микрофоны маски	— подсоединить и проверить радиосвязь.
в) По окончании проверки	Вентиль включения системы	— открыт.
	Выключатель подсоса воздуха на КП-24М	— "СМЕСЬ".
	Рукоятка аварийной подачи на КП-24	— "ЗАКРЫТО".
	Дымозащитная маска ЛП-2	— проверить и подобрать размер.
	Кислородная маска	— присоединена и проверена; находится в состоянии "наготове".
	ВНИМАНИЕ. ДЛЯ ИСКЛЮЧЕНИЯ САМОПРОИЗВОЛЬНОГО ИСТЕЧЕНИЯ КИСЛОРОДА ПОСЛЕ СНЯТИЯ МАСКИ С ЛИЦА НЕОБХОДИМО ПЕРЕД СНЯТИЕМ МАСКИ СДЕЛАТЬ ВЫДОХ.	
	Примечание. Если на самолете не указано место нахождения маски, готовой к немедленному использованию, то маска должна располагаться по усмотрению члена экипажа.	
(2) Нормальная эксплуатация в полете	У всех членов экипажа кислородная маска присоединена, проверена и находится в состоянии "наготове". При этом органы управления должны быть установлены в соответствии с п. 1 в) настоящего параграфа.	
	Использование экипажем кислорода в профилактических целях.	
	Для снижения утомляемости и в профилактических целях членам экипажа рекомендуется дышать чистым кислородом в течение 10 мин через каждые 2 ч полета.	
	Кислородная маска	— надеть и прикрепить к авиагарнитуре.
	Выключатель подсоса воздуха КП-24М	— установить в положение "100% O_2".
	Рукоятка аварийной подачи на КП-24М	— в положение "ЗАКРЫТО".
	Перед снятием маски с лица	— сделать выдох. Снять маску.
	Выключатель подсоса воздуха на КП-24 М	— установить в положение "СМЕСЬ".

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(3) После заруливания на стоянку	Вентиль включения системы	— закрыть.
(4) Использование экипажем кислорода в аварийных условиях		
а) При разгерметизации кабины	Кислородная маска	— надеть.
	Выключатель подсоса воздуха на КП-24М	— установить в положение "100% O_2".
	ВНИМАНИЕ. РЕЗЕРВНОЕ ВРЕМЯ БЕЗ ПОЛЬЗОВАНИЯ КИСЛОРОДОМ НА ВЫСОТЕ 12000 М ПРИ РАЗГЕРМЕТИЗАЦИИ КАБИНЫ СОСТАВЛЯЕТ 15—25 С.	
	После выполнения аварийного снижения продолжить питание кислородом на безопасной высоте полета (4000 м).	
	Для экономичного расхода кислорода:	
	Выключатель подсоса воздуха на КП-24 М	— установить в положение "СМЕСЬ".
б) При затрудненном дыхании или плохом самочувствии	Рукоятка аварийной подачи на КП-24М	— установить в положение "ОТКРЫТО".
в) При появлении дыма в кабине	Дымозащитная маска ЛП-2	— достать из коробки.
	Выключатель подсоса воздуха на КП-24	— установить в положение "100% O_2".
	Кислородная маска КМ-32АГ	— отсоединить от авиагарнитуры и снять, байонетный замок отстыковать от шланга КШ-24П. Маску уложить в коробку.
	Байонетный замок шланга маски ЛП-2	— пристыковать к шлангу КШ-24П.
	Авиагарнитура	— снять.
	Маска ЛП-2	— надеть.
	Штекер микрофона маски ЛП-2	— присоединить к авиагарнитуре.
	Авиагарнитура	— надеть.
г) При аварийной посадке самолета на сушу	Если нет необходимости пользоваться кислородом, на высоте не более 4000 м:	
	Пломба с вентиля КВ-2МС "СБРОС КИСЛОРОДА ЗА БОРТ"	— сорвать
	Вентиль КВ-2МС "СБРОС КИСЛОРОДА ЗА БОРТ"	— медленно полностью открыть.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(5) Пользование переносными кислородными приборами		
а) Переносной кислородный прибор КП-19 с баллоном (для экипажа)	При необходимости переключения питания кислородной маски члена экипажа от стационарной системы на питание из переносного кислородного прибора КП-19 с баллоном следует:	
	Штекер и авиагарнитура	— отсоединить и снять.
	Рукоятка аварийной подачи на КП-24М	— установить в положение "ЗАКРЫТО".
	Кислородная маска КМ-32АГ	— не снимать, глубоко вдохнуть.
	Шланг маски	— отсоединить от прибора.
	Подойти к прибору КП-19 (расположенному в районе шп. № 14, левый борт).	
	Шланг маски	— присоединить к прибору КП-19.
	Вентиль подачи кислорода на КП-19	— медленно полностью открыть.
	Красный вентиль аварийной подачи	— в положение "ЗАКР".
	Баллон	— снять с кронштейна и лямку надеть на шею.
	Манометр	— контролировать запас кислорода; не допускать понижения давления ниже 5 кгс/см^2.
	Для экономичного расхода кислорода:	
	Выключатель подсоса воздуха на КП-19	— установить в положение "СМЕСЬ".
	При затруднительном дыхании или плохом самочувствии:	
	Красный вентиль аварийной подачи	— открыть полностью.
б) При необходимости перемещения в задымленной кабине	Штекер и авиагарнитура	— отсоединить и снять.
	Рукоятка аварийной подачи на КП-24 М	— установить в положение "ЗАКРЫТО".
	Дымозащитная маска ЛП-2	— не снимать, глубоко вдохнуть.
	Байонетный замок маски ЛП-2	— отстыковать от шланга КШ-24П.
	Подойти к прибору КП-19 (расположенному в районе шп. № 14, левый борт).	
	Шланг маски	— присоединить к прибору КП-19.
	Вентиль подачи кислорода	— медленно и полностью открыть.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(5) Пользование переносными кислородными приборами	Переносной прибор КП-19 с баллоном	— отстегнуть замок хомута, вынуть баллон, лямку надеть на шею.
б) При необходимости перемещения в задымленной кабине (прод.)	Манометр	— проверить давление. Контролировать запас кислорода. Не допускать понижения давления ниже 5 кгс/см^2.
	Выключатель подсоса воздуха на КП-19	— перевести в положение "100% O_2".
	Красный вентиль аварийной подачи	— установить в положение "ЗАКР".
	При затруднительном дыхании или плохом самочувствии:	
	Красный вентиль аварийной подачи	— открыть полностью.
в) При необходимости перемещения бортпроводников в задымленном или разгерметизированном салоне	Переносной прибор КП-19 с баллоном	— отстегнуть замок хомута, снять баллон, лямку надеть на шею.
	Вентиль подачи кислорода на КП-19	— медленно и полностью открыть.
	Манометр	— проверить давление. Контролировать запас кислорода. Не допускать понижения давления ниже 5 кгс/см^2.
	Дымозащитная маска ЛП-2	— надеть.
	Выключатель подсоса воздуха на КП-19	— перевести в положение "100% O_2".
	Примечание. Для экономичного расхода кислорода при перемещении в разгерметизированной кабине выключатель подсоса воздуха на КП-19 установить в положение "СМЕСЬ".	
г) Переносной кислородный прибор КП-21 с баллоном (для пассажиров)	При разгерметизации кабины кислородным питанием обеспечиваются в первую очередь остронуждающиеся пассажиры (больные, пожилые, дети).	
	Переносной кислородный прибор КП-21 с баллоном	— вынуть из контейнера и лямку надеть на шею.
	Шланг маски КМ-15И	— присоединить к штуцеру прибора.
	Вентиль подачи кислорода на КП-21	— медленно полностью открыть.
	Маска	— надеть пассажиру и закрепить.
	Манометр	— контролировать запас кислорода. Не допускать снижения давления ниже 5 кгс/см^2

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(5) Пользование переносными кислородными приборами г) Переносной кислородный прибор КП-21 с баллоном (для пассажиров) (прод.)	При затрудненном дыхании, при плохом самочувствии, а также при необходимости пользования кислородом в герметизированной кабине: Красный вентиль аварийной подачи — открыть. **ВНИМАНИЕ.** ЕСЛИ НЕОБХОДИМО ОБЕСПЕЧИТЬ КИСЛОРОДОМ БОЛЕЕ ДВУХ ПАССАЖИРОВ, БОРТПРОВОДНИК ДОЛЖЕН ДОЛОЖИТЬ ОБ ЭТОМ КВС. В СЛУЧАЕ НЕОБХОДИМОСТИ КВС ПРИНЯТЬ РЕШЕНИЕ ОБ УМЕНЬШЕНИИ ВЫСОТЫ ПОЛЕТА.
(6) Меры безопасности	**ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЯ:** 1. ПРИ ПОЛЬЗОВАНИИ КИСЛОРОДОМ (ЧЛЕНОМ ЭКИПАЖА ИЛИ ПАССАЖИРОМ) КУРИТЬ В КАБИНЕ САМОЛЕТА ЗАПРЕЩАЕТСЯ. 2. В ЦЕЛЯХ ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ УТЕЧКИ КИСЛОРОДА ПОСЛЕ СНЯТИЯ С ЛИЦА МАСКИ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ ПОДСОСА ВОЗДУХА НА ПРИБОРЕ КП-24 М УСТАНОВИТЬ В ПОЛОЖЕНИЕ **"СМЕСЬ".** 3. НЕ ДОПУСКАТЬ КОНТАКТА ЖИРОМАСЛОСОДЕРЖАЩИХ ВЕЩЕСТВ С КИСЛОРОДОМ.



Принципиальная схема стационарного кислородного оборудования:

1 — кислородный прибор КП-24М; *2* — кислородный шланг КШ-24П; *3* — кислородная маска КМ-32АГ; *4* — дымозащитная маска ЛП-2 (№ 2); *5* — индикатор потока кислорода ИП; *6, 15* — кислородный манометр МА-250 КМ; *7* — кислородный редуктор КР-26.2.В2; *8* — штуцер сброса кислорода за борт; *9* — вентиль КВ-2МС сброса кислорода за борт; *10* — вентиль КВ-2МС включения кислородной системы; *11* — тройник с обратными клапанами 9Г4.468.006; *12* — обратный клапан 9Г4.465.002; *13* — зарядный штуцер 9Г4.473.002; *14* — обратный клапан 9Г4.465.001; *16* — тройник 9Г4.468.002; *17* — шаровой баллон УБШ-25/150; *18* — магистральный трубопровод высокого давления; *19* — трубопровод низкого давления

6.7.2.

СИСТЕМА ПОЖАРОТУШЕНИЯ

6.7.2. СИСТЕМА ПОЖАРОТУШЕНИЯ

0.1. ОПИСАНИЕ

(1) Назначение системы.

Стационарная система пожаротушения самолета служит для обнаружения и ликвидации пожара в мотогондолах двигателей, ВСУ и во внутренних полостях двигателей*.

Для ликвидации пожара в кабине экипажа и пассажирском салоне имеются ручные переносные огнетушители.

(2) Состав системы.

Система пожаротушения самолета состоит из следующего оборудования:

а) система сигнализации пожара в мотогондолах двигателей ССП-2А (1 комплект);

б) система сигнализации пожара в отсеке ВСУ ССП-2А (1 комплект);

в) система сигнализации пожара во внутренних полостях двигателей 2С7К (1 комплект)*;

г) блоки электромагнитных распределительных кранов, огнетушители ОС-8М (Ф) — 6 шт. и ОС-2ИЛ — 2 шт., заполненные огнегасящим составом "Фреон-114$В_2$", ручные переносные огнетушители ОУ — 2 шт., заполненные углекислотой, концевые выключатели срабатывания аварийной системы пожаротушения при посадке самолета с убранным шасси;

д) система управления, обратные клапаны, распылительные коллекторы, система форсунок внутри двигателей, трубопроводы.

(3) Пульт управления и сигнализации.

Пульт управления и сигнализации системы пожаротушения расположен на верхнем электрощитке в кабине экипажа. Светосигнальные табло опасных режимов расположены на средней приборной доске пилотов.

(4) Работа системы.

а) Пожар в мотогондолах двигателей.

При возникновении пожара в мотогондолах двигателей в датчиках системы пожарной сигнализации ССП-2А возникает термоЭДС, которая поступает на исполнительный блок системы.

С исполнительного блока сигнал поступает на светосигнальное табло опасных режимов, расположенное на средней приборной доске пилотов, и красную кнопку-лампу, расположенную на верхнем щитке пилотов. По этим светосигнальным табло и кнопкам-лампам определяется место пожара. Одновременно автоматически открывается распределительный электромагнитный кран аварийного отсека, закрывается заслонка в трубопроводе продува генераторов и срабатывают пиропатроны I очереди пожаротушения мотогондол двигателей.

После взрыва пиропатронов и открытия затворов огнетушителей огнегасящий состав подается в отсек.

При нажатии кнопки "ВКЛЮЧЕНИЕ БАЛЛОНОВ II (III) ОЧЕР" в мотогондолах на верхнем щитке пилотов срабатывает II (III) очередь пожаротушения. Погасание белых светосигнализаторов "БАЛЛОНЫ ОГНЕТУШЕНИЯ" на верхнем щитке пилотов свидетельствует о срабатывании пиропатронов.

Предусмотрено включение I очереди пожаротушения в мотогондолах вручную с помощью кнопки-лампы "ПОЖАР В МОТОГОНДОЛАХ ЛЕВАЯ (ПРАВАЯ)".

* На самолетах, доработанных по бюллетеню № 990-БД-Г или 909-БУ-Г, системы сигнализации о пожаре и пожаротушения внутри двигателей отключены или демонтированы.

б) Пожар в отсеке ВСУ.

При срабатывании системы пожарной сигнализации в отсеке ВСУ загорается светосигнальное табло опасных режимов "ПОЖАР ВСУ" и красная кнопка-лампа "ПОЖАР В МОТОГОНДОЛЕ ВСУ" на верхнем щитке пилотов. Одновременно подается сигнал на автоматический останов ВСУ и закрытие заслонки отбора воздуха.

Очередность срабатывания системы пожаротушения аналогична изложенной в п. (4а) настоящего параграфа.

в) Пожар во внутренних полостях двигателей.

(для самолетов, не доработанных по бюллетеню № 990-БД-Г или 909-БУ-Г).

При срабатывании датчиков системы пожарной сигнализации 2С7К во внутренних полостях двигателей загораются кнопки-лампы соответствующего двигателя, расположенные на верхнем электрощитке пилотов, и светосигнальное табло опасных режимов "ПОЖАР СУ" (левый, правый).

Включение I очереди пожаротушения в двигателях производится только вручную нажатием загоревшейся кнопки-лампы.

При этом открывается электромагнитный распределительный кран и срабатывают пиропатроны I очереди пожаротушения внутренних полостей двигателей.

При нажатии кнопки "ВКЛЮЧЕНИЕ БАЛЛОНОВ II ОЧЕР" в двигателях срабатывают пиропатроны и открываются затворы огнетушителей II очереди пожаротушения в двигателях. Погасание белых светосигнализаторов "БАЛЛОНЫ ОГНЕТУШЕНИЯ I ОЧЕР. (II ОЧЕР)" свидетельствуют о срабатывании пиропатронов огнетушителей.

г) Посадка самолета с убранным шасси.

При посадке самолета с убранным шасси срабатывают концевые выключатели, автоматически открываются электромагнитные распределительные краны аварийной системы пожаротушения, одновременно срабатывают пиропатроны трех очередей пожаротушения мотогондол двигателей, и огнегасящий состав поступает в мотогондолы двигателей и в отсек центропланного топливного бака.

(5) Источник питания.

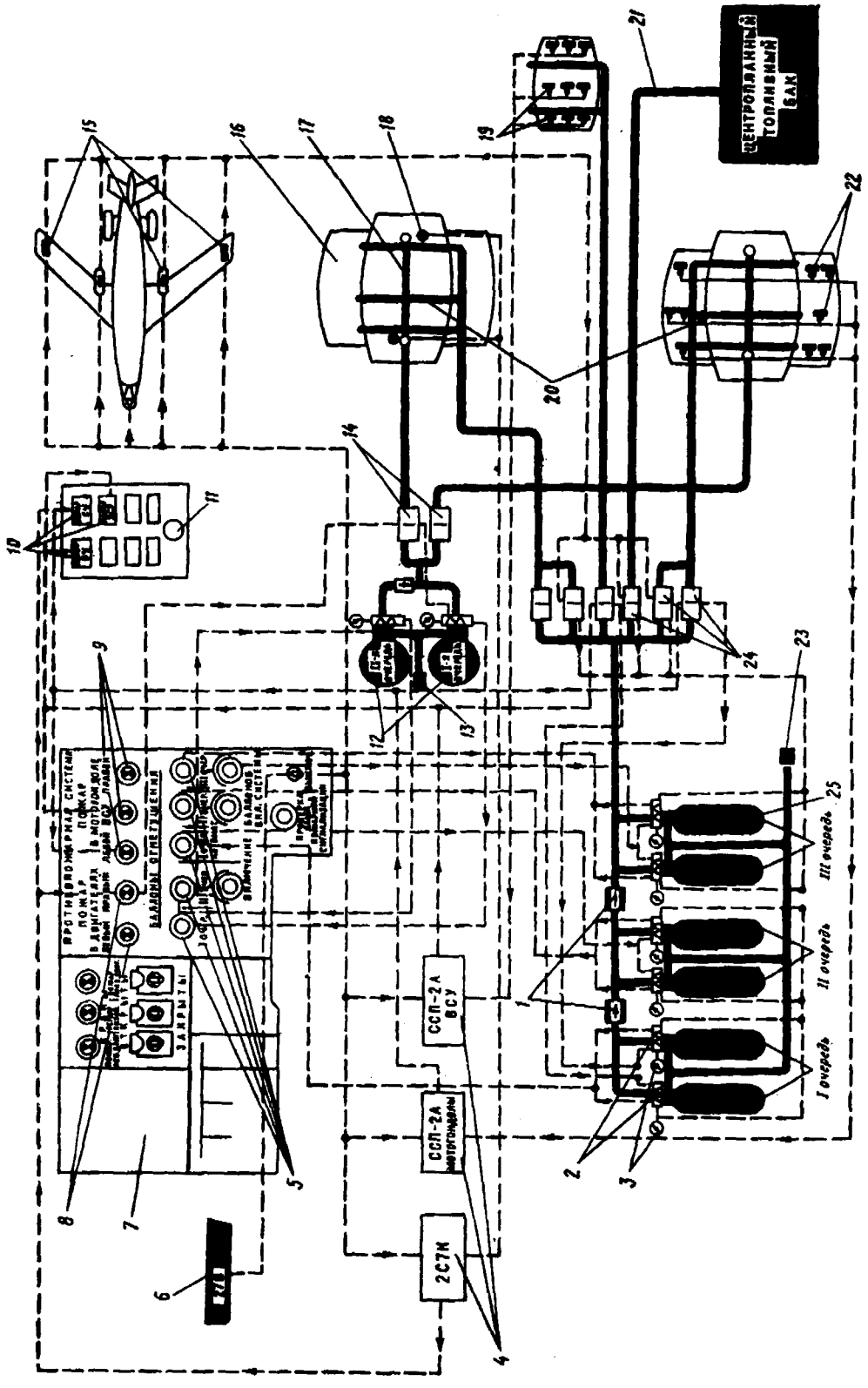
Система пожаротушения питается от сети постоянного тока напряжением 27 В±10% через следующие АЗС, расположенные на левом щитке:

"ВКЛЮЧЕН БАЛЛОН";
"СИГНАЛИЗАЦИЯ ГОНДОЛЫ";
"СИГНАЛИЗАЦИЯ ДВИГАТ"*;
"СИГНАЛИЗАЦИЯ ВСУ".

0.2. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ — не установлены

0.3. НОРМАЛЬНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
(1) Предполетная проверка		
а) Наружный осмотр	Визуально проверить предохранительные колпачки концевых выключателей системы пожаротушения на отсутствие механических повреждений.	
б) В кабине экипажа	АЗС "ВКЛЮЧЕН БАЛЛОН"	— выключить.
	АЗС "СИГНАЛИЗАЦИЯ ГОНДОЛЫ"	— включить.



Функциональная схема системы пожаротушения:

1 — обратные клапаны; *2* — пироголовки огнетушителей; *3* — манометры огнетушителей; *4* — исполнительные блоки систем пожарной сигнализации; *5* — белые светосигнализаторы срабатывания пиропатронов; *6* — шина питания приборов от аккумуляторов; *7* — панель управления системы пожаротушения (верхний щиток пилотов); *8* — красные кнопки-лампы пожарной сигнализации во внутренних полостях двигателей; *9* — красные кнопки-лампы пожарной сигнализации в мотогондолах; *10* — светосигнальные табло опасных режимов (расположены на средней приборной доске пилотов); *11* — кнопка проверки исправности светосигнальных табло; *12* — огнетушители ОС-2ИЛ; *13* — штуцер саморазряда огнетушителей ОС-2ИЛ; *14* — электромагнитные распределительные краны двигателей; *15* — концевые выключатели включения аварийной системы; *16* — створки мотогондол; *17* — трубопровод подачи огнегасящего состава во внутренние полости двигателей; *18* — датчики ДП-6 пожарной сигнализации во внутренних полостях двигателей; *19* — датчики ДПС-1АГ системы пожарной сигнализации в отсеке ВСУ; *20* — распылительные коллекторы огнегасящего состава в мотогондолах; *21* — трубопровод подачи огнегасящего состава в центральный топливный бак; *22* — датчики ДПС-1АГ системы пожарной сигнализации в мотогондолах; *23* — штуцер саморазряда огнетушителей ОС-8М (Ф); *24* — электромагнитные распределительные краны; *25* — огнетушители ОС-8М (Ф)

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
б) В кабине экипажа (прод.)	АЗС "СИГНАЛИЗАЦИЯ ДВИГАТ"*	— включить.
	АЗС "СИГНАЛИЗАЦИЯ ВСУ"	— включить.
	Выключатель "ВКЛЮЧ. СИСТЕМЫ"	— включить.
	Кнопка "ПРОВЕРКА ЛАМП ПОЖАР. СИГНАЛ"	— нажать и удерживать в нажатом положении.
	При этом должны загореться красные кнопки-лампы: "ПОЖАР В ДВИГАТЕЛЯХ ЛЕВЫЙ"*, "ПОЖАР В ДВИГАТЕЛЯХ ПРАВЫЙ"*, "ПОЖАР В МОТОГОНДОЛАХ ЛЕВАЯ", "ПОЖАР В МОТОГОНДОЛАХ ПРАВАЯ", "ПОЖАР В МОТОГОНДОЛЕ ВСУ".	
	При отпускании кнопки указанные кнопки-лампы должны погаснуть.	
	Кнопку проверки ламп на светосигнальном табло	— нажать и удерживать в нажатом положении.
	При этом должны загореться красные светосигнальные табло опасных режимов "ПОЖАР СУ" (левый, правый), "ПОЖАР ВСУ".	
	При отпускании кнопки указанные светосигнальные табло должны погаснуть.	
	Выключатель "ВКЛЮЧ. СИСТЕМЫ"	— выключить.
	АЗС "ВКЛЮЧЕН БАЛЛОН"	— включить.
	При этом должны загореться пять (три — на самолетах, доработанных по бюллетеню № 990-БД-Г или 909-БУ-Г) белых светосигнализаторов "БАЛЛОНЫ ОГНЕТУШЕНИЯ".	
	АЗС "ВКЛЮЧ. БАЛЛОН"	— выключить.
	При этом должны погаснуть пять (три — на самолетах, доработанных по бюллетеню № 990-БД-Г или 909-БУ-Г) белых светосигнализаторов "БАЛЛОНЫ ОГНЕТУШЕНИЯ".	
	АЗС "СИГНАЛИЗАЦИЯ ГОНДОЛЫ"	— выключить.
	АЗС "СИГНАЛИЗАЦИЯ ДВИГАТ"*	— выключить.
	АЗС "СИГНАЛИЗАЦИЯ ВСУ"	— выключить.
(2) Непосредственно перед запуском двигателей	АЗС "СИГНАЛИЗАЦИЯ ГОНДОЛЫ"	— включить.
	АЗС "СИГНАЛИЗАЦИЯ ДВИГАТ"*	— включить.
	АЗС "СИГНАЛИЗАЦИЯ ВСУ"	— включить.
	Выключатель "ВКЛЮЧ. СИСТЕМЫ"	— включить.
	АЗС "ВКЛЮЧЕН БАЛЛОН"	— включить.
	При этом должны загореться пять (три — на самолетах, доработанных по бюллетеню № 990-БД-Г или 909-БУ-Г) белых светосигнализаторов "БАЛЛОНЫ ОГНЕТУШЕНИЯ".	
(3) При пожаре	См. РЛЭ 5.2.1, 5.2.2, 5.2.3.	

* Для самолетов, не доработанных по бюллетеню № 990-БД-Г или 909-БУ-Г.

0.4. НЕИСПРАВНОСТИ

Условия (этап) работы	Необходимые действия
(1) При включенных АЗС "ВКЛЮЧЕН. БАЛЛОН" не горит один белый светосигнализатор "БАЛЛОНЫ ОГНЕТУШЕНИЯ"	а) Перегорела лампа.
	б) Не подключены штепсельные разъемы огнетушителей.
	в) Не установлены или неисправны пиропатроны огнетушителей.
(2) При нажатии кнопки "ПРОВЕРКА ЛАМП ПОЖАР. СИГНАЛ" или кнопки проверки ламп на табло опасных режимов не горит какой-либо светосигнализатор или светосигнальное табло	а) Перегорела лампа.
	б) Не включен один из АЗС системы пожаротушения.
	в) Неисправно реле в цепях проверки.
	г) Обрыв проводов цепей сигнализации.

Раздел 7

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

РАЗДЕЛ 7. Летные характеристики

СОДЕРЖАНИЕ

7.1.1. Основные определения 3
7.2.1. Сводка характерных скоростей 1
7.3.1. Взлетные характеристики 1/2
7.4.1. Характеристики набора высоты 1
7.5.1. Максимальные скорости 1/2
7.6.1. Скорости срыва (Vs) 1/2
7.7.1. Крейсерские режимы 1/2
7.8.1. Характеристики снижения 1/2
7.9.1. Характеристики режимов ожидания 1
7.10.1. Посадочные характеристики 1/2
7.11.1 Аэродинамические поправки 1

7.1.1.

ОСНОВНЫЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ

7.1.1. ОСНОВНЫЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ

(1) Скорости.

Скорость принятия решения (V_1) — скорость в момент обнаружения отказа двигателя, при которой обеспечивается как прекращение взлета в пределах располагаемой дистанции прерванного взлета, так и продолжение взлета в пределах располагаемой дистанции продолженного взлета.

Скорость подъема передней опоры самолета (V_R) — скорость, на которой должно начинаться увеличение угла атаки на разбеге.

Безопасная скорость взлета (V_2) — скорость, на которой необходимо выполнять начальный набор высоты в случае продолжения взлета с отказавшим двигателем.

Скорость срыва (V_S) — скорость, соответствующая началу сваливания (срыва) самолета при торможении с единичной перегрузкой, при заданных конфигурациях, полетной массе и режиме работы двигателей.

Предельно допустимые скорость ($V_{пред}$) **или число М** ($M_{пред}$) — скорость или число М, превышение которых не допускается на всех режимах полета, в том числе и при аварийном снижении.

Скорость захода на посадку — скорость полета самолета по глиссаде до начала выравнивания.

(2) Массы.

Максимальная взлетная масса — наибольшая масса самолета, разрешенная для эксплуатации.

Максимально допустимая взлетная масса — наибольшая масса самолета, допустимая для взлета на заданном аэродроме в фактических атмосферных условиях.

Максимально допустимая посадочная масса — наибольшая масса самолета, допустимая для посадки на заданном аэродроме в фактических атмосферных условиях.

(3) Траектории и дистанции.

Располагаемая длина летной полосы — сумма длин взлетно-посадочной полосы и концевой полосы безопасности, в направлении которой производится взлет и посадка.

Дистанция прерванного взлета — расстояние, проходимое самолетом от начала разбега, до полной остановки при прекращении взлета в случае обнаружения отказа двигателя на скорости V_1.

Дистанция продолженного взлета — расстояние, проходимое самолетом от начала разбега при обнаружении отказа двигателя на скорости V_1 до достижения высоты 10 м над уровнем ВПП с одновременным разгоном до безопасной скорости взлета V_2.

Посадочная дистанция — расстояние, проходимое самолетом при посадке с высоты 15 м над уровнем ВПП до полной его остановки.

(4) Дополнительные определения.

Конфигурация самолета — сочетание положений средств механизации крыла и шасси.

(5) Состояние ВПП.

Состояние поверхности ВПП определяется наличием и влиянием осадков на взлетно-посадочные характеристики, по степени влияния осадки можно разделить на два вида:

а) осадки, вызывающие изменение сцепления авиашин с поверхностью ВПП и характеризующиеся только коэффициентом сцепления;

б) осадки, приводящие к появлению дополнительных гидродинамических сил сопротивления и характеризующиеся толщиной и плотностью слоя осадков.

Коэффициент сцепления — количественная характеристика эффективности торможения на ВПП, определяемая в соответствии с НАС ГА-71.

Виды состояния поверхности ВПП:

Влажная — покрытие пропитано водой, луж нет.

Мокрая — вода заполняет впадины, шероховатости покрытия, есть лужи.

Слой воды — поверхность воды выше выступов шероховатости покрытия.

Сухой снег — неуплотненный снег с удельным весом менее 0,35 г/см^3, снежок из него рассыпается.

Мокрый снег — снег с удельным весом от 0,35 до 0,5 г/см^3, лепится в снежок.

Слякоть — насыщенный водой снег с удельным весом более 0,5 г/см^3, при ударе ногой разбрызгивается.

Уплотненный снег — снег, спрессованный в плотную массу, практически не деформирующуюся под колесами самолетов и автомобилей.

7.2.1. СВОДКА ХАРАКТЕРНЫХ СКОРОСТЕЙ

Этап полета	Наименование скоростей	Скорость по прибору, км/ч	Число М	Раздел РЛЭ
Взлет	(1) V_1 — скорость принятия решения			3.1.5.
	(2) V_R — скорость подъема передней опоры самолета			3.1.5.
	(3) V_{Rmax} — максимально допустимая скорость подъема передней опоры самолета (по условиям прочности авиашин):			
	Ту-134А, Б	330 (ист.)		
	(4) V_2 — безопасная скорость взлета			3.1.5.
Набор высоты	(1) Скорость набора (два двигателя):			
	режим наибольшей скороподъемности			7.4.1.
	скоростные наборы			3.1.9.
	(2) Скорость набора (один двигатель)			7.4.1.
Крейсерский полет	(1) Предельно допустимые скорости			7.5.1.
	(2) Скорости полета на максимальную дальность (режим МД)			3.1.2.
	(3) Максимальная скорость при включенном автопилоте (режим МКР)	600	0,82	
	(4) Скорости при полете в зоне турбулентной атмосферы	500	0,75	
	(5) V_S — скорости срыва			7.6.1.
Снижение	(1) Нормальное снижение (шасси убрано)			3.1.9.
	(2) Аварийное снижение (шасси выпущено)	600	0,82	4.5.1.
Заход на посадку и посадка	(1) Скорости захода на посадку:			
	с двумя работающими двигателями, $\delta_з$=30° или 38°			3.1.6.
	с одним неработающим двигателем, $\delta_з$=10°, $\delta_з$=20°			3.1.6.
	с неотклоненными закрылками			4.7.1.
	(2) Скорости в зоне ожидания			7.9.1.

Этап полета	Наименование скоростей	Скорость по прибору, км/ч	Число М	Раздел РЛЭ
Заход на посадку и посадка (прод.)	(3) Максимальные скорости выпуска шасси:			
	нормальная эксплуатация	400		
	аварийное снижение	600	0,82	
	(4) Максимальная скорость полета с выпущенным шасси при нормальной эксплуатации	450		
	(5) Максимальные скорости с закрылками, отклоненными:			
	на $\delta_з \leq 20°$	400		
	на $\delta_з > 20°$	340		
	(6) Максимальная скорость при стабилизаторе, выведенном из нулевого положения, и при перекладке стабилизатора	400		
	(7) Максимально допустимая скорость при выпуске фар	400		
Заход на посадку	Минимально допустимая скорость при посадке:			
	с двумя работающими двигателями при $\delta_з = 30°$ или 38°	250		
	с одним неработающим двигателем при $\delta_з = 10°$ или 20°	265		
На всех этапах полета за исключением взлета и захода на посадку (независимо от полетной массы и высоты полета)	Минимально допустимая скорость с закрылками:			
	$\delta_з = 0°$	330		
	$\delta_з = 10°$	310		
	$\delta_з = 20°$	290		
	$\delta_з = 30°$	280		
	$\delta_з = 38°$	270		
	Примечание. Установленные минимально допустимые скорости полета имеют запас 20÷30% от скорости срыва. В случае непреднамеренного выхода самолета на скорости на 15÷25% менее указанных срабатывает АУАСП, дающая сигнал о приближении к скорости срыва.			

7.3.1. ВЗЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Взлетные характеристики представлены в РЛЭ, 3.1.5.

(1) Пример таблицы для расчета максимально допустимой взлетной массы в зависимости от условий на старте для конкретного аэродрома дан в РЛЭ, 3.1.5.

Таблицы для расчета максимально допустимой взлетной массы и скорости принятия решения находятся в аэропорту вылета.

(2) Графики для определения максимально допустимой взлетной массы в зависимости от длины ВПП, КПБ и условий на старте приведены в РЛЭ 3.1.5.

(3) Скорости подъема передней опоры и безопасной скорости взлета в зависимости от взлетной массы и взлетного положения закрылков указаны в РЛЭ, 3.1.5.

7.4.1. ХАРАКТЕРИСТИКИ НАБОРА ВЫСОТЫ

Характеристики набора высоты представлены в виде графиков зависимостей соответственно времени, пути, расхода топлива от массы самолета и среднего отклонения от СА температуры воздуха.

Левая часть графиков соответствует условиям СА. На ней приведены линии постоянных высот, соответствующие заданным эшелонам полета. Правая часть графиков служит для учета влияния на рассматриваемую характеристику среднего отклонения от СА температуры воздуха.

В характеристики набора высоты включено время (2 мин), затрачиваемое на взлет, набор высоты 500 м и разгон самолета до требуемой скорости набора, и топливо (250 кг), расходуемое при этом. На графиках приведены также режимы набора высоты и примеры расчетов.

ПЕРЕЧЕНЬ ХАРАКТЕРИСТИК НАБОРА ВЫСОТЫ

(1) Скоростные режимы набора высоты, РЛЭ, 3.1.9:

Время (баки-кессоны № 3 не заполнены)

Путь (баки-кессоны № 3 не заполнены)

Расход топлива (баки-кессоны № 3 не заполнены)

Время (баки-кессоны № 3 заполнены)

Путь (баки-кессоны № 3 заполнены)

Расход топлива (баки-кессоны № 3 заполнены)

(2) Режим наибольшей скороподъемности. Работают два двигателя, РЛЭ, 7.4.1:

Скорости набора Стр. 2

Практический потолок Стр. 3

Время Стр. 4.

Путь Стр. 5

Расход топлива Стр. 6

(3) Режим наибольшей скороподъемности. Работает один двигатель, РЛЭ, 7.4.1:

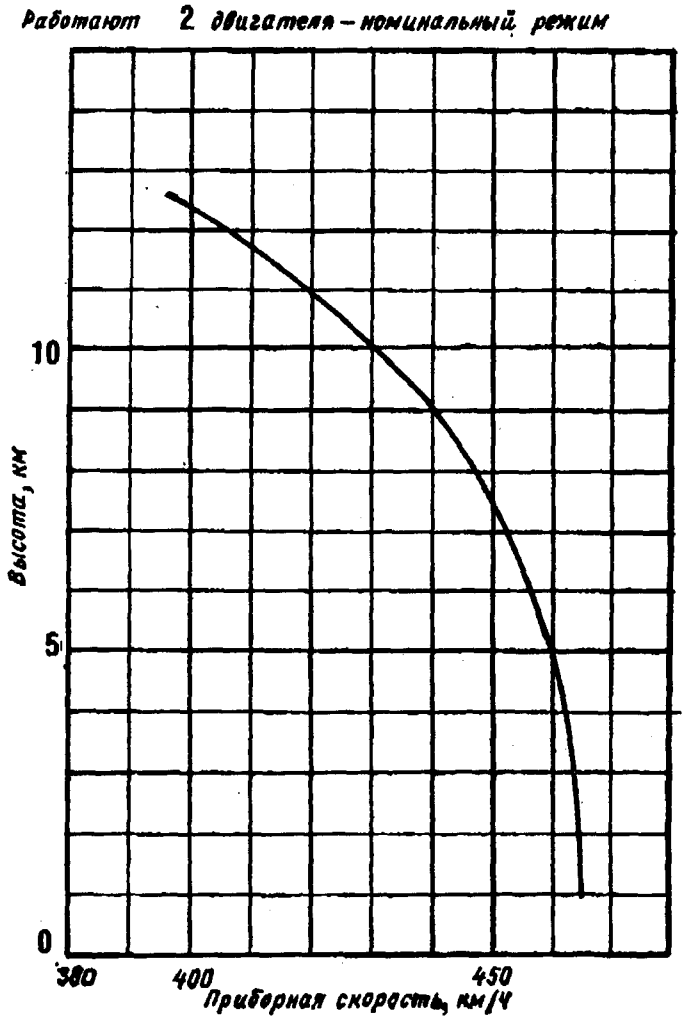
Скорости набора Стр. 7

Практический потолок Стр. 8

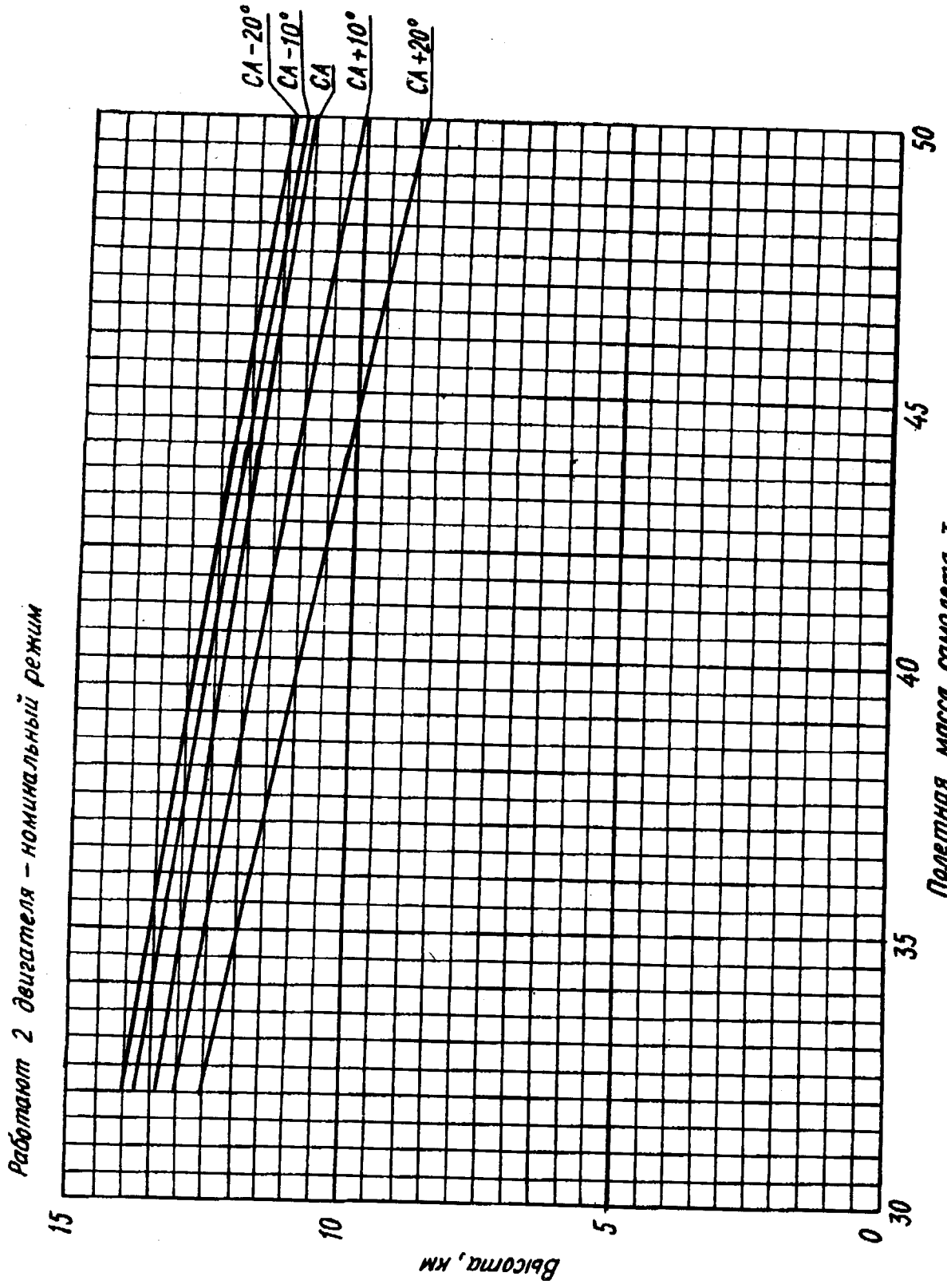
Время Стр. 9

Путь Стр. 10

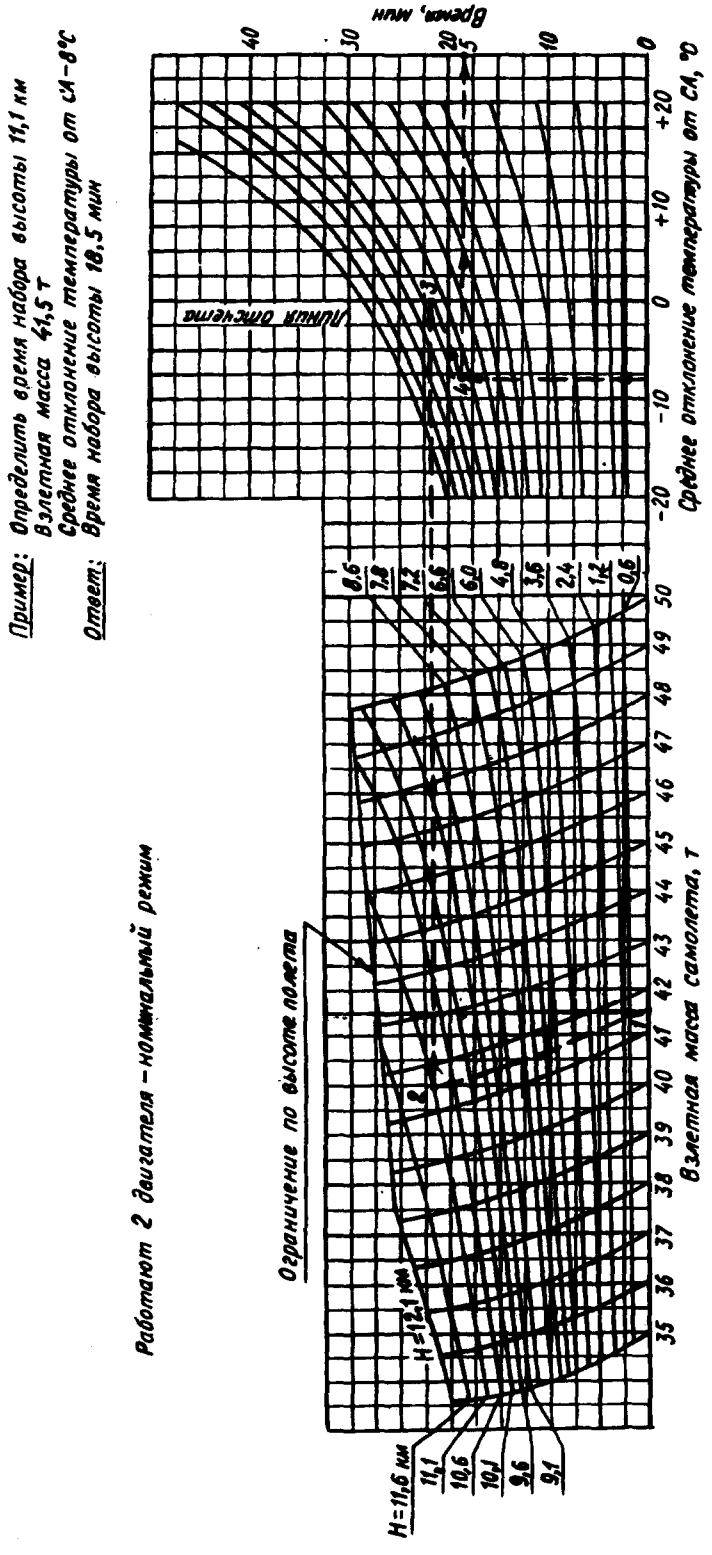
Расход топлива СТР 11/12



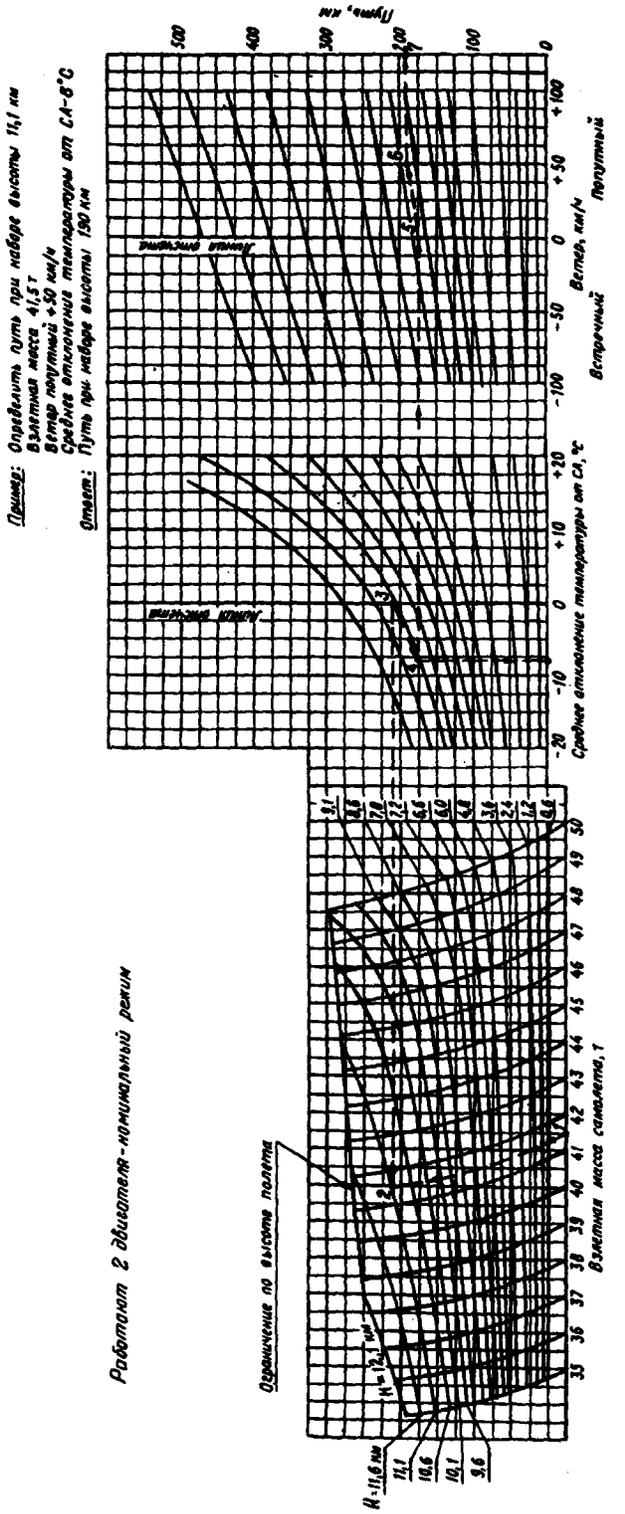
Режим наибольшей скороподъемности. Скорости набора. Два двигателя



Режим наибольшей скороподъемности. Практические потолки. Два двигателя

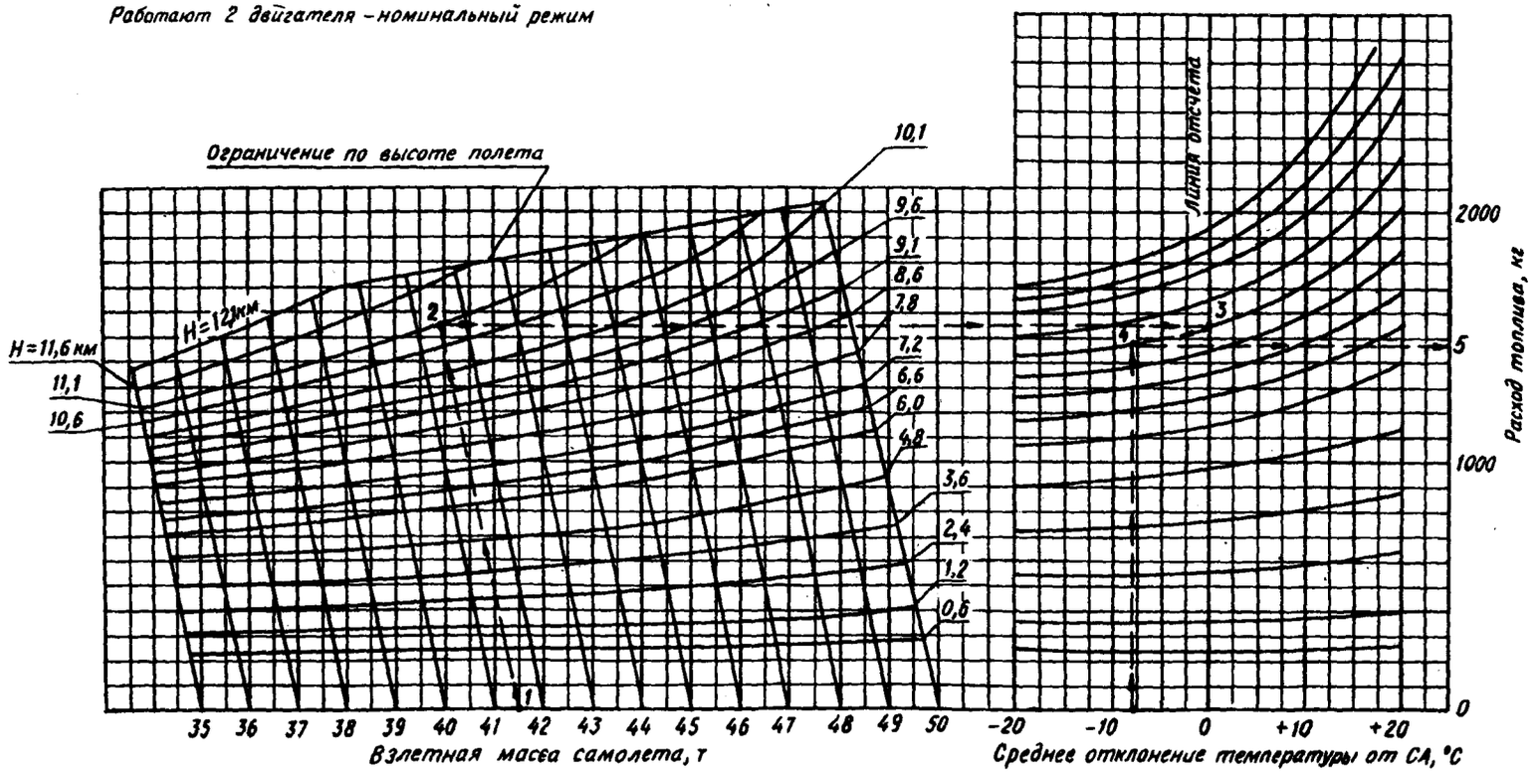


Режим наибольшей скороподъемности. Время.

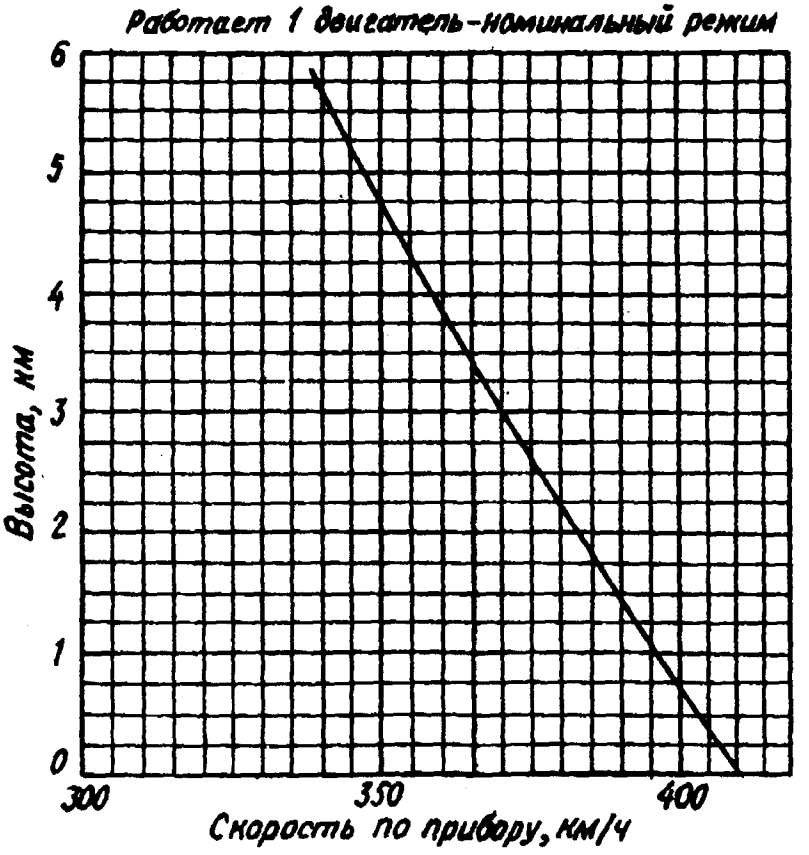


Режим наибольшей скороподъемности. Путь.

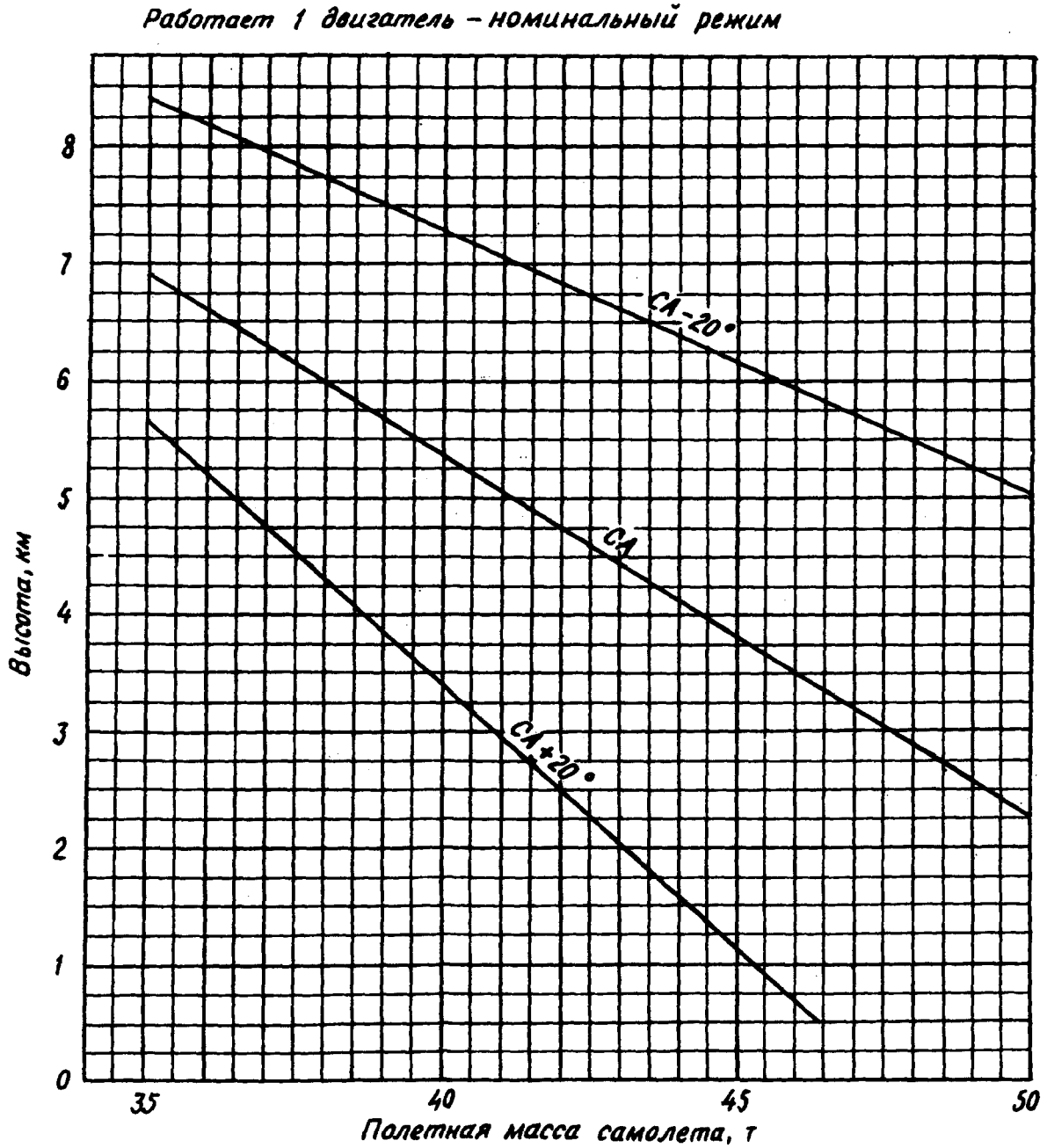
Пример: Определить расход топлива при наборе высоты 11,1 км
Взлетная масса 41,5 т
Среднее отклонение температуры от СА–8 °С
Ответ: Расход топлива 1460 кг



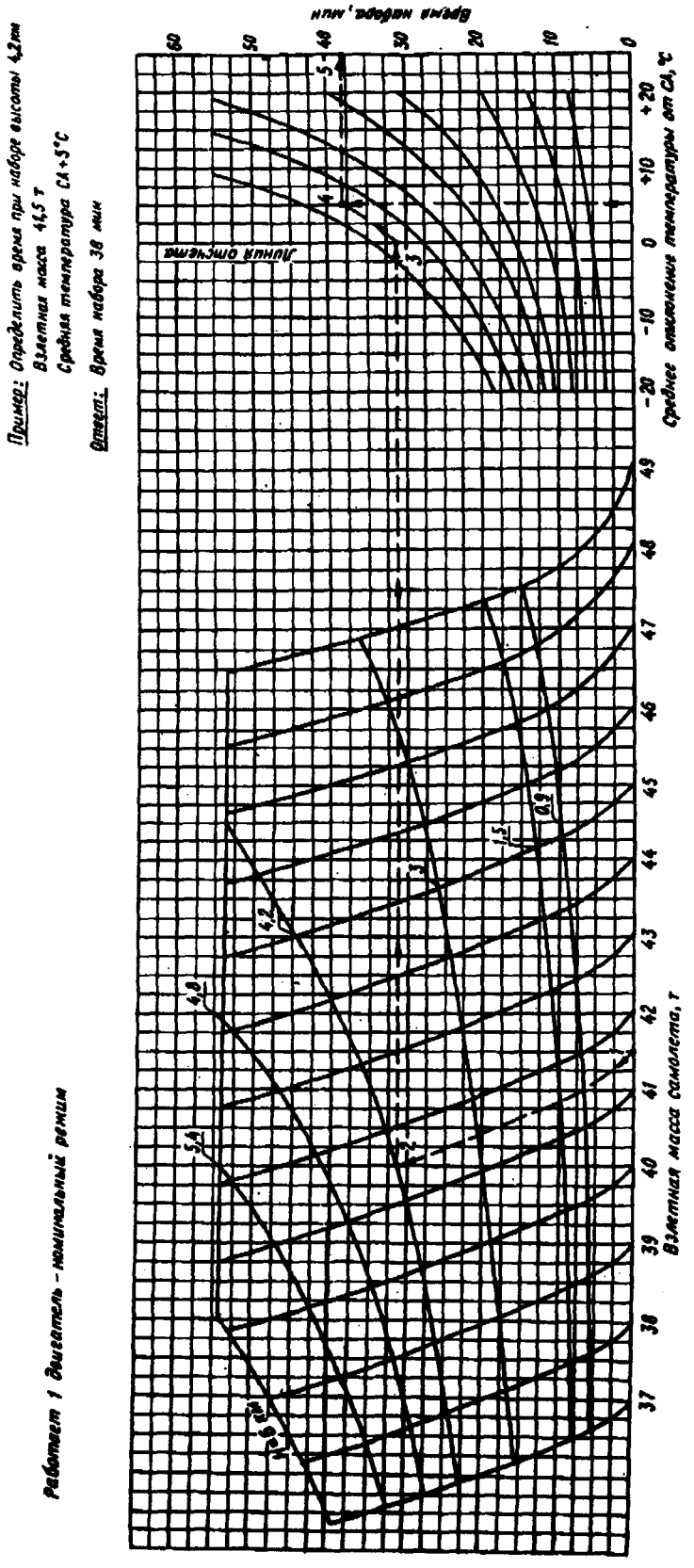
Режим наибольшей скороподъемности. Расход топлива



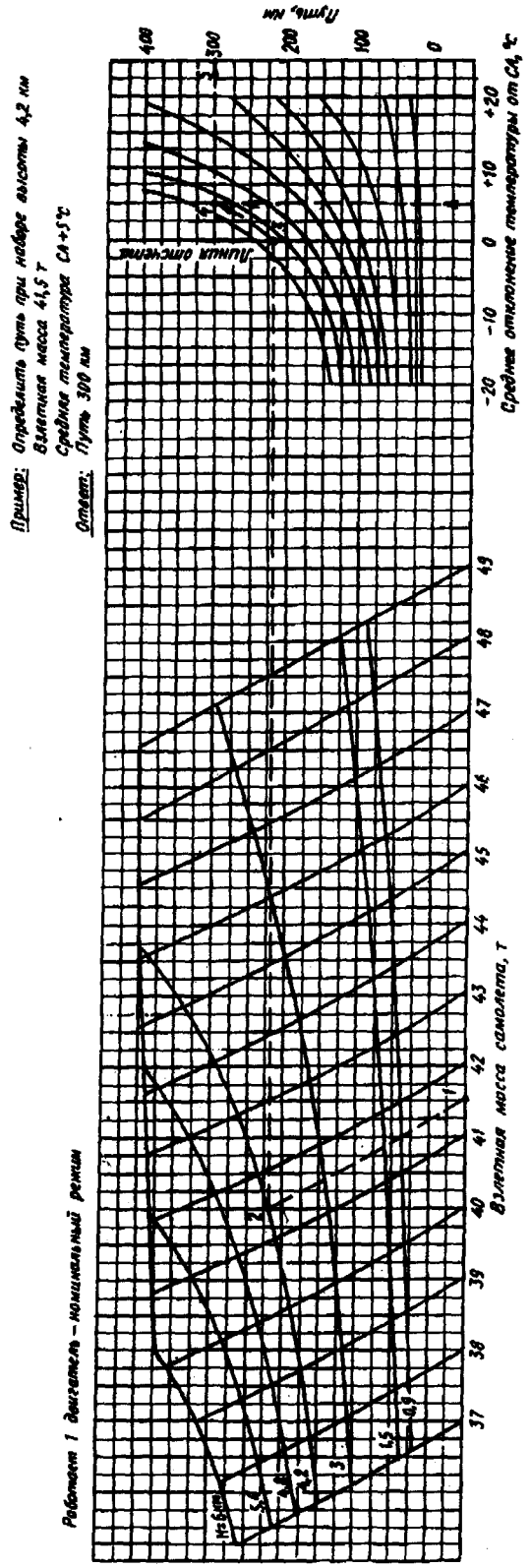
Режим наибольшей скороподъемности. Скорости набора



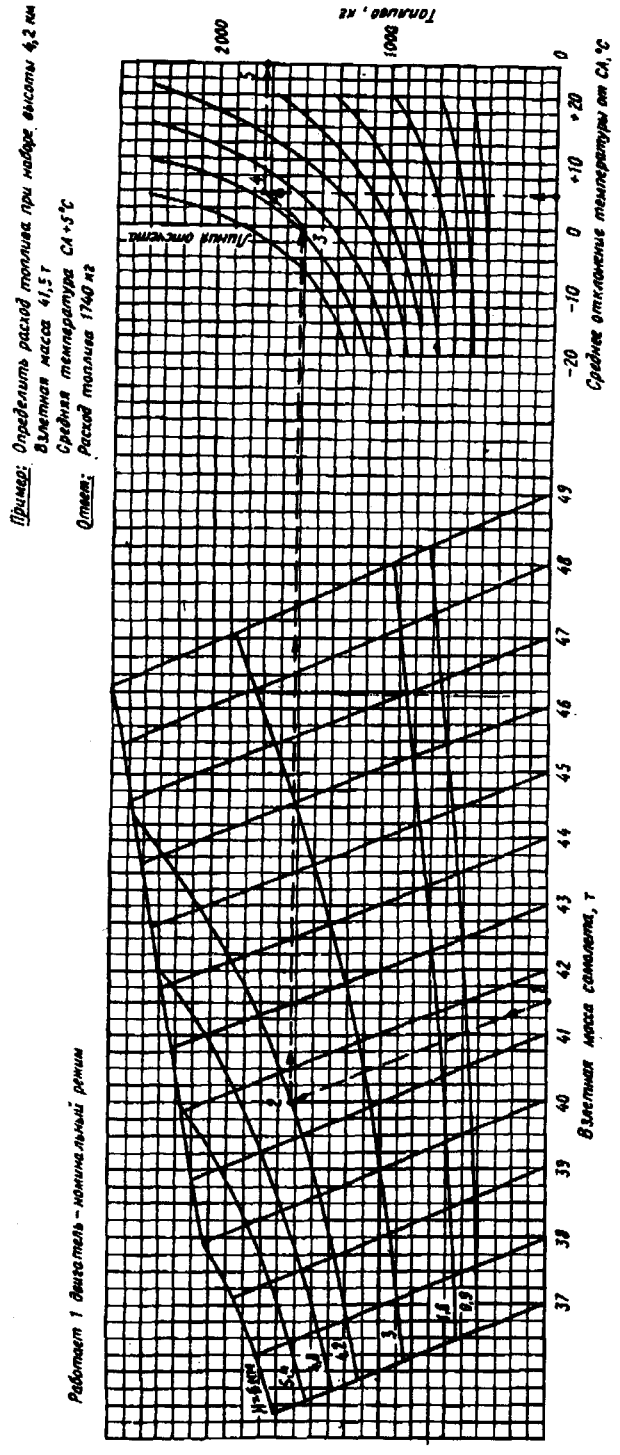
Режим наибольшей скороподъемности. Практические потолки.
Один двигатель



Режим наибольшей скороподъемности. Время. Один двигатель



Режим наибольшей скороподъемности. Путь. Один двигатель

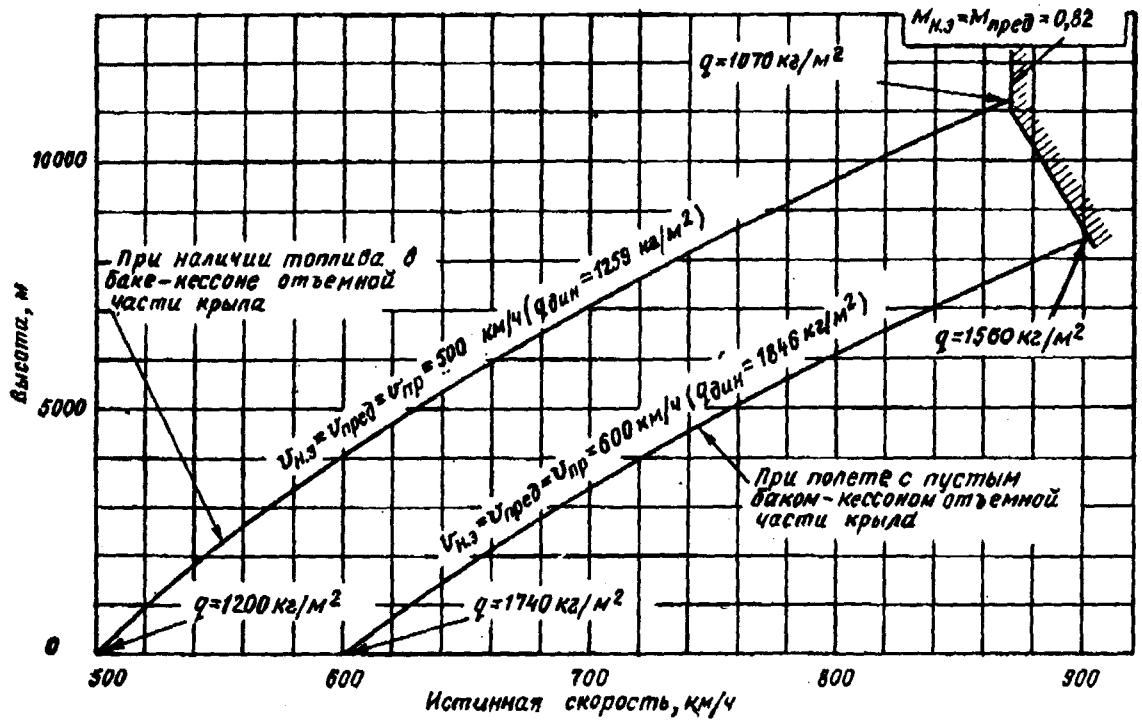


Режим наибольшей скороподъемности. Расход топлива.
Один двигатель

7.5.1. МАКСИМАЛЬНЫЕ СКОРОСТИ

На графике приведены предельно допустимые в эксплуатации скорости;

— с пустыми баками-кессонами № 3 (в отъемных частях крыла);
— с заполненными баками-кессонами № 3.



Предельно допустимые скорости.

Примечание. В случае отказа демпфера рыскания ДР-134М установлена $V_{нэ}^{пр} = V_{пред}^{пр} = 550$ км/ч

7.6.1. СКОРОСТИ СРЫВА (V_S)

На графике приведены индикаторные скорости срыва в зависимости от полетной массы самолета.

(а) Крейсерская конфигурация:

$\delta_з$=0°; шасси убрано;

(б) Взлетная конфигурация:

$\delta_з$=10°; $\delta_з$=20°; шасси выпущено;

(в) Посадочная конфигурация;

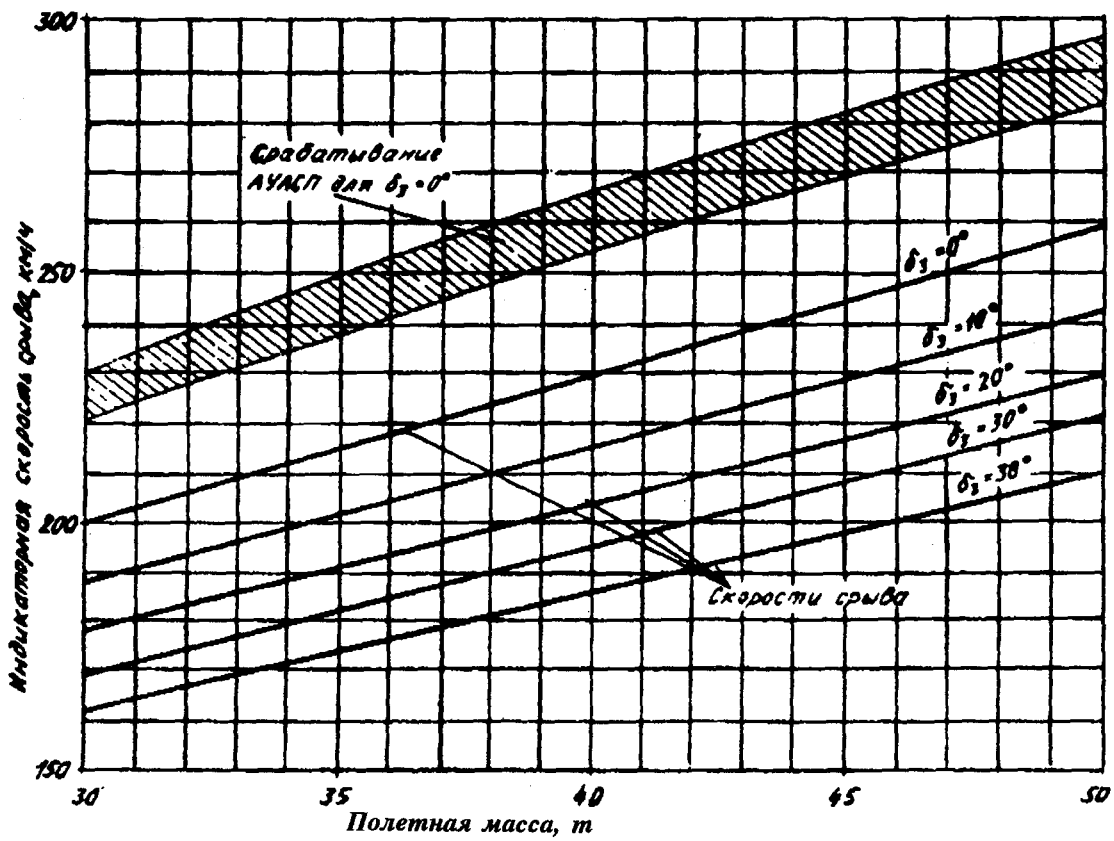
$\delta_з$=30° или 38°; шасси выпущено.

Приведенные в РЛЭ, 3.1.5 и 3.1.6 скорости по прибору V_2, V_{AT_1}, V_{AT_0} имеют следующие запасы по скорости срыва:

— безопасные скорости взлета (V_2) для $\delta_з$=10° и 20° — 20%-ный запас;
— скорости полета по глиссаде (V_{AT_1}) для $\delta_з$=10° и 20° — 30%-ный запас;
— скорости полета по глиссаде (V_{AT_0}) для $\delta_з$=30° и 38° — 32%-ный и 38%-ный запас соответственно.

Для малых полетных масс самолета скорости полета по глиссаде дополнительно ограничены из условий управляемости до следующих величин:

V_{AT_0} = 250 км/ч;
V_{AT_1} = 265 км/ч.



Скорости срыва на режиме малого газа и зона скоростей срабатывания АУАСП для $\delta_з$ = 0°

7.7.1. КРЕЙСЕРСКИЕ РЕЖИМЫ

Крейсерские режимы представлены в виде графиков зависимостей удельной дальности от скорости полета (числа М) и массы самолета для различных эшелонов полета. На этих графиках указана также частота вращения ротора двигателей для горизонтального полета и скорости, соответствующие режимам ожидания.

Частота вращения роторов двигателей $n_{СА}$ указана для условия СА. Для других условий частота вращения роторов двигателей ($n_{факт}$) определяется с учетом приведенной на графике поправки на температуру k_t по формуле:

$$n_{факт} = n_{СА} \cdot k_t.$$

Для определения часового расхода топлива (кг/ч) следует истинную скорость (км/ч) разделить на удельную дальность (км/кг).

Для условия СА часовые расходы ($Q_{СА}$) приведены непосредственно на графиках.

На графиках показаны также ограничения скоростей для нормальной эксплуатации самолета:

$V_{нэ}$ = 600км/ч по прибору,
$M_{нэ}$= 0,82.

При полетах на одном двигателе удельные дальности следует уменьшить на 12%.

Примеры расчетов даны на графиках.

Крейсерские характеристики, РЛЭ, 3.1.9:

Удельные дальности *H*= 0км
Удельные дальности *H*=2 км
Удельные дальности *H*=4 км
Удельные дальности *H*=6 км
Удельные дальности *H*=7,2 км
Удельные дальности *H*=7,8 км
Удельные дальности *H*=8,4 км
Удельные дальности *H*= 9км
Удельные дальности *H*= 10 км
Удельные дальности *H*=11 км
Удельные дальности *H*=12 км

7.8.1. ХАРАКТЕРИСТИКИ СНИЖЕНИЯ

Характеристики снижения и пример расчета снижения самолета представлены на графике РЛЭ, 3.1.9.

Характеристики снижения определены до высоты круга. При полете по кругу самолет расходует 50 кг топлива за 1 мин.

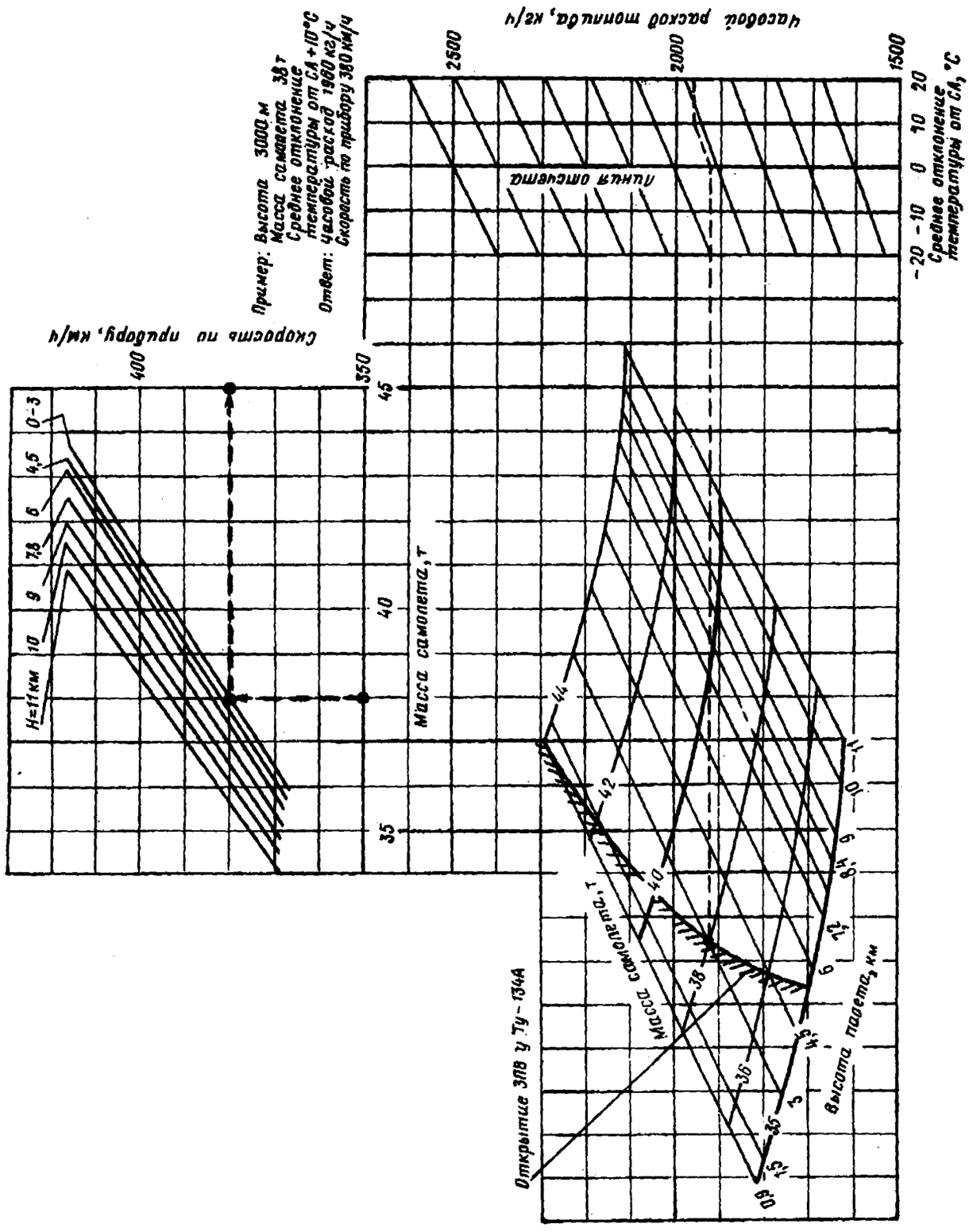
7.9.1. ХАРАКТЕРИСТИКИ РЕЖИМОВ ОЖИДАНИЯ

Характеристики режимов ожидания представлены в виде графиков зависимости часовых расходов топлива от массы самолета, высоты полета, температуры воздуха, а также зависимости приборной скорости от массы самолета и высоты полета (РЛЭ, 7.9.1, стр. 2).

Vк max — скорость, соответствующая режиму максимального качества. Режим наибольшей продолжительности полета соответствует скорости полета 1,05 $V_{к\ max}$.

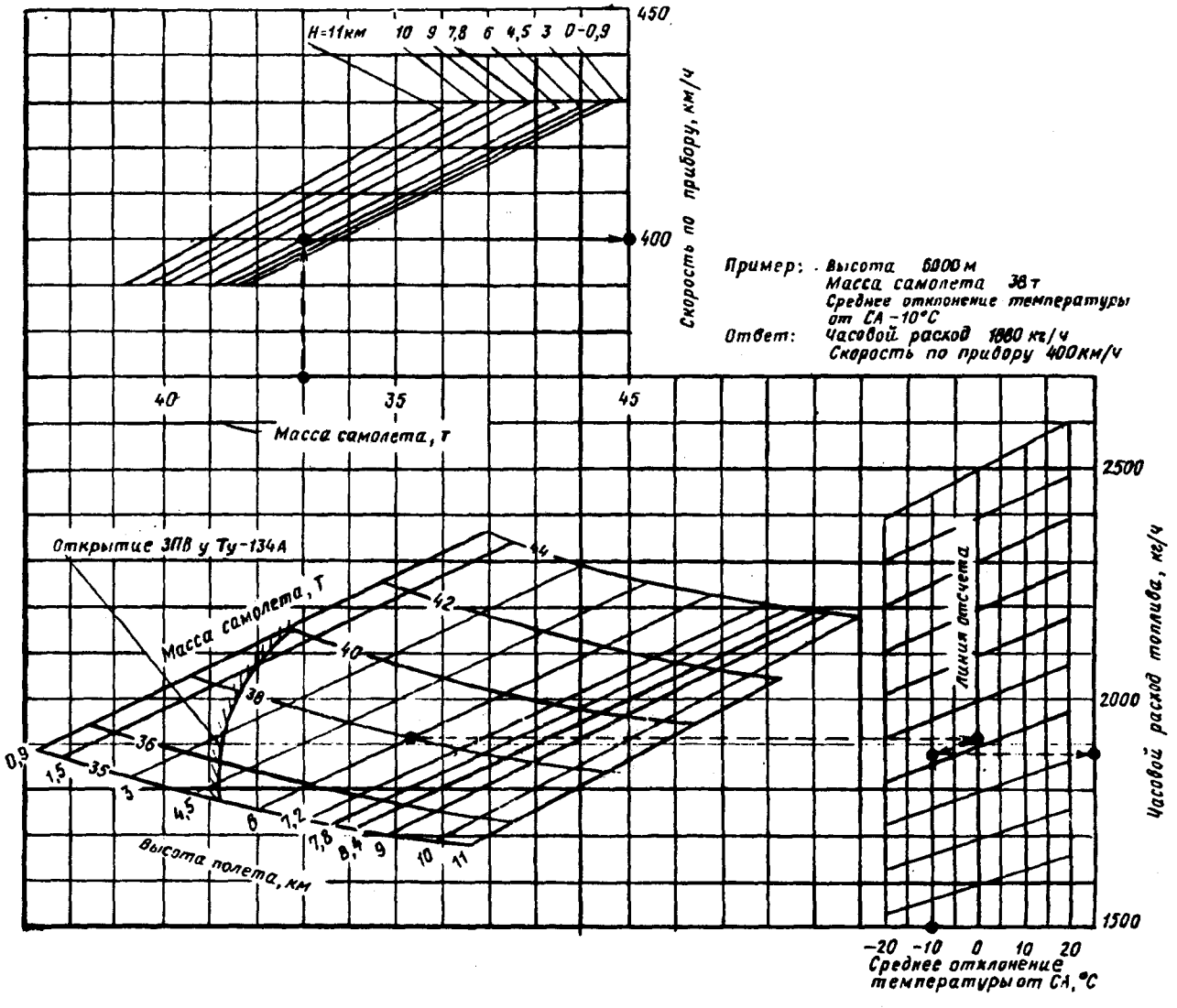
ПЕРЕЧЕНЬ РЕЖИМОВ ОЖИДАНИЯ, РЛЭ, 7.9.1:

$V_{к\ max}$	Стр. 2
1,05 $V_{к\ max}$	Стр. 3
1,1 $V_{к\ max}$	Стр. 4.



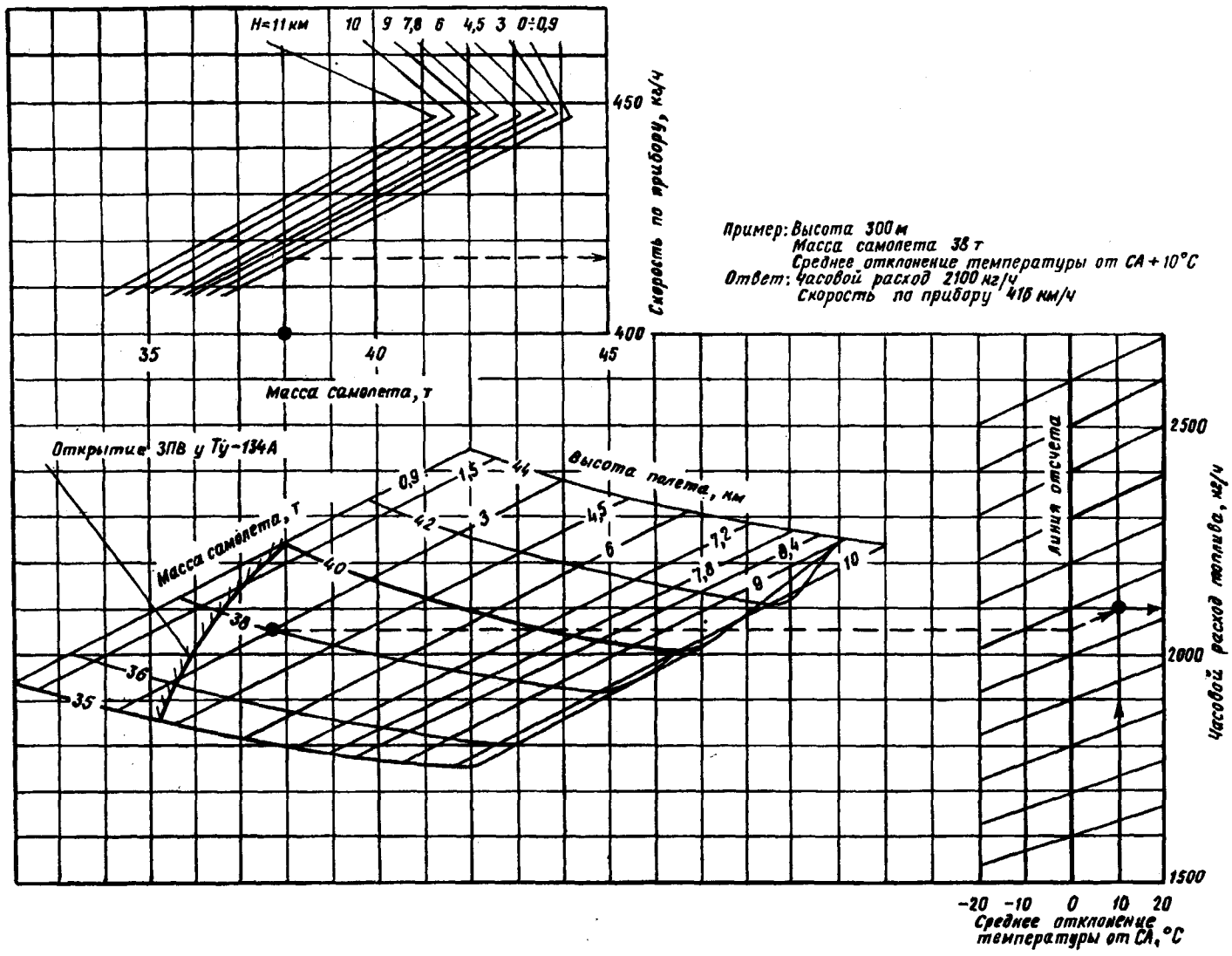
Часовые расходы топлива; $V_{к\ max}$. Режимы ожидания. Расход топлива

Примечание. При полете на одном двигателе увеличить часовой расход топлива на 12%



Часовые расходы топлива; 1,05 $V_{к\ max}$. Режимы ожидания. Расход топлива

Примечание. При полете на одном двигателе увеличить часовой расход топлива на 12%



Часовые расходы топлива; 1,1 $V_{к\ max}$. Режимы ожидания. Расход топлива

Примечание. При полете на одном двигателе увеличить часовой расход топлива на 12%

7.10.1. ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

(1) Максимально допустимая посадочная масса в зависимости от длины ВПП и условий посадки указана в РЛЭ, 3.1.6.

(2) Скорости захода на посадку приведены в РЛЭ, 3.1.6.

7.11.1. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ПОПРАВКИ

(1) В настоящем параграфе приведены таблицы аэродинамических поправок приемников основной и резервной систем статического давления, которые используются для выдерживания заданной высоты полета самолета в соответствии с "Единой методикой ввода поправок при измерении высоты на самолетах и вертолетах авиации всех министерств и ведомств" (изд. 1983 г.).

В пп. (2)—(4) настоящего параграфа приведены аэродинамические поправки к показаниям высотомеров и футомеров для самолетов, оборудованных приемниками статического давления на плитах толщиной 6 мм и резервными приемниками, находящимися на борту фюзеляжа.

При переключении на резервный приемник статического давления пользоваться бортовыми таблицами для основной системы.

(2) Аэродинамические поправки к показаниям высотомера самолета (приемники статического давления на плитах толщиной 6 мм)

Высота эшелона, $H_{эш}$, м	Приборная скорость $V_{пр}$, км/ч					
	350	400	450	500	550	600
	Аэродинамическая поправка δH_a, м					
600	−15	−10	−5	−5	0	0
900	−15	−10	−5	−5	0	0
1 200	−15	−10	−5	−5	0	0
1 500	−15	−10	−5	−5	0	0
1 800	−15	−10	−5	−5	0	0
2 100	−15	−10	−5	−5	0	0
2 400	−15	−10	−5	−5	0	0
2 700	−15	−10	−5	−5	0	0
3 000	−20	−10	−5	−5	0	0
3 300	−20	−10	−5	−5	0	0
3 600	−20	−15	−10	−5	0	0
3 900	−20	−15	−10	−5	0	0
4 200	−20	−15	−10	−5	0	0
4 500	−20	−15	−10	−5	0	0
4 800	−20	−15	−10	−5	0	0
5 100	−20	−15	−10	−5	0	0
5 400	−25	−15	−10	−5	0	0
5 700	−25	−15	−10	−5	0	0

Высота эшелона, $H_{эш}$, м	Приборная скорость $V_{пр}$, км/ч					
	350	400	450	500	550	600
	Аэродинамическая поправка δH_a, м					
6 000	–25	–15	–10	–5	0	0
6 300	–25	–15	–10	–5	0	0
6 600	–25	–15	–10	–5	0	0
6 900	–25	–20	–10	–5	0	0
7 200	–30	–20	–10	–5	0	0
7 500	–30	–20	–10	–5	–5	0
7 800	–30	–20	–10	–5	–5	0
8 100	–30	–20	–15	–5	–5	0
8 600	–35	–20	–15	–5	–5	0
9 100	–35	–25	–15	–5	–5	0
9 600	–40	–25	–15	–10	–5	—
10 100	–40	–25	–15	–10	–5	—
10 600	–45	–30	–15	–10	—	—
11 100	–45	–30	–20	–10	—	—
11 600	–50	–35	–20	–10	—	—
12 100	–55	–35	–20	—	—	—

(3) Аэродинамические поправки к показаниям футомера самолета (приемники статического давления на плитах толщиной 6 мм)

Высота эшелона, $H_{эш}$, фут.	Приборная скорость $V_{пр}$, км/ч					
	350	400	450	500	550	600
	Аэродинамическая поправка δH_a, фут					
1 000	–50	–35	–15	–15	0	0
2 000	–50	–35	–15	–15	0	0
3 000	–50	–35	–15	–15	0	0
4 000	–50	–35	–15	–15	0	0
5 000	–50	–35	–15	–15	0	0

Высота эшелона, $H_{эш}$, фут.	Приборная скорость $V_{пр}$, км/ч					
	350	400	450	500	550	600
	Аэродинамическая поправка δH_a, фут					
6 000	–50	–35	–15	–15	0	0
7 000	–50	–35	–15	–15	0	0
8 000	–50	–35	–15	–15	0	0
9 000	–50	–35	–15	–15	0	0
10 000	–65	–35	–15	–15	0	0
11 000	–65	–35	–15	–15	0	0
12 000	–65	–50	–35	–15	0	0
13 000	–65	–50	–35	–15	0	0
14 000	–65	–50	–35	–15	0	0
15 000	–65	–50	–35	–15	0	0
16 000	–65	–50	–35	–15	0	0
17 000	–65	–50	–35	–15	0	0
18 000	–80	–50	–35	–15	0	0
19 000	–80	–50	–35	–15	0	0
20 000	–80	–50	–35	–15	0	0
21 000	–80	–50	–35	–15	0	0
22 000	–80	–50	–35	–15	0	0
23 000	–80	–65	–35	–15	0	0
24 000	–100	–65	–35	–15	0	0
25 000	–100	–65	–35	–15	–15	0
26 000	–100	–65	–35	–15	–15	0
27 000	–100	–65	–50	–15	–15	0
28 000	–115	–65	–50	–15	–15	0
29 000	–115	–65	–50	–15	–15	0
31 000	–130	–80	–50	–35	–15	—
33 000	–130	–80	–50	–35	–15	—
35 000	–150	–100	–50	–35	—	—
37 000	–150	–100	–65	–35	—	—
39 000	–165	–115	–65	—	—	—

(4) Аэродинамические поправки к показаниям высотомера самолета (резервный приемник статического давления на борту фюзеляжа)

Высота эшелона, $H_{эш}$, м	Приборная скорость $V_{пр}$, км/ч					
	350	400	450	500	550	600
	Аэродинамическая поправка δH_a, м					
600	–5	0	0	+5	+5	+5
900	–5	0	0	+5	+5	+5
1 200	–5	0	0	+5	+5	+5
1 500	–5	0	0	+5	+5	+5
1 800	–5	0	0	+5	+5	+5
2 100	–5	0	0	+5	+5	+5
2 400	–5	0	0	+5	+5	+5
2 700	–5	0	0	+5	+5	+5
3 000	–5	0	0	+5	+5	+5
3 300	–5	0	0	+5	+5	+5
3 600	–5	0	0	+5	+5	+5
3 900	–5	0	0	+5	+5	+5
4 200	–5	0	0	+5	+5	+10
4 500	–5	0	0	+5	+5	+10
4 800	–5	0	0	+5	+5	+10
5 100	–5	0	0	+5	+5	+10
5 400	–5	0	0	+5	+5	+10
5 700	–5	0	0	+5	+5	+10
6 000	–5	0	0	+5	+10	+10
6 300	–5	0	0	+5	+10	+10
6 600	–10	0	0	+5	+10	+10
6 900	–10	0	0	+5	+10	+10
7 200	–10	0	0	+5	+10	+10
7 500	–10	0	0	+5	+10	+10
7 800	–10	–5	+5	+5	+10	+10

Высота эшелона, $H_{эш}$, м	Приборная скорость $V_{пр}$, км/ч					
	350	400	450	500	550	600
	Аэродинамическая поправка δH_a, м					
8 100	–10	–5	+5	+5	+10	+10
8 600	–10	–5	+5	+10	+10	+10
9 100	–10	–5	+5	+10	+10	+15
9 600	–10	–5	+5	+10	+10	—
10 100	–10	–5	+5	+10	+15	—
10 600	–10	–5	+5	+10	—	—
11 100	–15	–5	+5	—	—	—
11 600	–15	–5	+5	—	—	—
12 100	–15	–5	+5	—	—	—

(5) Аэродинамические поправки к показаниям высотомера самолета при выпущенных закрылках и шасси

Наименование и место установки приемника статического давления	Положение закрылков и шасси	Приборная скорость $V_{пр}$, км/ч					
		250	280	310	340	370	390
		Аэродинамическая поправка δH_a, м					
Основная статика (плита 6 мм)	$\delta_з$=20°	-2	+1	+4	+7	+10	—
	$\delta_з$=30° или 38° Шасси выпущено	+6	+7	+8	+10	+12	—
Резервная статика (на борту фюзеляжа)	$\delta_з$=20°	+5	+8	+11	—	—	—
	$\delta_з$=30° или 38° Шасси выпущено	+13	+15	+16	—	—	—

(6) Аэродинамические поправки к футомеру самолета при выпущенных закрылках и шасси

Наименование и место установки приемника статического давления	Положение закрылков и шасси	Приборная скорость $V_{пр}$, км/ч					
		250	280	310	340	370	390
		Аэродинамическая поправка δH_a, фут					
Основная статика (плита 6 мм)	$\delta_з$=20°	–6	+3	+13	+24	+33	—
	$\delta_з$=30° или 38° Шасси выпущено	+20	+24	+24	+33	+39	—

Наименование и место установки приемника статического давления	Положение закрылков и шасси	Приборная скорость $V_{пр}$, км/ч					
		250	280	310	340	370	390
		Аэродинамическая поправка δH_a, фут					
Резервная статика (на борту фюзеляжа)	$\delta_з$=20°	+16	+27	+36	—	—	—
	$\delta_з$=30° или 38° Шасси выпущено	+43	+50	+52	—	—	—

(7) Аэродинамические поправки к показаниям указателя скорости самолета

Наименование и место установки приемника статического давления	Положение закрылков и шасси	Приборная скорость $V_{пр}$, км/ч								
		250	280	310	350	400	450	500	550	600
		Аэродинамическая поправка δH_a, км/ч								
Основная статика (плита 6 мм)	$\delta_з$=0° Шасси убрано	—	—	—	−3	−2	−1	0	0	0
	$\delta_з$=20° Шасси выпущено	+3	+3	+4	+4	—	—	—	—	—
	$\delta_з$=30° или 38° Шасси выпущено	−1	0	+1	+3	—	—	—	—	—
Резервная статика (на борту фюзеляжа)	$\delta_з$=0° Шасси убрано	—	—	—	−2	0	0	+1	+1	+1
	$\delta_з$=20° Шасси выпущено	+4	+4	+4	+4	—	—	—	—	—
	$\delta_з$=30° или 38° Шасси выпущено	+5	+6	+7	+9	—	—	—	—	—

Раздел 8

ПРИЛОЖЕНИЯ

Раздел 8. Приложения

СОДЕРЖАНИЕ

8.1.1. Инструкция по заправке самолета топливом 1

8.2.1. Перечень допустимых отказов 1

8.3.1. Вспомогательные материалы 1

8.1.1. ИНСТРУКЦИЯ ПО ЗАПРАВКЕ САМОЛЕТА ТОПЛИВОМ

(1) Общие указания.

(а) Заправку самолета топливом производить в соответствии с заданием на полет с помощью системы централизованной заправки, в исключительных случаях — через верхние заливные горловины.

(б) При заправке самолета применять топлива в соответствии с ограничениями по топливной системе (см. РЛЭ, 6.2.1., л. б).

(2) Правила безопасности при заправке.

Перед заправкой самолета топливом убедиться в следующем:

— на стоянке имеются средства пожаротушения;
— самолет и топливозаправщик заземлены;
— в паспорте на топливо имеется виза лица, разрешающего заправку;
— из отстойника цистерны топливозаправщика слит отстой в присутствии ответственного лица из техсостава или одного из членов экипажа (командира воздушного судна, второго пилота, бортмеханика).

(3) Варианты заправки.

Контроль за заправкой вести по показаниям счетчика на топливозаправщике (ТЗ) и указателю топливомера в кабине экипажа.

Заправка осуществляется в следующих вариантах:

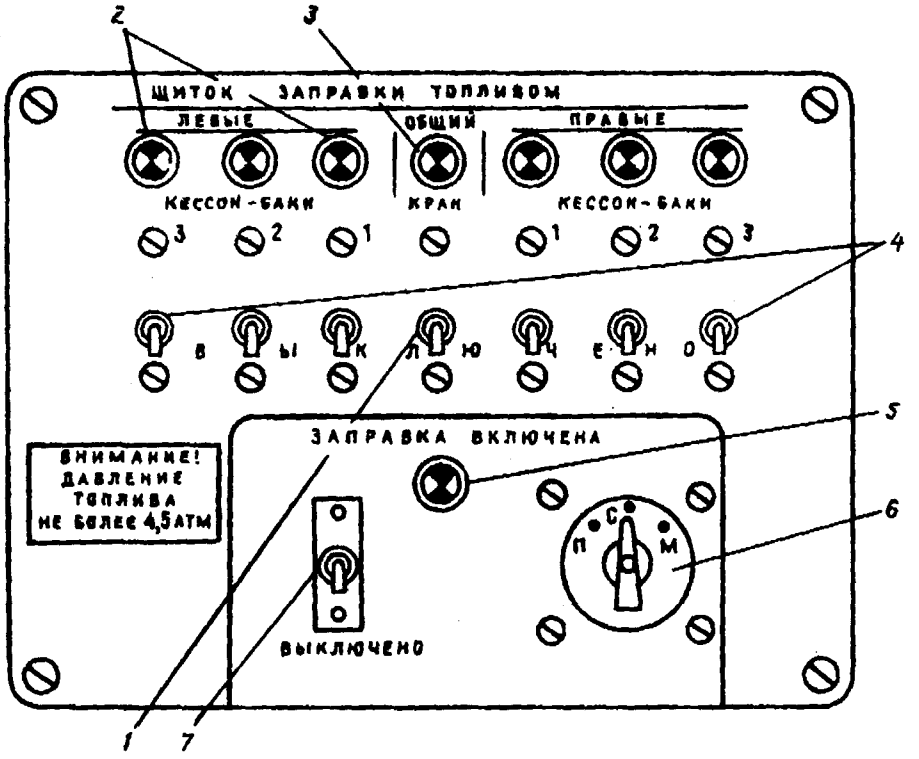
Варианты заправки	Количество топлива ($\gamma_т$=0,8 г/см^3)							
	бак № 1		бак № 2		бак № 3		на самолет	
	л	кг	л	кг	л	кг	л	кг
1. Полная заправка "П"	4900	3930	2190	1750	1150	920	16500	13200
2. Средняя заправка "С"	4180	3350	2190	1750	—	—	12800	10200
3. Минимальная заправка "М"	2500	2000	2190	1750	—	—	9360	7500

(4) Нормальная эксплуатация.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
Заправка самолета топливом с помощью системы централизованной заправки	Аэродромный источник постоянного и переменного тока	— подключить на бортсеть.
	Преобразователь ПО-500	— включить (при отсутствии аэродромного источника переменного тока).
	Выключатель "ТОПЛИВОМЕР ЛЕВЫЙ, ПРАВЫЙ"	— включить.
	Кнопка проверки показывающего прибора топливомера	— нажать.
	При этом стрелки топливомера должны установиться на отметке "0".	

Условия (этап) работы	Необходимые действия
Заправка самолета топливом с помощью системы централизованной заправки (прод.)	Кнопка проверки показывающего прибора топливомера — отпустить.
	При этом стрелки топливомера должны вернуться в первоначальное положение.
	Галетный переключатель ПГ-4 топливомера — последовательно установить в положения "1", "2", "3", "СУММА".
	По указателю топливомера определить остаток топлива в топливной системе самолета.
	Переключатель выбора варианта заправки ПГ-3А — установить в положение, соответствующее требуемому варианту.
	Трос металлизации шланга ТЗ — вставить в гнездо металлизации.
	Шланг ТЗ — подсоединить к заправочной горловине.
	Выключатель заправки — в положение "ЗАПРАВКА ВКЛЮЧЕНА".
	Должны загореться красный светосигнализатор "ИДЕТ ЗАПРАВКА" в кабине самолета и зеленый светосигнализатор на щитке заправки.
	Выключатель "ОБЩИЙ КРАН" — включить.
	При этом должен загореться зеленый светосигнализатор.
	Выключатели "ЛЕВЫЕ ПРАВЫЕ КЕССОН-БАКИ" — включить.
	При этом должны загореться зеленые светосигнализаторы левых и правых баков-кессонов.
	Дать команду на включение насоса ТЗ.
	Окончание заправки определяется по погасанию зеленых светосигнализаторов открытого положения клапанов заправки.
	Галетный переключатель ПГ-4 топливомера — последовательно установить в положение "1", "2", "3", "СУММА".
	По указателю топливомера определить количество топлива в топливной системе самолета.
	Выключатели "ЛЕВЫЕ ПРАВЫЕ КЕССОН-БАКИ" — выключить.
	Выключатель "ОБЩИЙ КРАН" — выключить.
	"ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ ЗАПРАВКИ" — выключить.
	Шланг ТЗ — отсоединить.
	Щиток заправки — закрыть.

Условия (этап) работы	Необходимые действия	
Заправка самолета топливом с помощью системы централизованной заправки (прод.)	Переключатель "СТ" на указателях расходомеров	— установить в положение, соответствующее сорту заправленного топлива.
	Стрелка указателей расходомеров	— выставить по фактическому количеству топлива на самолете.
	Для определения фактического количества топлива необходимо суммировать количество оставшегося топлива по топливомеру и количество заправленного топлива по литромеру ТЗ, выраженное в кг.	
	Примечания: 1. С помощью системы централизованной заправки можно заправлять одновременно баки всех групп или раздельно баки каждой группы в соответствии с графиком заправки (см. РЛЭ, 6.2.3). 2. Если один из баковых клапанов не закроется по сигналу заданного уровня (зеленый светосигнализатор левого или правого бака-кессона не гаснет) или от поплавкового механизма (расход топлива продолжается), а подача топлива в бак прекратится в результате закрытия общего крана (погаснет зеленый светосигнализатор), то необходимо проверить уровень топлива в баках и дозаправить недозаправленные (из условий заправки) баки через верхние заливные горловины. 3. В случае отказа системы централизованной заправки в базовом аэропорте вылет запрещается до устранения неисправности.	
	ВНИМАНИЕ. БОРТМЕХАНИКУ ПРОКОНТРОЛИРОВАТЬ СЛИВ ОТСТОЯ ТОПЛИВА ИЗ БАКОВ-КЕССОНОВ САМОЛЕТА И ВИЗУАЛЬНО УБЕДИТЬСЯ, ЧТО В ОТСТОЕ НЕТ ВОДЫ И МЕХАНИЧЕСКИХ ПРИМЕСЕЙ. СЛИВ ОТСТОЯ ПРОИЗВОДИТЬ ЧЕРЕЗ КЛАПАНЫ СЛИВА БАКОВ-КЕССОНОВ НЕПОСРЕДСТВЕННО ПЕРЕД ВЫЛЕТОМ В КОЛИЧЕСТВЕ НЕ МЕНЕЕ 0,5 Л ИЗ КАЖДОЙ ТОЧКИ СЛИВА.	
	Примечание. В случае отсутствия аэродромного источника тока допускается заправка ВС топливом с использованием электроэнергии от генератора ВСУ.	



Щиток управления заправкой топлива:

1— выключатель общего (магистрального) клапана заправки; *2* — светосигнализаторы открытого положения клапанов заправки; *3* — светосигнализатор открытого положения общего крана заправки; *4* — выключатель клапанов заправки; *5* — светосигнализатор включения блоков заправки; *6* — переключатель выбора вариантов заправки ПГ-3А; *7* — выключатель электропитания блоков заправки

8.2.1. ПЕРЕЧЕНЬ ДОПУСТИМЫХ ОТКАЗОВ

Общие указания

Настоящий перечень определяет допустимые отказы и неисправности самолета, с которыми разрешается продолжение полета до аэродрома назначения и вылет с промежуточного аэродрома для завершения рейса до аэродрома базирования данного самолета.

При обнаружении на самолете любого отказа или неисправности, не указанных в настоящем перечне, продолжение рейса разрешается только после устранения их на аэродроме посадки.

При обнаружении отказов и неисправностей, перечисленных в перечне, на промежуточных или конечном аэродромах инженерно-технический состав обязан принять меры к их устранению за время стоянки самолета по расписанию. Если устранение неисправностей невозможно по времени или из-за отсутствия материально-технических условий, разрешается продолжение полета с данным отказом или неисправностью для завершения рейса до аэродрома базирования самолета.

В этом случае для выпуска самолета в рейс инженерно-технический состав обязан:

— четко определить характер и причину отказа или неисправности;
— убедиться в том, что данный отказ или неисправность предусмотрены перечнем;
— убедиться в том, что данный отказ или неисправность не окажет влияния на работу других систем, агрегатов или оборудования самолета;
— сообщить командиру воздушного судна об отказе (неисправности) и принятых мерах по обеспечению дальнейшего полета.

Окончательное решение о продолжении полета с данным отказом или неисправностью для завершения рейса до аэродрома базирования самолета принимает командир воздушного судна с учетом метеорологических условий, оборудования аэродромов посадки и др.

Если командиром воздушного судна принято решение о вылете,необходимо:

— изолировать (отключить) отказавшее (неисправное) оборудование и выполнить работы, рекомендуемые перечнем;
— произвести запись в бортовом журнале и карте-наряде за подписями КВС и начальника (инженера) смены об отказе или неисправности, выполненных работах и принятом решении.

Применение данного перечня не снимает ответственности с командира воздушного судна и лиц, готовящих самолет к рейсу, за безопасность полета.

Вылет самолета с отказами и неисправностями, указанными в настоящем перечне, с аэродрома базирования КАТЕГОРИЧЕСКИ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

Данный перечень распространяется на самолеты Ту-134 всех модификаций.

ПЕРЕЧЕНЬ ДОПУСТИМЫХ ОТКАЗОВ

№ систем, подсистем	Отказавший агрегат, прибор, неисправность	Общее количество систем, агрегатов на самолете	Допустимое количество неисправных агрегатов на самолете	Возможность полета		Решения, рекомендации
				до завершения рейса в базовом аэропорту	до техобслуживания по форме "Б"	
	1. Конструкция планера					
1.1	Повреждение обшивки пола и панелей грузовых отсеков	2	2	+	–	Убедиться, что нет повреждений силовых элементов фюзеляжа, элементов управления и коммуникации систем под полами
1.2	Повреждение узлов крепления грузов в грузовых отсеках			+	–	Убедиться, что грузы можно крепить с помощью других узлов
1.3	Повреждение пола в пассажирском салоне			+	–	Убедиться в том, что повреждение пола неопасно для пассажиров при хождении по салону
1.4	Неисправен электростатический разрядник		1	+	+	При неисправности только одного разрядника вылет разрешается
	2. Двери, люки, створки					
2.1	Обрыв троса системы подъема и опускания люка заднего багажника	1	1	+	–	Убедиться, что люк заднего багажника можно надежно закрыть изнутри самолета
2.2	Не гаснут светосигнализаторы положения дверей и люков	1	1	+	–	При надежном закрытии дверей и люков, выключенном автомате защиты цепей сигнализации, исправном концевом выключателе блокировки запуска двигателя вылет разрешается
	3. Гондолы двигателя, пилоны					
3.1	Вмятина на обшивке воздухозаборника глубиной до 20 мм	2	2	+	+	Убедиться в отсутствии повреждений ВНА и лопаток компрессора 1-го каскада
	4. Фонарь, окна					
4.1	Растрескивание покровного слоя электрообогреваемого стекла второго пилота и штурмана	2	1	+	–	Убедиться, что растрескивание не мешает обзору

№ систем, подсистем	Отказавший агрегат, прибор, неисправность	Общее количество систем, агрегатов на самолете	Допустимое количество неисправных агрегатов на самолете	Возможность полета		Решения, рекомендации
				до завершения рейса в базовом аэропорту	до техобслуживания по форме "Б"	
4.2	Неисправен механизм открытия форточки пилотов	2	1	+	–	Закрыть неисправную форточку, убедиться, что другая форточка исправна
	5. Система водоснабжения и удаления отбросов					
5.1	Нет подачи воды к умывальнику	2	1	+	–	Неисправность допускается только в одном туалете
5.2	Не работает насос смыва унитаза	2	1	+	–	Неисправный туалет закрыть
	6. Управление					
6.1	Электромеханизм УТ-15 управления триммером руля высоты	1	1	+	–	При исправном ручном управлении триммеров РВ вылет разрешается. Посадка в автоматическом режиме разрешается только по боковому каналу (продольный канал выключен)
6.2	Электродвигатель электромеханизма МПЗ-18А-5 выпуска и уборки закрылков	2	1	+	–	При посадке необходимо учесть, что скорость выпуска уменьшится, а время увеличится в два раза. АЗС неисправного электродвигателя должен находиться в выключенном положении
6.3	Электродвигатель электромеханизма МУС-7А управления стабилизатором	2	1	+	–	При посадке необходимо учесть, что скорость перекладки стабилизатора уменьшится, а время увеличится в два раза. АЗС-5 "Управл. стабилиз" неисправного мотора (№ 1 или № 2) на панели АЗС командира воздушного судна должен находиться в выключенном положении
6.4	Система управления интерцепторами (не отклоняются интерцепторы)	1	1	+	–	Повысить внимание пилотов на посадке, АЗС-5 "Интерцептор" ("Управл. интерцепт") на левой панели АЗС должен находиться в выключенном положении

№ систем, подсистем	Отказавший агрегат, прибор, неисправность	Общее количество систем, агрегатов на самолете	Допустимое количество неисправных агрегатов на самолете	Возможность полета		Решения, рекомендации
				до завершения рейса в базовом аэропорту	до техобслуживания по форме "Б"	
6.5	Автоматическое управление уборкой и выпуском закрылков	1	1	+	–	Управление осуществлять вручную. Переключатель режимов работы закрылков "СЭУЗ" на верхнем приборном щитке пилотов установить в положение "РУЧНОЕ"
6.6	Автономные каналы демпфера рыскания ДР-134М	2	1	+	–	Вылет разрешается. Выявить отказавший канал. АЗС-10 "ДЕМПФЕР РЫСКАНИЯ" (канал № 1 или № 2) на панели АЗС командира воздушного судна и выключатель "ДЕМПФЕР РЫСКАНИЯ" (№ 1 или № 2) должны находиться в выключенном положении
6.7	Неисправен механизм регулировки положения педалей	4	1	+	–	Механизм застопорить. Убедиться, что это положение не создает неудобства пилоту при управлении самолетом
6.8	Неисправен механизм регулировки сиденья пилота	2	1	+	–	Механизм застопорить. Убедиться, что это положение не создает неудобства пилоту при управлении самолетом
	7. Шасси					
7.1	Неисправен механический указатель положения передней опоры самолета	1	1	+	–	Контроль положения передней опоры самолета осуществлять по светосигнализатору
7.2	Износ протекторов шин колес основных опор самолета	8	2	+	–	Допускаются: прорези четырех слоев корда длиной до 80 мм при расстоянии между прорезями не менее 100 мм; вырыв диаметром до 40 мм и глубиной до третьего слоя корда включительно; местный износ протектора до третьего слоя корда включительно; проколы и мелкие повреждения до четвертого слоя корда включительно; сетка старения на поверхности авиашин

№ систем, подсистем	Отказавший агрегат, прибор, неисправность	Общее количество систем, агрегатов на самолете	Допустимое количество неисправных агрегатов на самолете	Возможность полета		Решения, рекомендации
				до завершения рейса в базовом аэропорту	до техобслуживания по форме "Б"	
7.3	Неисправности тормозов на отдельных колесах: а) негерметичность блоков тормозных цилиндров; б) износ тормозных дисков до головок заклепок: контрольный штырь утоплен на глубину не более 1 мм в направляющей втулке блока цилиндров для тормоза КТ-113-20; контрольный штырь утоплен в гнезде блока цилиндров на глубину не более 1 мм для колес КТ 81/3 сб. 5, 6	8	2 (один тормоз на тележку)	+	–	Установить заглушки в трубопровод, подводящий жидкость АМГ-10 к неисправному тормозному устройству Вылет разрешается
7.4	Обрыв метелки заземления на одной из тележек шасси	2	1	+	–	Убедиться в исправности метелки заземления на другой тележке
7.5	Датчик торможения УА-27А	8	2	+	–	Допускается отказ одного датчика УА-27 на каждой тележке шасси. Проводку датчика необходимо отключить от разъемной колодки тележки шасси
7.6	Концевой выключатель блокировки уборки шасси на земле	1	1	+	–	При уборке шасси использовать нажимной выключатель "Снят блок. шасси" под колпачком на электрощитке второго пилота
	8. Гидравлическая система					
8.1	Отказ стеклоочистителя у второго пилота	1	1	+	–	Убедиться, что стеклоочиститель у командира воздушного судна исправен
8.2	Неисправен стояночный тормоз	1	1	+	–	Убедиться в отсутствии течи в тормозной гидросистеме. При заруливании на стоянку необходимо удерживать самолет на тормозах до установки под колеса основных упорных колодок.

№ систем, подсистем	Отказавший агрегат, прибор, неисправность	Общее количество систем, агрегатов на самолете	Допустимое количество неисправных агрегатов на самолете	Возможность полета		Решения, рекомендации
				до завершения рейса в базовом аэропорту	до техобслуживания по форме "Б"	
8.3	Ручной насос НР-01 не создает давление в тормозной гидросистеме	1	1	+	–	Убедиться, что основная и тормозная гидросистемы исправны
8.4	Негерметичность соединений трубопроводов и агрегатов гидросистемы (при отсутствии течи по разъему корпусов агрегатов)			+	–	Течь в соединениях гидросистемы в фюзеляже и мотогондолах не допускается. При негерметичности соединений в гондолах шасси убедиться, что утечка жидкости АМГ-10 в одном соединении не более 15 капель в час, суммарная утечка жидкости — не более 50 капель в час
8.5	Манометр МВУ-400А или НТМ-400	1	1	+	–	При нормальной работе основной и тормозной гидросистем контроль работы гидросистемы вести по ДИМ-240
8.6	Указатель дистанционного уровнемера ППУ-1-4	2	1	+	–	Контроль за уровнем в гидросистеме вести по исправному указателю
	9. Топливная система					
9.1	Негерметичность сальникового уплотнения (подтекание из дренажной трубки) подкачивающего насоса ЭЦН-45 (Б)	4	1	+	–	Допускается подтекание топлива не более одной капли в минуту
9.2	Течь топлива из бака-кессона № 3		2	+	–	Слить топливо из баков-кессонов № 3 левой и правой ОЧК. Убедиться, что обеспечивается необходимое количество топлива для выполнения полета
9.3	Неисправен (негерметичен) кран слива отстоя топлива	10	2	+	–	Вместо крана установить заглушку
9.4	Подтекание топлива из под винтов крепления верхней панели баков-кессонов	6	2	+	–	Вылет разрешается

№ систем, подсистем	Отказавший агрегат, прибор, неисправность	Общее количество систем, агрегатов на самолете	Допустимое количество неисправных агрегатов на самолете	Возможность полета		Решения, рекомендации
				до завершения рейса в базовом аэропорту	до техобслуживания по форме "Б"	
9.5	Насос ЭЦН-91 (Б) в баках-кессонах № 1	4	1	+	–	Допускается один неисправный. Демонтировать предохранитель отказавшего насоса
9.6	Система сигнализации работы топливных насосов	16	2	+	–	Работу насоса проверить по топливомеру (по наличию перекачки)
	10. Система кондиционирования					
10.1	Отказ ограничителей избыточного давления 4833, 4832 в открытом положении	1	1	+	–	Вылет разрешается
10.2	Отказ ограничителя избыточного давления агрегата 4861	1	1	+	–	Отключить агрегат, установив заглушку на штуцер
10.3	Отказ индивидуальных насадок системы вентиляции	–	50%	+	–	Вылет разрешается
10.4	Отказ регулятора давления воздуха в кабине (2077)	1	1	+	–	Установить трехходовой кран регулятора давления 2077 в положение "ВЫКЛЮЧЕН". Полет продолжить, используя дублирующую систему регулирования давления в кабине
10.5	Зависание выпускного клапана 2176Г в открытом положении	3	1	+	–	При двух исправных клапанах 2176Г неисправный отключить
10.6	Перепад давления в кабине в полете менее (0,57+ +0,02) кгс/см^2 из-за заклинивания одного из клапанов 2176Г, 469Р, 1691В в открытом положении	5	1	+	–	Закрыть отказавший клапан. Отсоединить от него трубопроводы "АТМОСФЕРА" и "СТАТИКА" и установить в них заглушки. Штуцера "АТМОСФЕРА" и "СТАТИКА" отказавшего клапана оставить открытыми
10.7	Автоматические регуляторы температуры воздуха кабин	5	5	+	–	Регулировку температуры воздуха в кабинах производить при исправной системе кондиционирования вручную
10.8	Указатель расхода воздуха УРВК	1	1	+	–	При исправной системе кондиционирования вылет разрешается. Контроль вести по УВПД-5К-0,8

№ систем, подсистем	Отказавший агрегат, прибор, неисправность	Общее количество систем, агрегатов на самолете	Допустимое количество неисправных агрегатов на самолете	Возможность полета		Решения, рекомендации
				до завершения рейса в базовом аэропорту	до техобслуживания по форме "Б"	
10.9	Указатель расхода воздуха УРВ 1500	1	1	+	–	При исправной системе кондиционирования контроль вести по УВПД-5К-0,8
10.10	Кабинный вариометр ВАР-30Мк	1	1	+	–	Контроль осуществлять по УВПД-5К-0,8
10.11	Сигнализация перенаддува гермокабин	1	1	+	–	Контроль осуществлять по УВПД-5К-0,8 и кабинному вариометру ВАР-30МК. Отсоединить ШР от ВС-46
10.12	Указатель высоты прибора УВПД-5К-0,8	1	1	+	–	Контроль за давлением в кабине осуществлять по указателю перепада давлений
10.13	Указатель перепада давлений прибора УВПД-5К-0,8	1	1	+	–	Контроль за давлением в кабине осуществлять по указателю "ВЫСОТА В КАБИНЕ"
10.14	Система электрического управления соленоидным клапаном 1160 принудительного сброса давления в кабине	2	2	+	–	Вылет разрешается
	11. Система отбора воздуха					
11.1	Заедание в закрытом положении заслонки (агрегата 2517), установленной в линии отбора воздуха в системе кондиционирования от ВСУ	5	1	+	–	Кондиционирование при необходимости производить от наземного кондиционера
	12. Противообледенительная система					
12.1	Неисправен электрообогрев стекол фонаря кабины экипажа у второго пилота и штурмана	3	2	+	–	При исправном электрообогреве стекла командира воздушного судна с учетом метеоусловий вылет разрешается. Автомат защиты и выключатель обогрева соответствующего стекла должны быть установлены в выключенное положение

№ систем, подсистем	Отказавший агрегат, прибор, неисправность	Общее количество систем, агрегатов на самолете	Допустимое количество неисправных агрегатов на самолете	Возможность полета		Решения, рекомендации
				до завершения рейса в базовом аэропорту	до техобслуживания по форме "Б"	
12.2	Сигнализатор обледенения РИО-3 (РИО-2М)	1	1	+	–	Вылет разрешается по согласованию с УВД при отсутствии обледенения по маршруту согласно прогнозу. АЗС-15 "РИО" на правой панели АЗС и выключатель "РИО" на верхнем электрощитке пилотов должны находиться в выключенном положении
12.3	Термометр ТЦТ для измерения температуры воздуха в носке крыла	1	1	+	–	Проверить работоспособность системы обогрева крыла на земле
12.4	Термометр ТЦТ для измерения температуры воздуха в носке воздухозаборника двигателя	2	1	+	–	Проверить работоспособность системы обогрева носков воздухозаборников на земле
	13. Бытовое оборудование					
13.1	Холодильник бытовой	1	1	+	–	Вылет разрешается. Выключатели "ВКЛ. ПРЕОБРАЗОВАТ", "ХОЛОДИЛЬНИК" и "ЭЛ. БРИТВА" на электрощитке бортпроводника должны находиться в выключенном положении
13.2	Электронагревательные плитки С-550-27	2	2	+	–	АЗС-10 "ПЛИТКИ СЛАБЫЙ НАГРЕВ" и АЗС-15 "ПЛИТКИ СИЛЬНЫЙ НАГРЕВ", отказавшей электроплитки на электрощитке сигнализации должны находиться в выключенном положении
13.3	Электрокипятильники КУ-27	3	3	+	–	АЗС-5 "КИПЯТИЛЬНИКИ" отказавшего электрокипятильника на электрощитке бортпроводника должен находиться в выключенном положении
13.4	Система сигнализации вызова бортпроводника	1	1	+	–	Вылет разрешается. АЗС-5 "ВКЛЮЧ", выключатели "ЗВОНОК" и "НОМЕРА МЕСТ" на электрощитке бортпроводника должны находиться в выключенном положении

№ систем, подсистем	Отказавший агрегат, прибор, неисправность	Общее количество систем, агрегатов на самолете	Допустимое количество неисправных агрегатов на самолете	Возможность полета		Решения, рекомендации
				до завершения рейса в базовом аэропорту	до техобслуживания по форме "Б"	
13.5	Светосигнальное табло "НЕ КУРИТЬ, ЗАСТЕГНУТЬ РЕМНИ"	1	1	+	–	При исправной системе СГУ (СГО) АЗС-10 "ТРАНСПОРАНТ" на панели АЗС, штурмана и выключатели "НЕ КУРИТЬ" и "НАДЕТЬ РЕМНИ" на электрощитке второго пилота должны находиться в выключенном положении
13.6	Неисправность оборудования буфета			+	–	Вылет разрешается, если можно обеспечить питание пассажиров
13.7	Неисправен механизм регулировки пассажирского кресла	76	12	+	–	Вылет разрешается при фиксации спинки кресла
	14. Электронное оборудование					
14.1	Система централизованной заправки топливом	1	1	+	–	Заправку производить через верхние горловины баков-кессонов. Контроль за заправкой вести по топливомеру самолета и расходомеру топливозаправщика. Выключатель "ЗАПРАВКА" на щитке заправки должен находиться в выключенном положении
14.2	Топливомер (система автоматики выработки топлива)	1	1	+	–	Выработку топлива производить вручную. Измерительная часть топливомера должна быть исправна. Переключатель "ПЕРЕКАЧКА" установить в положение "РУЧНАЯ", АЗС-2 "АВТОМАТ РАСХОДА ТОПЛИВА" и выключатели "АВТОМАТ ЛЕВЫЙ" и "АВТОМАТ ПРАВЫЙ" должны быть установлены во включенное положение

№ систем, подсистем	Отказавший агрегат, прибор, неисправность	Общее количество систем, агрегатов на самолете	Допустимое количество неисправных агрегатов на самолете	Возможность полета		Решения, рекомендации
				до завершения рейса в базовом аэропорту	до техобслуживания по форме "Б"	
14.3	Топливомер (измерительная часть)	1	1	+	–	Вылет разрешается при исправном РТСВ-10-8 и достаточном количестве топлива перед вылетом на базу. АЗС-2 "ТОПЛИВОМЕР" и выключатели "ТОПЛИВОМЕРЫ" должны быть установлены в выключенное положение Вылет разрешается
14.4	Рентгенометр ДП-3Б	1	1	+	+	АЗС-2 "РЕНТГЕНОМЕТР" должен находиться в выключенном положении

№ систем, подсистем	Отказавшие системы, агрегаты (приборы)	Общее количество систем агрегатов на самолете	Допустимое количество неисправных агрегатов на самолете	Разрешение на продолжение полета до аэродрома назначения	Разрешение на вылет до аэродрома базирования	Возможность полетов до техобслуживани по форме "Б"	Решения, рекомендации
	15. Система электроснабжения						
15.1	Преобразователь ПО-600с	1	1	+	–	–	
15.2	Преобразователь ПТ-200Д питания левого АГ	1	1	+	–	–	Разрешается продолжать полет только на самолетах с раздельным питанием АГ
15.3	Преобразователь ПТ-1000Ц (ПТ-1500Ц)	2	1	+	–	–	Разрешается продолжать полет только на самолетах с раздельным питанием АГ
15.4	Преобразователь ПО-4500	2	1	+	–	–	
15.5	Генератор ГС-18М	4	1	+	–	–	Выключатель шины бытовых приборов должен быть выключен
15.6	ВСУ (ТА-8)	1	1	+	+	–	Разрешается полет днем в простых метеоусловиях, если в случае отказа всех генераторов в любой точке маршрута время полета до ближайшего аэродрома не превысит 35 мин

№ систем, подсистем	Отказавший агрегат, прибор, неисправность	Общее количество систем, агрегатов на самолете	Допустимое количество неисправных агрегатов на самолете	Возможность полета		Решения, рекомендации
				до завершения рейса в базовом аэропорту	до техобслуживания по форме "Б"	
	16. Средства пожаротушения					
16.1	Система дымоизвещения ДС-3М	3	1	+	–	Отключить ШР неисправного сигнализатора
	17. Светотехническое оборудование					
17.1	Посадочно-рулежные фары	4	2 (не более одной фары на сторону)	+	–	Вылет разрешается, если посадка будет осуществлена в светлое время суток. АЗС-10 "ФАРЫ" отказавшей фары на левой панели АЗС должен находиться в выключенном положении
17.2	Огонь проблескового маяка	2	1	+	–	При исправности бортовых аэронавигационных огней вылет разрешается
17.3	Система общего освещения пассажирского салона	2	2	+	–	Выключатель "ОБЩЕЕ ОСВЕЩЕНИЕ" отказавшей группы на электрощитке бортпроводника должен находиться в выключенном положении
17.4	Система индивидуального освещения пассажирских кресел	2	2	+	–	АЗС-10 "ОСВЕЩЕНИЕ ИНДИВИДУАЛЬНОЕ" отказавшей группы на электрощитке сигнализации должен находиться в выключенном положении
17.5	Система освещения кабины экипажа	3	3	+	–	Вылет разрешается только в светлое время суток. Автоматы защиты и выключатели индивидуального освещения членов экипажа должны находиться в выключенном положении

№ систем, подсистем	Отказавший агрегат, прибор, неисправность	Общее количество систем, агрегатов на самолете	Допустимое количество неисправных агрегатов на самолете	Возможность полета		Решения, рекомендации
				до завершения рейса в базовом аэропорту	до техобслуживания по форме "Б"	
17.6	Система освещения багажного отсека	1	1	+	–	Выключатель освещения заднего багажника на щитке у шп. № 48 должен находиться в выключенном положении
17.7	Бортовые аэронавигационные огни БАНО (крыльевые)	2	1	+	–	При исправных остальных огнях и светосигнальных маяках или в светлое время суток вылет разрешается.

№ систем, подсистем	Отказавшие системы, агрегаты (приборы)	Общее количество систем агрегатов на самолете	Допустимое количество неисправных агрегатов на самолете	Разрешение на продолжение полета до аэродрома назначения	Разрешение на вылет до аэродрома базирования	Возможность полетов до техобслуживания по форме "Б"	Решения, рекомендации
	18.Приборное оборудование						
18.1	Вариометр ВАР-30МК	3	1	+	+	–	Разрешается полет при исправных ВАР-30МК у командира воздушного судна и штурмана
18.2	Магнитный компас КИ-13	1	1	+	+	–	Разрешается полет при исправной курсовой системе КС-8
18.3	Указатель числа "М" МС-1К	2	1	+	+	–	Разрешается полет при исправном МС-1К у командира воздушного судна
18.4	Автомат углов атаки и перегрузок АУАСП-15кр	1	1	+	–	–	АЗСГ-15 "АУАСП" на левой панели АЗС и выключатель "АУАСП" на электрощитке командира воздушного судна должны быть установлены в положение "ВЫКЛЮЧЕНО".
18.5	Часы АЧС-1	2	1	+	+	–	Вылет разрешается при наличии других часов на борту
18.6	Указатель температуры наружного воздуха ТНВ-15	2	1	+	+	–	

№ систем, подсистем	Отказавшие системы, агрегаты (приборы)	Общее количество систем агрегатов на самолете	Допустимое количество неисправных агрегатов на самолете	Разрешение на продолжение полета до аэродрома назначения	Разрешение на вылет до аэродрома базирования	Возможность полетов до техобслуживания по форме "Б"	Решения, рекомендации
18.7	Барометрический высотомер ВД-20 (ВМ-15)	3	1	+	–	–	Разрешается продолжать полет при исправных ВД-20 (ВМ-15) у КВС и штурмана и УВИД-30-15
18.8	Барометрический высотомер (футомер) УВИД-15ф	1	1	+	+	–	Полет разрешается только по внутрисоюзным трассам
18.9	Вариометр ВАР-75	1	1	+	+	–	Полет разрешается при исправном УВПД
18.10	Указатель скорости КУС-730/1100	3	1	+	–	–	Разрешается продолжать полет при исправных КУС-730/1100 у КВС и штурмана
18.11	Система сигнализации опасной скорости сближения с землей	1		+	–	–	
	19. Пилотажно-навигационное оборудование						
19.1	Система "ПУТЬ-4МПА", кроме приборов ПП-1ПМ (ПП-75) и НКП-4	2	1	+	+	–	Если посадка будет производиться при погоде не ниже минимума I категории, АЗС-5 "ПУТЬ" и выключатель "СТУ" на пульте управления автопилотом должны находиться в выключенном положении
19.2	Основной (запасной) гироагрегат ГА-1 курсовой системы КС-8	2	1	+	–	–	Разрешается продолжать полет при исправных запасном (основном) гироагрегате КС-8 и магнитном компасе КИ-13
19.3	Автопилот	1	1	+	+	–	Заход на посадку разрешается в директорном режиме

№ систем, подсистем	Отказавшие системы, агрегаты (приборы)	Общее количество систем агрегатов на самолете	Допустимое количество неисправных агрегатов на самолете	Разрешение на продолжение полета до аэродрома назначения	Разрешение на вылет до аэродрома базирования	Возможность полетов до техобслуживания по форме "Б"	Решения, рекомендации
19.4	Автомат триммирования АТ-2	1	1	+	+	–	При неисправностях, не влияющих на ручное управление триммером руля высоты, выключатель аварийного отключения триммера руля высоты "ОТКЛЮЧ. ТРИММЕРА РВ" (под красным колпачком) на верхнем электрощитке пилотов должен быть выключен. АСЗГ-2 "АВТОТРИММЕР" на левой панели АЗС должен быть выключен. Заход на посадку разрешается в директорном режиме при метеоминимуме I категории
19.5	Система директорного режима захода на посадку	1	1	+	+	–	Заход на посадку разрешается в режиме "ПСП"
19.6	Автомат тяги	1	1	+	+	–	Заход на посадку разрешается в автоматическом режиме при метеоминимуме 45×600. Регулирование скорости выполнять вручную
19.7	Система автоматического режима ухода на второй круг	1	2	+	+	–	Заход на посадку разрешается в автоматическом или директорном режиме при минимуме I категории. При 1-м отказе ВУ разрешается полет без ограничений
19.8	Основной авиагоризонт КВС	1	1	+	–	–	На самолетах без БКК-18 посадку произвести по усмотрению КВС на ближайшем аэродроме с благоприятными условиями погоды
19.9	Резервный авиагоризонт АГД-1С	1	1	+			
19.10	Авиагоризонт второго пилота	1	1	+			

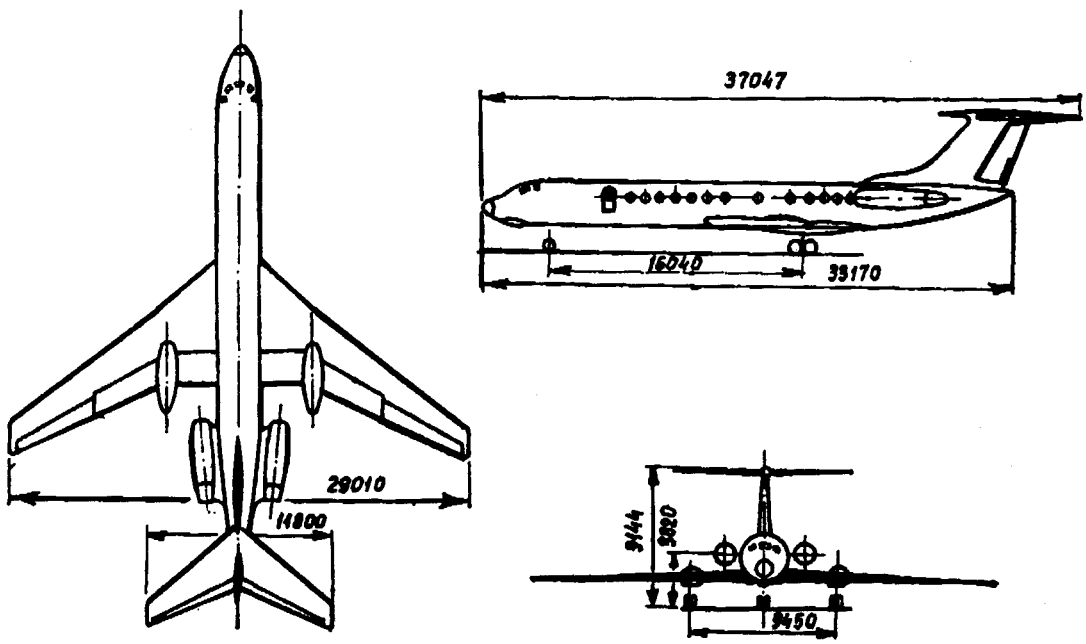
№ систем, подсистем	Отказавшие системы, агрегаты (приборы)	Общее количество систем агрегатов на самолете	Допустимое количество неисправных агрегатов на самолете	Разрешение на продолжение полета до аэродрома назначения	Разрешение на вылет до аэродрома базирования	Возможность полетов до техобслуживания по форме "Б"	Решения, рекомендации
19.11	Два авиагоризонта	3	2	+	–	–	Разрешается посадка на ближайшем аэродроме с благоприятными условиями погоды
19.12	Блок БКК-18	1	1	+	—	–	
19.13	Один указатель ЭУП-53	2	1	+	+	—	
19.14	Два указателя ЭУП-53	2	2	+	–	–	
19.15	Накопитель системы МСРП-64	2	1	+	+	–	Разрешается полет при исправном аварийном накопителе
	20. Радиоаппаратура самолетовождения						
20.1	Автоматический радиокомпас АРК-15	2	1	+	+	–	Полет разрешается при исправном втором АРК-15 и исправных РСБН-2с и "КУРС-МП-2"
20.2	Радиолокатор РОЗ-1	1	1	+	+	–	Полет разрешается при отсутствии на трассе фактической и прогнозируемой грозовой деятельности
20.3	Радиотехническая система	1	1	+	+	–	Полет разрешается при исправном автоматическом радиокомпасе АРК-15
20.4	Система ближней навигации и посадки "КУРС-МП-2"	2	1	+	+	–	При неисправности одного полукомплекта "КУРС-МП-2" разрешается продолжать полет без ограничений
	Система ближней навигации и посадки "КУРС МП-2"	2	2	+	+	–	При неисправности двух полукомплектов "КУРС-МП-2" разрешаются полет до аэродрома базирования и заходы на посадку в промежуточных и конечном аэродромах в режиме "ОСП"

№ систем, подсистем	Отказавшие системы, агрегаты (приборы)	Общее количество систем агрегатов на самолете	Допустимое количество неисправных агрегатов на самолете	Разрешение на продолжение полета до аэродрома назначения	Разрешение на вылет до аэродрома базирования	Возможность полетов до техобслуживания по форме "Б"	Решения, рекомендации
20.5	Самолетный дальномер СД-67	1	1	+	+	–	Полет разрешается только по внутрисоюзным трассам
20.6	Радиовысотомер РВ-УМ (РВ-5)	2	1	+	+	–	При отказе одного радиовысотомера разрешается полет без ограничения
	То же	2	2	+	–	–	При отказе двух радиовысотомеров разрешается полет до аэродрома базирования и заход на посадку в режиме "ПСП"
20.7	Навигационная автономная система НАС-1:	1	1				
	режим "ДИСС"			+	+	–	Система должна работать в режиме "АНУ"
	режим "АНУ"			+	+	–	Система должна работать в режиме "ДИСС"
	21. Радиоаппаратура опознавания						
21.1	Ответчик самолетный СОМ-64	1	1	+	+	–	Полет разрешается только по согласованию со службой УВД
21.2	Изделие "020М"	1	1	+	+	–	То же
	22. Радиоаппаратура связи						
22.1	УКВ радиостанция	2	1	+	–	–	Разрешается продолжать полет при одной исправной УКВ радиостанции
22.2	КВ радиостанция	1	1	+	+	–	Полет разрешается только по воздушным трассам, оборудованным исправной УКВ радиосвязью
22.3	Самолетное громкоговорящее устройство СГУ-15	1	1	+	+	–	

№ систем, подсистем	Отказавший агрегаты, прибор, неисправность	Общее количество систем, агрегатов на самолете	Допустимое количество неисправных агрегатов на самолете	Возможность полета		Решения, рекомендации
				до завершения рейса в базовом	до техобслуживания по форме "Б"	
	23. Приборы контроля двигателя					Вылет разрешается, если неисправен только канал сигнализации системы ИВ-50П (ИВ-200)*
23.1	При нажатии кнопки «Контроль» не срабатывают светосигнальные табло «Вибрация велика» «Неисправность двигателя» а стрелка указателя устанавливается в диапазоне75-95 % (75-95 мм/с)*.	2	2	+	—	
23.1а	Отказ показывающего прибора УК-68В системы ИВ-50П (ИВ-200(1)*.	2	2	+	—	Вылет разрешается, если неисправен только показывающий прибор УК-68В системы ИВ-50П (ИВ-200(1))*.
23.2	Расходомер РТСВ-10-8	2	2	+	—	Измерительная часть топливомера должна быть исправна Выключатель АЗС-2 "РАСХОДОМЕР" на правой панели АЭС должен быть установлен в выключенное положение.
	24. Система выхлопа					
24.1	Трещина на стекателях газа	2	2	+	—	Убедиться, что длина трещины не более 100 мм и нет опасности выпадения отдельных кусков материала стекателя

* Для самолетов не доработанных по бюллетеню 2134 БУ-Г.

8.3.1. ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ МАТЕРИАЛЫ



Общий вид самолета Ту-134(А,Б)

Основные геометрические и регулировочные данные самолета

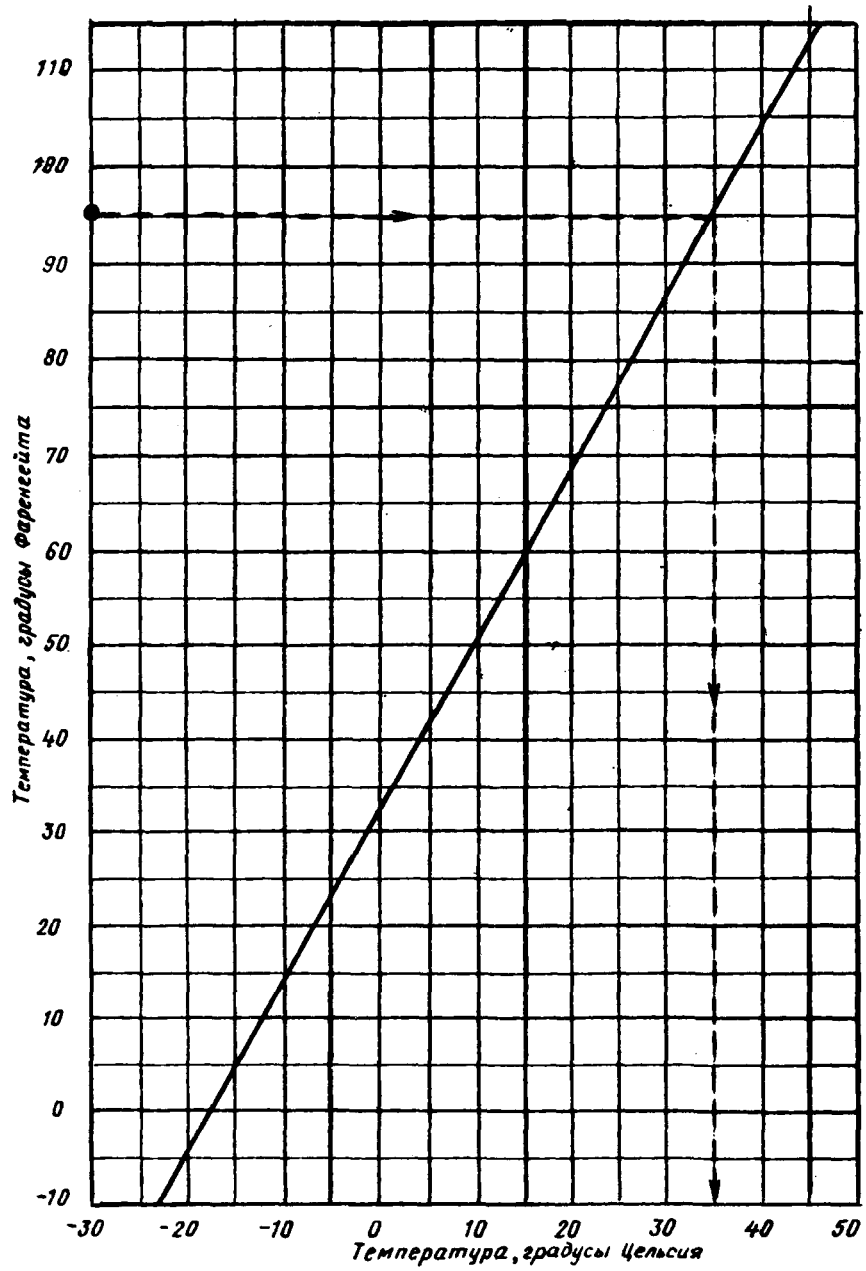
Фюзеляж	
Длина фюзеляжа, м	33,17
Максимальный диаметр, м	2,9
Площадь миделя фюзеляжа, м^2	6,602
Габариты входной двери пассажирского салона, м	0,7×1,61
Высота порога входной двери от земли, м	2,415
Габариты грузового люка, м	0,95×1,22
Высота порога грузового люка от земли, м	2,341
Крыло	
Средняя аэродинамическая хорда крыла САХ, м	4,318

Шасси

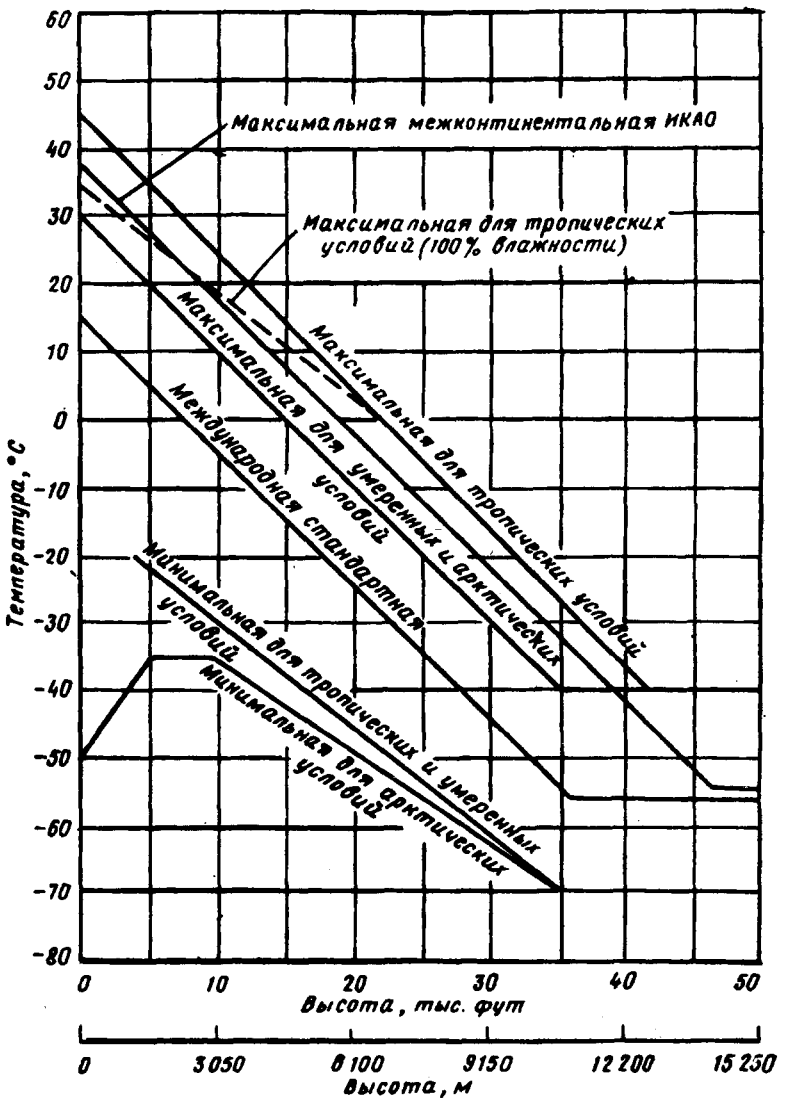
Ширина колеи, м	9,45
Продольная база, м	16,04
Размеры основных колес, мм	930×305
Размеры передних колес, мм	660×200

Отклонение органов управления для всех модификаций

Руль высоты, град:	
вверх	22±1
вниз	16−1
Триммер руля высоты, град.:	
от тросового (ручного) управления	±8±0,5
от электромеханизма:	
вверх	3±0,5
вниз	4±0,5
Руль направления, град.:	
влево	25±1
вправо	25±1
Триммер РН, град.	±1,5±0,5
Элероны, град.:	
вверх	19±1
вниз	19±1
Триммер элеронов, град.	±3±0,5
Угол тангажа при посадке, при котором происходит касание земли хвостовой частью самолета, град.	13
Угол крена, при котором происходит одновременное касание земли крылом и стойкой шасси, град.	9



Перевод температуры из градусов шкалы Фаренгейта в градусы шкалы Цельсия



Характеристики стандартных климатических условий (температура, высота)