

МИНИСТЕРСТВО ОБОРОНЫ СССР

„ВВЕСТИ В ДЕЙСТВИЕ“

Командующий

военно-транспортной авиацией ВВС

генерал-лейтенант авиации

Г. ПАКИЛЕВ

30 марта 1971 г.



ИНСТРУКЦИЯ ЭКИПАЖУ САМОЛЕТА Ан-12

ТЕХНИКА ПИЛОТИРОВАНИЯ

Ордена Трудового Красного Знамени
ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ СССР
МОСКВА — 1971

С выходом настоящей Инструкции ранее изданные Инструкция экипажу самолета Ан-12 (Ан-12А, Ан-12Б), Воениздат, 1965 г., дополнения и изменения к ней утрачивают силу и подлежат уничтожению на местах установленным порядком.

ИНСТРУКЦИЯ ЭКИПАЖУ САМОЛЕТА Ан-12
Под наблюдением полковника *Чивкунова П. К.*, инженер-подполковника
Кореницина Н. А. и редактора *Медведева И. М.*
Технический редактор *Медведева Р. Ф.*
Корректор *Кузьмина М. И.*

Г-83082

Сдано в набор 18.12.70 г. Подписано в печать 9.4.71 г.
Формат бумаги 60×90¹/₈ — 23 печ. л. — 23 усл. печ. л. — 23 уч.-изд. л.
Изд. № 7/4419 Бесплатно Зак. 343.



Ордена Трудового Красного Знамени
Военное издательство Министерства обороны СССР
Москва, К-160
2-я типография Воениздата
Ленинград, Д-65, Дворцовая пл., 10.

Настоящая Инструкция написана на основании Инструкции экипажу самолета Ан-12 (Ан-12А, Ан-12Б), изд. 1965 г., с учетом конструктивных изменений самолета Ан-12, накопленного опыта эксплуатации его в строевых частях, а также с учетом особенностей эксплуатации самолетов Ан-12П, Ан-12А, Ан-12АП, Ан-12Б, Ан-12БП(БК).

Инструкция предназначена для летного состава, изучившего авиационную технику самолета Ан-12 и допущенного к полетам.

В Инструкции изложены: действия экипажа на различных этапах полета, основные параметры, определяющие исправную работу оборудования, а также порядок действия экипажа при эксплуатации самолета в нормальных условиях и в особых случаях.

Выполнение требований, изложенных в данной Инструкции, обязательно для летного и инженерно-технического состава, эксплуатирующего самолеты Ан-12.

При выполнении полетов на десантирование и транспортировку войск, техники и грузов, а также при перевозке раненых и больных экипаж дополнительно должен руководствоваться Инструкцией по боевому применению самолета Ан-12.

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.		Стр.
Глава I. Лётно-технические характеристики самолета	5	Посадка с боковым ветром	48
Назначение самолета	—	Посадка самолета с предельно передней и предельно задней эксплуатационными центровками	49
Основные данные самолета	—	Посадка с убранными закрылками	—
Геометрические данные	—	Заруливание на стоянку и останов двигателя	—
Весовые и центровочные данные	6	Полет по маршруту	50
Основные лётные данные	—	Набор высоты эшелона	—
Взлетные и посадочные данные	7	Горизонтальный полет на заданном эшелоне	—
Данные винта АВ-68И	—	Дальность и продолжительность полета	52
Топливная и масляная системы	—	Снижение	—
Лётные и эксплуатационные ограничения	—	Особенности пилотирования самолета в сложных метеорологических условиях днем и ночью	53
Аэродинамические особенности самолета	9	Общие положения	—
Общие сведения	—	Заход и расчет на посадку по большой коробочке с использованием системы ОСП	—
Аэродинамические характеристики самолета	10	Заход и расчет на посадку по курсо-глиссадной системе	54
Особенности работы горизонтального оперения на самолете Ан-12 на предпосадочном планировании и на посадке	16	Полеты ночью	56
Особенности полета в условиях обледенения	17	Особенности эксплуатации самолета при полетах с грунтовыми и заснеженными взлетно-посадочными полос	57
Особенности в работе РУД на предпосадочном планировании и посадке	18	Общие положения	—
Глава II. Подготовка самолета к полету	19	Руление	58
Предполетный осмотр и проверка оборудования самолета членами экипажа	—	Взлет	—
Командир экипажа	—	Посадка	59
Помощник командира экипажа	23	Особенности эксплуатации самолета в жарком климате и на высокогорных аэродромах	—
Штурман экипажа	24	Выполнение полетов в условиях низких атмосферных давлений (на высокогорных аэродромах)	60
Старший бортовой техник	—	Особенности эксплуатации самолета со старто-финишных площадок и металлических взлетно-посадочных полос	—
Воздушный радист	30	Полеты с использованием СФП	62
Бортовой техник по авиационному и десантному оборудованию	32	Полеты с МВПП	—
Воздушный стрелок	33	Особенности полетов на малых высотах	—
Подготовка к запуску двигателей	34	Общие положения	—
Автономный запуск двигателей	35	Подготовка к полетам	63
Подготовка к запуску и запуск турбогенераторной установки ТГ-16 (ТГ-16М)	—	Выполнение полетов	64
Запуск двигателей от турбогенератора ТГ-16	36	Стрельба по наземным целям из кормовой установки	65
Запуск двигателей от аэродромных источников электроэнергии	37	Особые случаи при полетах на малой высоте	—
Прогрев, опробование и останов двигателей	38	Отказ крайнего двигателя	—
Прогрев двигателей	—	Аварийное покидание самолета	66
Опробование двигателей	39	Выполнение полетов с применением ПНК-1	—
Останов двигателей	41	Полет по углу доворота (по запрограммированному маршруту)	—
Запуск и опробование двигателей техническим экипажем	—	Полет по заданному путевому углу (режим директорного управления)	67
Глава III. Выполнение полетов	43	Полет с использованием РСБН-2 (режим директорного управления)	—
Пилотирование самолета днем в простых метеорологических условиях	—	Заход на посадку с помощью директорного управления системы «Привод-В»	68
Подготовка к выруливанию	—	Выполнение большой коробочки	—
Руление	—	Выполнение предпосадочного маневра с выходом (вписыванием) в одну из сторон большой коробочки	69
Подготовка к взлету	44	Выполнение захода на посадку с прямой	—
Полет по кругу	—		
Взлет самолета	—		
Взлет с боковым ветром	45		
Взлет с предельно передней и предельно задней эксплуатационными центровками	46		
Набор высоты круга, горизонтальный полет, предпосадочное планирование	—		
Посадка	47		
Уход на второй круг	48		

	Стр.		Стр.
Глава IV. Действия экипажа в особых случаях полета	70	Управление закрылками	116
Отказ двигателя в полете	—	Управление аварийным люком экипажа	117
Отказ двигателя на разбеге при скорости, меньшей скорости отрыва самолета	71	Управление створками люка ЦОСАБ	—
Отказ двигателя после отрыва самолета	—	Управление створками грузового люка	118
Полет по кругу и посадка при трех работающих двигателях	—	Управление кормовым (аварийным) люком	119
Отказ двигателя (двигателей) в полете	72	Управление стеклоочистителями	—
Заход на посадку и посадка при одностороннем отказе двух двигателей в полете (винты отказавших двигателей зафлюгированы)	73	Подключение топлива в систему питания ручного насоса	—
Уход на второй круг при двух неработающих двигателях с одной стороны	—	Эксплуатация высотного оборудования	—
Останов и запуск двигателя в полете	74	Состав и назначение оборудования	—
Полет при авторотирующем винте внешнего двигателя	75	Подготовка к полету	120
Заход на посадку и посадка самолета с авторотирующим винтом внешнего двигателя	76	Проверка работы воздушной sireны	121
Пилотирование самолета при отказе внешнего двигателя на предпосадочном планировании при высоте менее 150 м	77	Эксплуатация системы кондиционирования в полете	—
Техника пилотирования самолета на больших углах атаки и в болтанку	—	Преодоление зон, зараженных химическими и радиоактивными веществами	123
Полет с открытыми люками	80	Возникновение пожара на двигателях или появление дыма и гари в кабинах	—
Особенности пилотирования самолета с открытым грузовым люком при центровках 38—40% САХ	—	Эксплуатация противообледенительных систем	124
Пожар на самолете в воздухе	—	Назначение систем	—
Посадка с неисправным шасси	81	Проверка исправности противообледенительных систем	—
Отказы высотного оборудования	82	I. Работы по проверке исправности противообледенительных систем, выполняемые до запуска двигателей при подключенных на борт аэродромных источниках электроэнергии	—
Вынужденная посадка самолета на воду	—	II. Работы по проверке исправности противообледенительных систем, выполняемые после запуска двигателей	127
Вынужденное покидание самолета экипажем с применением парашютов	83	Эксплуатация противообледенительных систем в полете	128
Покидание самолета в полете при отказе механизмов открытия аварийных люков	84	Памятка экипажу по эксплуатации противообледенительных систем	131
Глава V. Обязанности членов экипажа в полете	85	<u>Электрооборудование самолета</u>	132
Обязанности штурмана экипажа	—	Общие положения	—
Обязанности старшего бортового техника	88	Электросистема постоянного тока	—
Обязанности воздушного радиста	89	Электросистема переменного тока 115 в 400 гц	134
Обязанности бортового техника по авиационному и десантному оборудованию	90	Электросистема переменного тока 36 в 400 гц	136
Обязанности воздушного стрелка	—	Система питания мембранно-анерсидных приборов	—
Глава VI. Эксплуатация систем самолета	92	Авиагоризонт АГД-1	137
Эксплуатация топливной системы	—	Курсовая система КС-6Г	138
Заправка самолета топливом	—	Астрокомпас ДАК-ДБ-5	140
Проверка топливомеров перед полетом	—	Эксплуатация автопилота АП-28Д1	141
Управление порядком выработки топлива в полете	95	Назначение АП-28Д1	—
Очередность выработки топлива на самолетах Ан-12П, Ан-12АП, Ан-12БП (БК) в полете при полной заправке	96	Проверка автопилота перед полетом	142
Особенности расходования топлива из дополнительных баков	—	Пилотирование самолета с помощью автопилота	143
Неисправности топливной системы в полете	97	Особые случаи управления самолетом с помощью автопилота	144
Эксплуатация масляной системы	101	Навигационная автономная система НАС-1Б1-28	—
Назначение и состав масляной системы	—	Кислородное оборудование	146
Заправка маслобаков	102	<u>Радиоэлектронное оборудование самолетов</u>	149
Управление маслосистемой	—	Радиолокационное оборудование	153
Система термостружкосигнализации двигателя	103	Радиолокационный прием РБП-3	—
Эксплуатация противопожарной системы	—	Фотоприставка ФАРМ-2	156
Общие сведения	—	Станция ПДСП-2С	157
Проверка исправности системы пожаротушения и пожарной сигнализации	104	Самолетный ответчик СОД-57М	158
Подготовка системы НГ перед выполнением боевого полета	106	Станция предупреждения СПО-3	—
Управление системой НГ в полете	108	Рентгенометр ДП-3 (ДП-3Б)	159
Управление системой пожаротушения при пожаре	—	Аппаратура речевых сообщений РИ-65	—
Эксплуатация гидравлической системы	110	Прицельно-навигационный комплекс ПНК-1	—
Состав гидравлической системы	—	Проверка комплекса ПНК-1 в период предполетной подготовки к вылету	161
Правая система	—	Комплексная проверка ПНК-1	164
Левая система	—	Установка исходных данных и включение ПНК-1 перед вылетом	—
Система ручного насоса	—	Определение центровки самолетов типа Ан-12	165
Управление шасси	111	Определение центровки самолетов Ан-12, Ан-12А, Ан-12Б, Ан-12БП (БК) с помощью центровочного графика	—
Управление тормозами колес	116	Приложение. Перечень команд и докладов членов экипажа по внутренней связи (СПУ) на самолетах типа Ан-12	170
		Лист учета внесенных в Инструкцию изменений и дополнений	175

Глава I

ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

НАЗНАЧЕНИЕ САМОЛЕТА

Военно-транспортный самолет Ан-12 и его модификации Ан-12П, Ан-12А, Ан-12АП, Ан-12Б, Ан-12БП (БК) (рис. 1) предназначены для десантирования парашютным и посадочным способами воздушнодесантных войск,

артиллерийской, инженерной и другой боевой техники, для транспортировки войск и различных грузов, а также для перевозки раненых и больных на унифицированных армейских носилках.



Рис. 1. Общий вид самолета Ан-12

Самолет Ан-12 представляет собой свободнонесущий моноплан с высокорасположенным прямым крылом и однокилевым вертикальным оперением.

Силовая установка самолета включает четыре турбовинтовых двигателя АИ-20 взлетной мощностью по 4000 э. л. с. (4250 э. л. с. для АИ-20М) каждый с винтами АВ-68И диаметром 4,5 м.

ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

Геометрические данные

Длина самолета	33,1 м	Расстояние от порога грузового пола до земли	1,414 м
Размах крыла	38,0 м	Габаритные размеры грузовой кабины:	
Высота на стоянке	10,525 м	длина	13,5 м
Расстояние от конца лопасти воздушного винта до земли при стоянке самолета	1,89 м	ширина (между шпангоутами 25—30)	3 м

высота (под центропланом)	2,4 м
Ширина грузового люка (максимальная по шпангоуту 43)	2,95—3,10 м
Длина грузового люка	7,67 м
Размеры входной двери	800×1430 мм
Площадь крыла с надфюзеляжной частью	121,73 м ²
Угол установки крыла	+4°
Колея шасси (по осям амортизационных стоек)	4,92 м
Минимальный радиус разворота при рулежке	13,75 м
Углы отклонения руля высоты:	
вверх	28±1°
вниз	15±1°
Углы отклонения триммера руля высоты (вверх и вниз)	12±1°
Углы отклонения руля направления (вправо и влево)	25±1°
Углы отклонения триммера руля направления (вправо и влево)	(15±1)° ÷ (18,5±1)°
Углы отклонения сервокомпенсатора руля направления	13°30'±1°
Углы отклонения элеронов:	
вверх	25±1°
вниз	15±1°
Углы отклонения триммера сервокомпенсатора элеронов:	
как триммера (вверх и вниз)	6±1°
как сервокомпенсатора:	
вверх	9,75°
вниз	16,2°

Весовые и центровочные данные

Наименование данных и единицы измерения	Ан-12	Ан-12П	Ан-12А	Ан-12АП	Ан-12Б	Ан-12БП (БК)
Максимальный взлетный вес, т	56	56	56	56	61	61
Нормальный взлетный вес, т	54	54	54	54	54	54
Максимальный посадочный вес, т	56	56	56	56	58	58
Нормальный посадочный вес, т	50	50	50	50	50	50
Максимальная десантная нагрузка, т	14,5	13,8	13	12,3	20	20

Примечания: 1. Вес пустого самолета для каждого самолета берется из формуляра.
2. Для самолетов Ан-12, Ан-12П, Ан-12А, Ан-12АП с усиленной панелью центроплана весовые данные аналогичны самолету Ан-12Б.

Центровка пустого самолета (для каждого самолета берется из формуляра самолета)	21—28%САХ
Предельно передняя эксплуатационная центровка для взлетного веса:	
до 56 т	16%САХ
свыше 56 т	18%САХ
Предельно задняя эксплуатационная центровка	32%САХ
Рекомендуемая центровка	22—28%САХ

Основные летные данные

Максимальная горизонтальная скорость на высоте 8000 м для среднего полетного веса 54 т:

на максимальном режиме работы двигателей	660 км/ч
на номинальном режиме работы двигателей	630 км/ч

Примечание. При включении обогрева воздухозаборников и входных направляющих аппаратов двигателей максимальные горизонтальные скорости полета уменьшаются на 13—21 км/ч в зависимости от режима работы двигателей и полетного веса самолета.

Максимальная вертикальная скорость у земли на номинальном режиме работы двигателей при $G_{взл}=54$ т	9,6 м/сек
---	-----------

✓ Практический потолок (номинальный режим) при $G_{взл}$:

54 т	10 000 м
56 т	9 600 м
58 т	9 300 м
61 т	9 000 м

Время набора практического потолка при $G_{взл}$:

54 т	46,5 мин
61 т	45,7 мин

Практический потолок (на номинальном режиме работы двух двигателей) при $G_{взл}=47$ т

✓ Практический потолок (на номинальном режиме работы трех двигателей) при $G_{взл}$:

51 т	8 400 м
58 т	7 100 м
61 т	6 400 м

Максимальная практическая дальность и соответствующая ей продолжительность полета на высоте 8000 м при гарантийном запасе топлива 1600 кг равны:

С двигателями
АИ-20А
и АИ-20К С двигателем
АИ-20М

для самолета Ан-12
при $G_{взл}=54$ т,
 $G_{дес}=9830$ кг и
заправке топли-
ва 10900 кг . . . 2320 км и 2460 км и
4 ч 35 мин 4 ч 47 мин

для самолета
Ан-12А при
 $G_{взл}=56$ т,
 $G_{дес}=8120$ кг и
заправке топли-
ва 12480 кг . . . 2760 км и 2910 км и
5 ч 21 мин 5 ч 36 мин

для самолета
Ан-12Б при
 $G_{взл}=56$ т,
 $G_{дес}=6080$ кг и
заправке топли-
ва 14650 кг . . . 3450 км и 3630 км и
6 ч 38 мин 6 ч 56 мин

для самолета
Ан-12Б при
 $G_{взл}=61$ т,
 $G_{дес}=10680$ кг и
заправке топли-
ва 14650 кг . . . 3270 км и 3400 км и
6 ч 19 мин 6 ч 33 мин

для самолета
Ан-12БП при
 $G_{взл}=61$ т,
 $G_{дес}=1470$ кг и
заправке топли-
ва 22050 кг . . . 5590 км и 5840 км и
10 ч 31 мин 11 ч 00 мин

для самолета
Ан-12П (с под-
польными бака-
ми) при $G_{взл}=$
 $=54$ т и заправ-
ке топлива
18300 кг . . . 4690 км и 4980 км и
9 ч 00 мин 9 ч 23 мин

для самолета
Ан-12АП (с под-
польными бака-
ми и усиленной
панелью центро-
плана) при
 $G_{взл}=61$ т и за-
правке топлива
19900 кг . . . 4900 км и 5110 км и
9 ч 16 мин 9 ч 40 мин

Взлетные и посадочные данные

Длина разбега при

$G_{взл}$:

54 т	830 м
56 т	920 м
61 т	1230 м

Скорость отрыва
при $G_{взл}$:

54 т	220 км/ч
56 т	220 км/ч
61 т	240 км/ч

Длина пробега при

$G_{пос}$:

50 т	850 м
52 т	910 м
58 т	1040 м

Скорость приземле-
ния при $G_{пос}$:

50 т	215 км/ч
58 т	230 км/ч

Данные винта АВ-68И

Диаметр винта	4,5 м
Вес винта	397 кг \pm 2%
Направление вращения . . .	Левое
Число оборотов	1074 об/мин

Топливная и масляная системы

Топливо для двигателя (ра- бочее и пусковое)	Т-1; Т-2; ТС-1 и их смеси
Сорт масла	Смесь 75% МК-8 или трансформа- торного и 25% МС-20 или МК-22

Общая емкость маслоси- стемы	110 л
Максимальное количество масла, заправляемое в каждый бак	58 л (52 л для АИ-20М)

Минимальное количество ма- сла, при котором загорает- ся сигнальная лампочка . . .	32 л (по МЭС-1687В) или 29 л (по МЭС-1687Г)
--	--

Расход масла	Не более 1,2 кг/ч для АИ-20А Не более 0,8 кг/ч для АИ-20К и АИ-20М
------------------------	--

ЛЕТНЫЕ И ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

1. Максимальный взлетный вес самолетов Ан-12, Ан-12П, Ан-12А, Ан-12АП, Ан-12Б и Ан-12БП (БК) с усиленными панелями центроплана — 61 т. Посадочный вес самолетов с усиленными панелями центроплана — не более 58 т.

В необходимых случаях разрешается производить посадку с посадочным весом 61 т с последующим осмотром узлов шасси.

2. Максимальный взлетный и посадочный вес самолетов Ан-12, Ан-12П, Ан-12А, Ан-12АП с неусиленной панелью центроплана — 56 т.

в горизонтальном полете, ни при планировании) $V_{i\text{ пред}} = 560 \text{ км/ч}$, что соответствует приборной скорости $V_{\text{пр. пред}} = 590 \text{ км/ч}$.

Расчетная предельная индикаторная скорость для самолетов Ан-12 всех модификаций $V_{i\text{ макс}} = 610 \text{ км/ч}$.



Рис. 2. Ограничения приборной скорости полета самолетов Ан-12 по высотам (из условия допустимого числа М и скоростного напора)

3. Максимальный взлетный вес самолета Ан-12 при эксплуатации на старто-финишных площадках (СФП) из плит К-1Д размером $400 \times 24 \text{ м}$ при прочности грунта не менее 4 кг/см^2 и на металлических взлетно-посадочных полосах (МВПП) из плит К-1Д размером $1500 \times 21 \text{ м}$ при прочности грунтового основания не менее $2,5 \text{ кг/см}^2$ — 54 т, а посадочный вес — до 52 т при боковой составляющей ветра не более 7 м/сек.

4. Взлет и посадку самолета производить при боковом ветре не более 15 м/сек под углом 90° к ВПП. Предельно допустимая скорость бокового ветра других направлений не должна превышать следующих величин:

Угол между направлением ветра и осью ВПП, град . .	90	80	70	60	50	40	30	20	10	0
Максимально допустимая скорость ветра, м/сек	15	15	15	15	16	17	20	25	30	30

5. Запрещается производить взлет и полет при положении воздушных винтов «Снят с упора».

6. Предельно допустимое число М по прибору $M_{\text{пр}} = 0,7$.

7. Наибольшая индикаторная скорость для длительных режимов в эксплуатации $V_i = 460 \text{ км/ч}$, что соответствует осредненной для всех высот приборной скорости $V_{\text{пр}} = 480 \text{ км/ч}$. Предельно допустимая индикаторная скорость в эксплуатации (не должна превышать ни

График ограничений приборных скоростей самолетов Ан-12 всех модификаций по высотам приведен на рис. 2.

Полет на скоростях $V_i = 560 \div 610 \text{ км/ч}$ разрешается выполнять только в исключительных случаях, например при экстренном снижении или при испытаниях.

Примечание. При выдерживании ограничений по $V_{\text{пр}}$, $M_{\text{пр}}$ следует учитывать инструментальную поправку. На рис. 2 под $V_{\text{пр}}$ понимается показание указателя скорости КУС-1200 по широкой стрелке плюс инструментальная поправка прибора; под $M_{\text{пр}}$ — показание указателя числа М плюс инструментальная поправка прибора. Необходимо помнить, что между приборной и индикаторной скоростями существует следующая зависимость:

$$V_i = V_{\text{пр}} + \delta V_{\text{инстр}} + \delta V_a + \delta V_{\text{сж}}$$

где V_i — индикаторная скорость полета;

$V_{\text{пр}}$ — приборная скорость полета без учета поправок;

$\delta V_{\text{инстр}}$ — инструментальная поправка к показаниям приборной скорости КУС-1200, снимаемая с графика, находящегося на борту самолета;

δV_a — аэродинамическая поправка (средние значения для самолета Ан-12 всех модификаций приведены в табл. 1);

$\delta V_{\text{сж}}$ — поправка на сжимаемость (всегда отрицательная) зависит от высоты и скорости полета и не зависит от типа самолета (значения $\delta V_{\text{сж}}$ определяются по специальным номограммам и приведены в табл. 2).

Приборная скорость с учетом инструментальной и аэродинамической поправок (без $\delta V_{\text{сж}}$) называется индикаторной земной скоростью:

$$V_{i\text{ зем}} = V_{\text{пр}} + \delta V_{\text{инстр}} + \delta V_a$$

Истинная скорость полета $V_{ист}$ равна индикаторной скорости полета V_i , умноженной на высотный коэффициент $\frac{1}{\sqrt{\Delta}}$, т. е.

$$V_{ист} = V_i \frac{1}{\sqrt{\Delta}},$$

где $\Delta = \frac{\rho_H}{\rho_0}$ — относительная плотность воздуха.

Таблица 1

$V_{пр. км/ч}$	250	270	300	350	400	450	500
δV_a при $\delta_z = 0^\circ$, км/ч	-4	-5	-6	-8	-10	-13	-15
δH_a при $\delta_z = 0^\circ$ на высоте до 500 м, м	-10	-12	-15	-20	-35	-50	-65
δH_a при $\delta_z = 0^\circ$ на высоте 6000 м, м	-15	-20	-25	-45	-60	-85	-115
δH_a при $\delta_z = 0^\circ$ на высоте 8000 м, м	-17	-25	-30	-50	-75	-110	-145
δH_a при $\delta_z = 0^\circ$ на высоте 10 000 м, м	-20	-30	-40	-65	-100	-140	-180

Примечания: 1. При выпуске закрылков в посадочное положение аэродинамические поправки указателя скорости δV_a увеличиваются по абсолютной величине на 5 км/ч; аэродинамические поправки барометрического высотомера δH_a также увеличиваются по абсолютной величине и на приборных скоростях полета 250—300 км/ч на малых высотах полета достигают соответственно значений —20 м и —30 м.

2. Аэродинамические поправки для высотомера δH_a необходимы для точного поддержания высоты эшелона в маршрутных полетах.

Таблица 2

$V_{i зем. км/ч}$	$\delta V_{сж}$ в км/ч при H					
	0 м	2000 м	4000 м	6000 м	8000 м	10000 м
300	0	-1	-2	-3	-4	-6
350	0	-1	-3	-4	-6	-9
400	0	-2	-4	-6	-9	-13
460	0	-2	-5	-8	-14	-20
560	0	-4	-8	-15	-23	-33

8. Максимально допустимая приборная скорость полета с открытым грузовым люком — 520 км/ч.

9. Максимально допустимая приборная скорость полета при уборке и выпуске шасси (закрылки убраны) — 350 км/ч.

10. Максимально допустимая приборная скорость с выпущенными закрылками:

при взлетном угле 25° — 340 км/ч;

при посадочном угле 35° — 300 км/ч.

11. Минимально допустимая в эксплуатации скорость полета по прибору при убранном шасси и закрылках при полетном весе более 54 т — 320 км/ч до высоты 6000 м и 340 км/ч от высоты 6000 м до практического потолка;

при полетном весе менее 54 т — соответственно 280 и 300 км/ч.

12. Максимальные углы крена на виражах и разворотах не должны превышать 30° .

13. Рулевое управление передними колесами разрешается использовать при движении самолета по земле со скоростью до 50 км/ч.

Примечание. В особых случаях, когда имеется угроза столкновения с препятствием или невозможно удержать самолет на ВПП с помощью тормозов, разрешается использовать рулевое управление передними колесами до скорости 150 км/ч.

14. Предельные эксплуатационные центровки:

предельно передняя — 16% САХ (при $G_{взл} \leq 56$ т);

предельно передняя — 18% САХ (при $G_{взл} > 56$ т);

предельно задняя — 32% САХ.

При полетах с использованием СФП центровка должна быть более 20% САХ (рекомендуемая центровка 25—28% САХ).

14а. Максимально допустимые перегрузки в центре тяжести самолета в зависимости от полетного веса равны:

Вес самолета, т	60	50	40
$n_{ц. т. доп}$	2,2	2,5	2,8

15. Максимальное избыточное давление в гермокабинах самолета — не более 0,42 кг/см².

16. При открытии аварийного люка передней гермокабины (экипаж не покидает самолет) дверь выхода в грузовую кабину (на шпангоуте № 13) должна быть закрыта.

17. Режимы работы двигателя АИ-20 на земле приведены в табл. 3.

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ САМОЛЕТА

Общие сведения

Высокопланная схема самолета обеспечивает высокое аэродинамическое качество за счет уменьшения вредной интерференции крыла с фюзеляжем и улучшает характеристики продольной устойчивости самолета на больших углах атаки. Значение коэффициента лобового сопротивления $c_{хвр. мин} = 0,0355$. При удлинении крыла $\lambda = 11,85$ аэродинамическое качество самолета $K_{макс} = 15$.

Высокопланная схема самолета с двигателями, расположенными на крыле, предохраняет воздушные винты, лопасти компрессора и турбины от повреждений, что особенно важно при эксплуатации самолета на грунтовых аэродромах. Высокопланная схема обеспечивает лучшие условия при вынужденной посадке самолета на воду, а также гарантирует большую безопасность при посадке с убраным шасси.

Таблица 3

Наименование режима	Параметры, общие для всех серий двигателей АИ-20			Параметры двигателей АИ-20					
	положение РУД, град по УПРТ	обороты двигателя, % (об/мин)	время непрерывной работы двигателя, мин	4-й серии (АИ-20А)		5-й серии (АИ-20К)		6-й серии (АИ-20М)	
				часовой расход топлива, кг/ч	температура газа за турбиной, °С (не более)	часовой расход топлива, кг/ч	температура газа за турбиной, °С (не более)	часовой расход топлива, кг/ч	температура газа за турбиной, °С (не более)
Взлетный	100 ± 4 -2	94,8—95,5 (12210—12300)	Не более 15	1040 ± 10 -25	470 при $t_{н.в} \leq 15^\circ \text{C}$, 520 при $t_{н.в} > 15^\circ \text{C}$	1045 ± 10 -25	510 при $t_{н.в} \leq 15^\circ \text{C}$, 560 при $t_{н.в} > 15^\circ \text{C}$	1020 ± 10 -25	510 при $t_{н.в} \leq 15^\circ \text{C}$, 560 при $t_{н.в} > 15^\circ \text{C}$
Номинальный	84 ± 2	То же	Не ограничено	950 ± 25	440	940 ± 25	470	902 ± 25	475
0,85 номинального	72 ± 2	"	То же	870 ± 25	420	850 ± 25	450	830 ± 25	450
0,7 номинального	62 ± 2	"	"	—	420	775 ± 25	450	—	450
0,6 номинального	50 ± 2	"	"	—	420	—	450	—	450
0,4 номинального	35 ± 2	"	"	—	420	—	450	—	450
0,2 номинального	Не менее 20	"	"	—	420	—	450	—	450
Малый газ	0	80,5—82,5 (10350—10600)	Не более 30	—	420	—	450	—	450

Примечание: Для всех серий двигателей АИ-20:

1. Значения расходов топлива указаны для условий $P_n = 760 \text{ мм рт. ст.}$, $t_{н.в} \leq +25^\circ \text{C}$.
2. Давление масла в системе двигателя должно быть на малом газе 4—5,5 кг/см² и на остальных режимах 5—5,5 кг/см².
3. Температура масла на входе в двигатель:
 - минимально допустимая для начала опробования и руления $+20^\circ \text{C}$;
 - минимально допустимая для начала взлета и полета $+40^\circ \text{C}$;
 - рекомендуемая $70\text{—}80^\circ \text{C}$;
 - максимальная 90°C (не более 15 мин).
4. При работе двигателя на земле на режиме 0,2 номинального и ниже при полностью открытых створках маслорадиатора температура масла на входе в двигатель допускается 100°C (не более 15 мин).
5. Время работы двигателя в % от ресурса:
 - а) для двигателей АИ-20 4-й и 5-й серий (с ресурсом до 2000 ч):
 - на взлетном режиме не более 4%;
 - на номинальном режиме не более 32%;
 - б) для двигателя АИ-20М:
 - на взлетном режиме не более 2,5%;
 - на номинальном режиме не более 32%.

На остальных режимах для всех серий двигателя АИ-20 время работы без ограничения в пределах ресурса работы двигателя.

Преимуществом высокоплана является также низкое расположение фюзеляжа, что упрощает и ускоряет загрузку самолета, особенно крупногабаритными грузами. Недостатком высокопланной схемы является то, что основное шасси невозможно разместить в гондолах силовых установок ввиду больших потребных размеров амортизационных стоек. Установка шасси на фюзеляже в обтекателях уменьшила колею шасси, что несколько ухудшило поперечную устойчивость самолета на земле, особенно при разбеге и пробеге при боковом ветре.

Кроме того, обслуживание двигателей и крыла у высокоплана труднее, чем у низкоплана, так как требуются стремянки и другие приспособления большой высоты. Крыло самолета составлено из профилей С-5-18, С-3-16 и С-3-14, которые обладают хорошими несущими свойствами при небольшом лобовом сопротивлении. Аэродинамическая компоновка кры-

ла, при которой более несущие профили С-3-14 расположены на конце крыла, а менее несущие С-3-16 — на 0,676 полуразмаха крыла и С-5-18 — в корневой части крыла, обеспечивает получение удовлетворительных характеристик устойчивости и управляемости самолета на больших углах атаки.

Аэродинамические характеристики самолета

На рис. 3 и 4 приведены зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки крыла $c_y = f(\alpha)$, коэффициента лобового сопротивления от коэффициента подъемной силы (поляра), качества самолета от угла атаки крыла $K = c_y/c_x = f(\alpha)$ при малых числах М. Зависимостям при убранной механизации крыла ($\delta_3 = 0^\circ$) соответствует убранное положение шасси; при взлетном положении закрылков ($\delta_3 = 25^\circ$) и посадочном положении ($\delta_3 = 35 \div 45^\circ$) шасси выпущено.

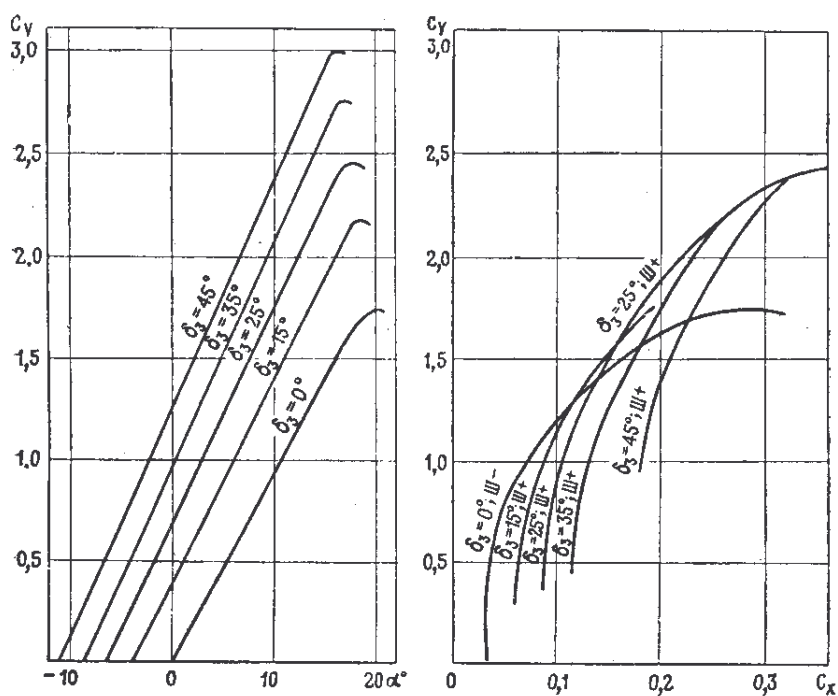


Рис. 3. Зависимости $c_y = f(\alpha)$ и $c_y = f(c_x)$ самолета при $M=0,25$ вдали от земли при различных отклонениях закрылков

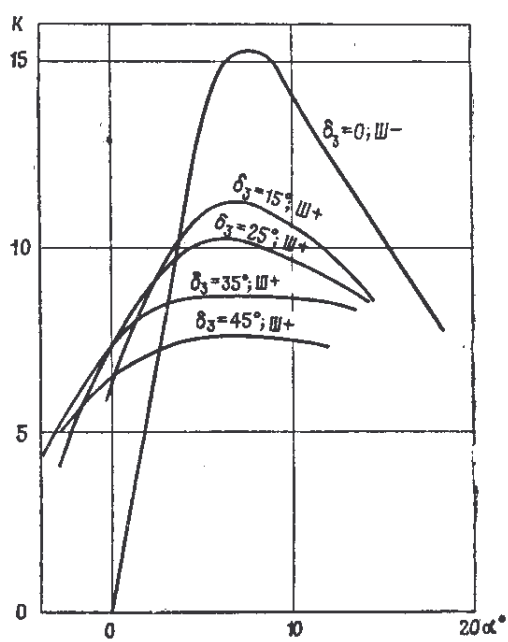


Рис. 4. Изменение качества самолета по углу атаки при малых числах M вдали от земли

На рис. 5, 6, 7 и 8 даны кривые $c_x=f(M, c_y)$, $K=f(\alpha, M)$, $c_y=f(\alpha, M)$, $c_{y_{\max}}=f(M, \delta_3)$, $c_{y_{\text{доп}}}=f(M)$, $\alpha_{\max}=f(M)$, $\alpha_{\text{доп}}=f(M)$. Из рисунков видно, что во всем диапазоне скоростей и высот полета сжимаемость воздуха не

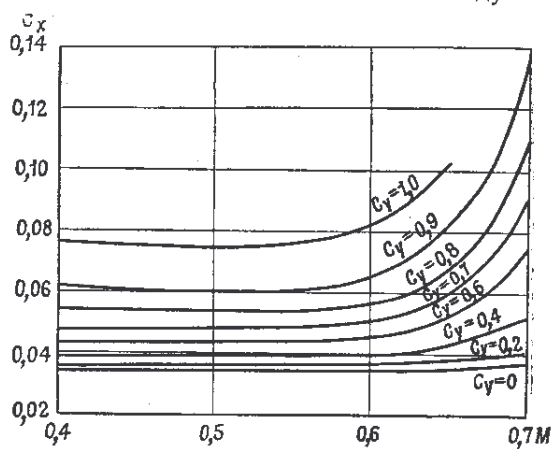


Рис. 5. Зависимости $c_x=f(M, c_y)$, рассчитанные по результатам продувок в трубе Т-106М (пересчет с модели Ан-10); $\delta_3=0$

оказывает влияния на коэффициент сопротивления самолета. Поляры самолета построены по продувкам модели самолета в аэродинамических трубах и не учитывают влияния работающих двигателей. Кривые $c_y=f(\alpha)$ получены по результатам продувок и специальных летных испытаний.

На рис. 9 показано изменение угла атаки нулевой подъемной силы крыла и наклона кривой $c_y=f(\alpha)$ в зависимости от числа М полета.

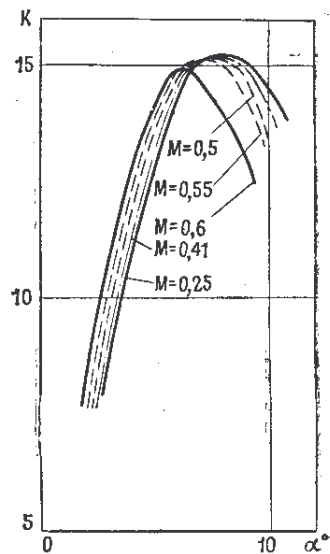


Рис. 6. Изменение качества самолета по углу атаки при разных числах М (закрылки и шасси убраны)

На рис. 10 и 11 показано влияние работающих двигателей и земли на коэффициент подъемной силы и полярю самолета. Обдувка кры-

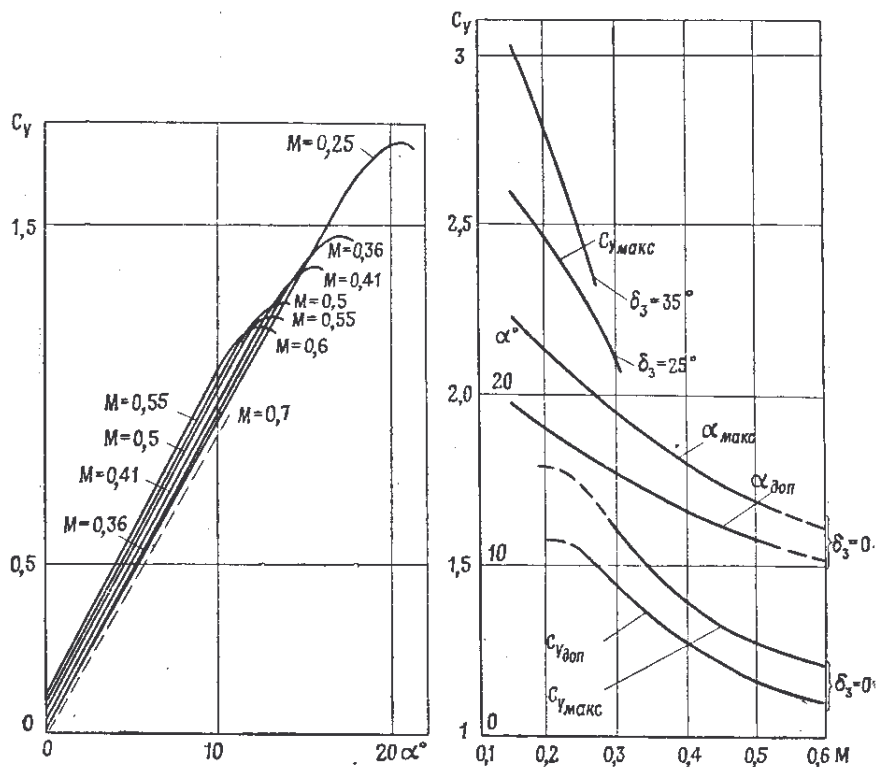


Рис. 7. Зависимости $c_y=f(\alpha, M)$, $c_{y_{\text{доп}}}=f(M)$, $c_{y_{\max}}=f(M, \delta_3)$, $\alpha_{\max}=f(M)$ и $\alpha_{\text{доп}}=f(M)$ для самолетов Ан-12 на режиме малого газа

ла винтами, как видно из рис. 10 и 11, при одинаковых углах атаки значительно увеличивает как коэффициент подъемной силы, так и коэффициент сопротивления самолета.

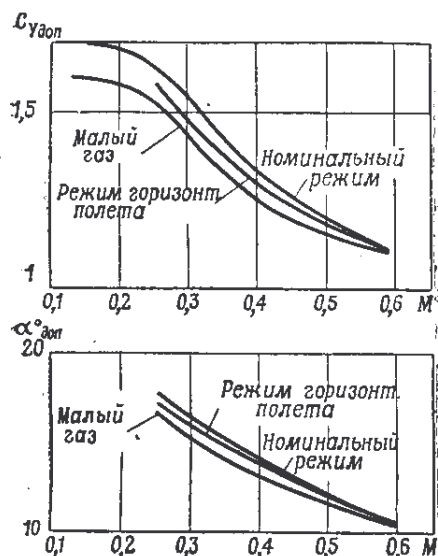


Рис. 8. Изменение $c_{y\text{доп}}$ и $\alpha_{\text{доп}}$ по числу M при разных режимах работы двигателя

Близость земли уменьшает коэффициент сопротивления самолета, коэффициент подъем-

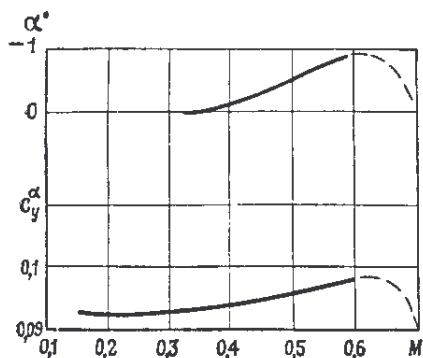


Рис. 9. Зависимость α_0 и c_y^2 от числа M для самолетов Ан-10 и Ан-12

ной силы при этом увеличивается незначительно.

Таблица 4

Наименование	Площадь или мидель, m^2	c_x	$c_x S$
Крыло	121,73	0,0098	1,193
Горизонтальное оперение	26,95	0,0105	0,283
Вертикальное оперение	21,53	0,00945	0,205
Фюзеляж	13,2	0,135	1,79
Гондолы двигателей	$4 \times 1,13$	0,0497	0,225

$$c_{x\text{вр. мин}} = \frac{1,06 \sum_{i=1}^5 c_{xi} S_i}{121,73} = 0,0322.$$

В табл. 4 даны величины минимального лобового сопротивления самолета Ан-12, рассчитанные для числа $M=0,25$.

По данным летных испытаний, на больших углах атаки максимальный коэффициент подъемной силы при убранных закрылках равен 1,74 ($M=0,25$); при отклонении закрылков до 25° $c_{y\text{макс}}$ возрастает до 2,45 ($M=0,2$); при закрылках, отклоненных до 35° , он становится равным 2,75 ($M=0,2$).

Максимальное качество при убранных шасси и механизации ($M=0,25$) составит 15,3 (при $\alpha=8^\circ$); на крейсерском режиме ($c_y=0,8$; $M=0,525$) качество равно 15,2 (рис. 6); выпущенное шасси и закрылки, отклоненные на 25° , снижают качество до $K_{\text{макс}}=10$ (при $\alpha=4 \div 8^\circ$), а при отклонении закрылков на 35° максимальное качество снижается до $K_{\text{макс}}=8,7$ (при $\alpha=4 \div 8^\circ$).

Сопротивление выпущенного шасси составляет приблизительно 35—56% минимального сопротивления самолета с убранными шасси и закрылками ($\Delta c_{x\text{ш}}=0,011 \div 0,018$) в зависимости от угла атаки.

Критический угол атаки при убранных закрылках и малых числах M равен примерно 21° , а с закрылками, отклоненными на 25 и 35° , он становится соответственно равным 18 и $16,5^\circ$.

Следует отметить, что критические углы атаки и значения $c_{y\text{макс}}$ сильно зависят от скорости полета, увеличиваясь с уменьшением числа M (рис. 7), т. е. при приближении к посадочным скоростям.

Взлетные характеристики самолета при $\delta_3=25^\circ$ в стандартных условиях показаны на рис. 12. При принятых скоростях отрыва (200—225 км/ч) угол атаки крыла на отрыве с учетом влияния земли и обдувки крыла винтами составляет около 8° . Касание фюзеляжем земли происходит при угле $12^\circ 40'$.

Небольшая длина разбега самолета, помимо влияния других факторов, получена за счет обдувки крыла винтами. Площадь крыла, обдуваемая винтами, составляет 53% общей площади крыла. Из-за обдувки крыла винтами длина разбега уменьшается на 20—25%. При взлете с твердого грунта длина разбега на 10—15% больше, чем при взлете с бетона.

Посадочные характеристики самолета при $\delta_3=35^\circ$ в стандартных условиях при эффективном использовании тормозов прес и своевременном снятии винтов с промежуточного упора показаны на рис. 13.

Когда торможение колес осуществляется только в конце пробега, длина его увеличивается на 100—150 м. Посадочные скорости, установленные для самолета, в зависимости от веса равны 190—225 км/ч. Это соответствует среднему значению $c_y=1,85$ и посадочному углу атаки (с учетом влияния земли) 8° .

Необходимо отметить, что при рекомендованных Инструкцией скоростях предпосадочного планирования 250—270 км/ч с закрылками

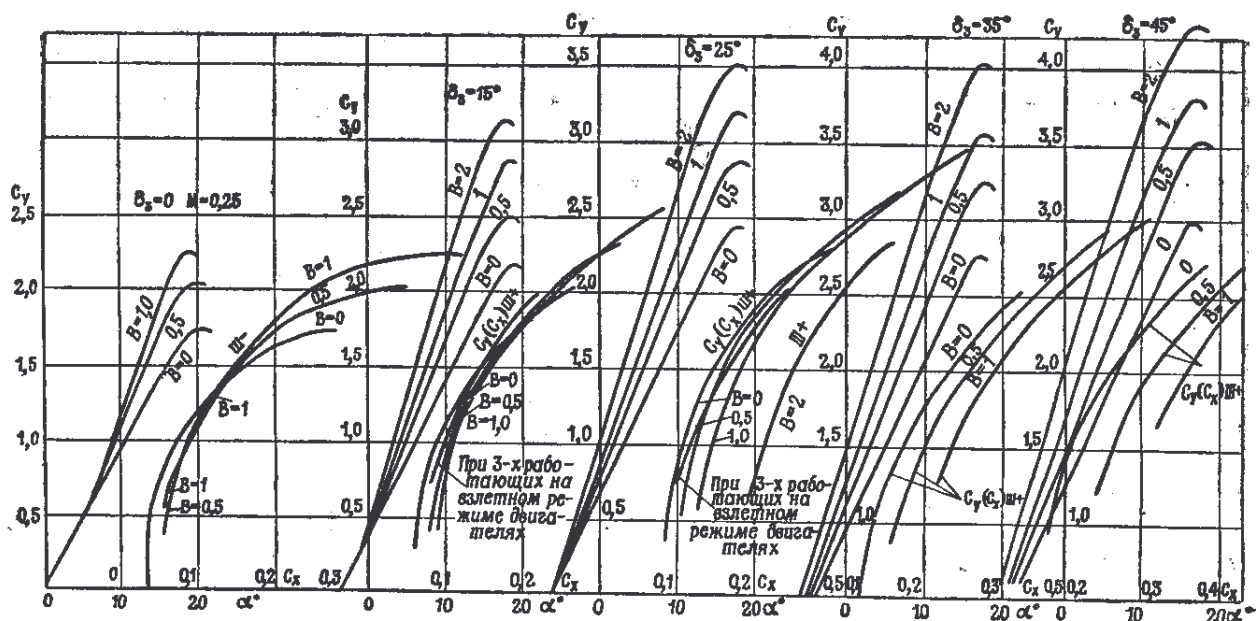


Рис. 10. Поляра и коэффициент подъемной силы самолета при $M=0.2$ с учетом влияния работающих двигателей вдали от земли, $c_{xш}=0.011 \div 0.018$

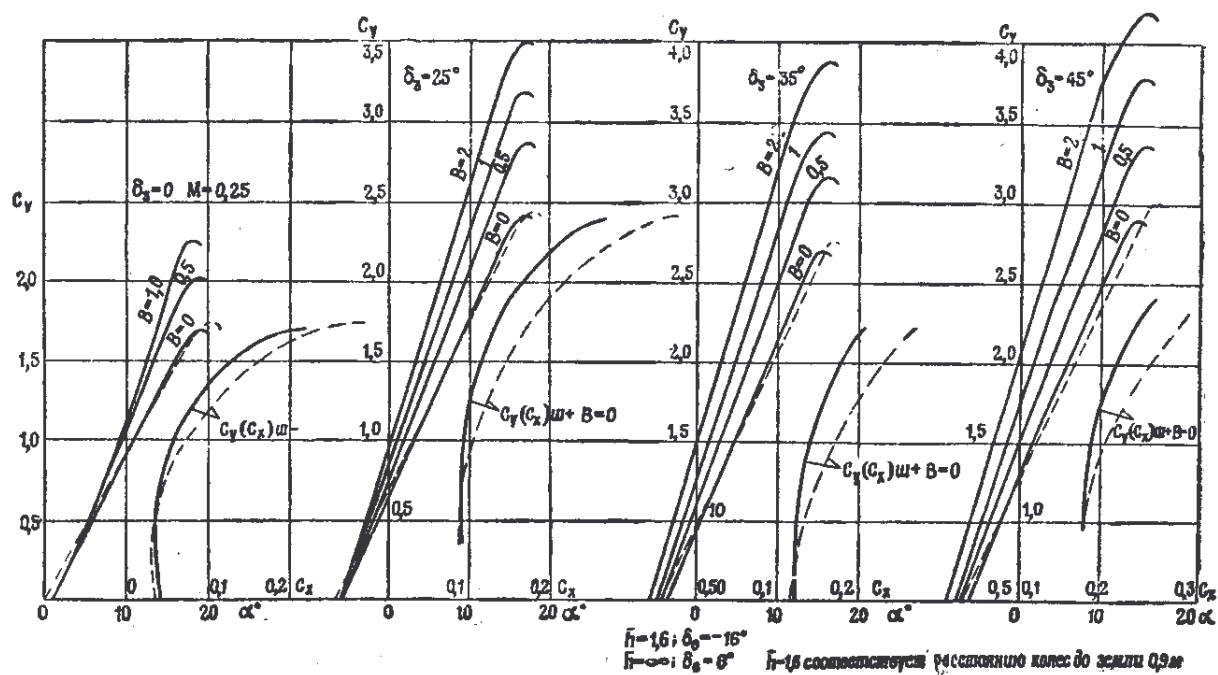


Рис. 11. Поляра и коэффициент подъемной силы самолета Ан-12 при $M=0.2$ с учетом влияния близости земли и работающих двигателей ($\delta_n=\delta_a=0$, $c_{xш}=0.011$)

ми 35° угол атаки крыла мал и составляет $1-2^\circ$. При увеличении скорости планирования сверх рекомендованной самолет еще больше

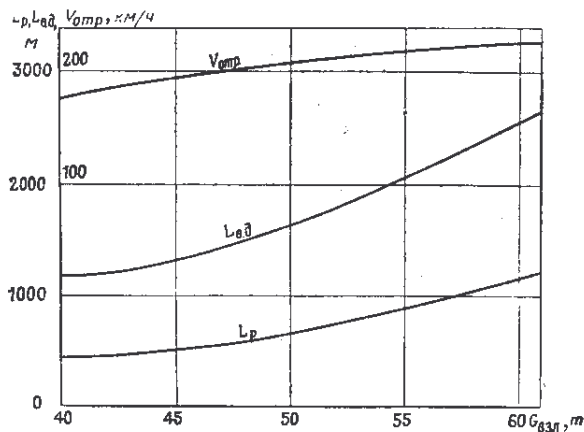


Рис. 12. Длина разбега, скорость отрыва и взлетная дистанция при взлете самолета в стандартных атмосферных условиях и безветрии ($H=0$ м, $\delta_a=25^\circ$)

уменьшает углы атаки крыла, переходя на отрицательные углы, что является ненормальным для режима захода на посадку, когда для уменьшения посадочной скорости и длины пробега целесообразно использовать большой

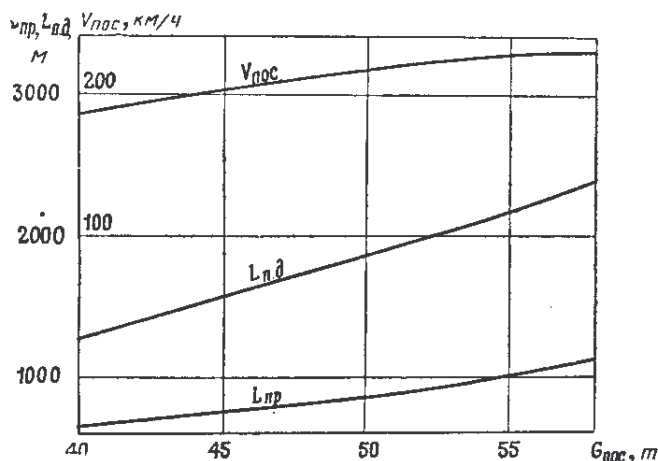


Рис. 13. Длина пробега, посадочная скорость и посадочная дистанция при посадке самолета в стандартных атмосферных условиях и в безветрии ($H=0$ м, $\delta_a=35^\circ$)

запас подъемной силы крыла с выпущенными закрылками. Поэтому не следует превосходить скоростей захода на посадку, записанных в Инструкции.

Дальность полета самолета определяется запасом топлива и километровым расходом.

На рис. 14 дан график относительных километровых расходов для различных приведенных весов самолета. Пользоваться этим графиком необходимо следующим образом. По известному весу самолета, скорости и высоте полета определяют приведенный вес

$$G_{пр} = G_{ср} \cdot \frac{P_0}{P_H},$$

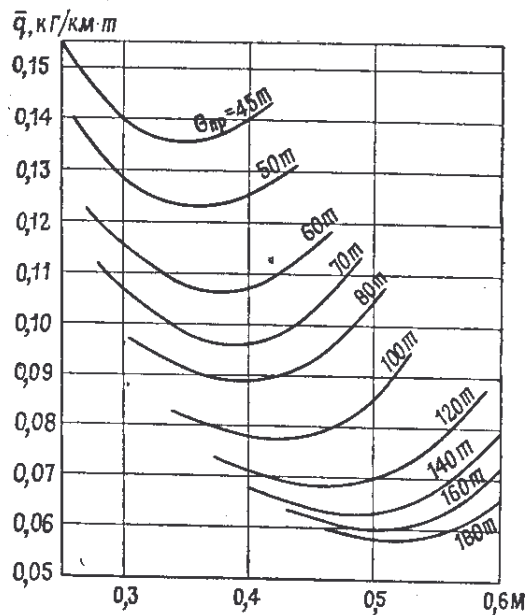


Рис. 14. Относительный километровый расход топлива в зависимости от числа M полета

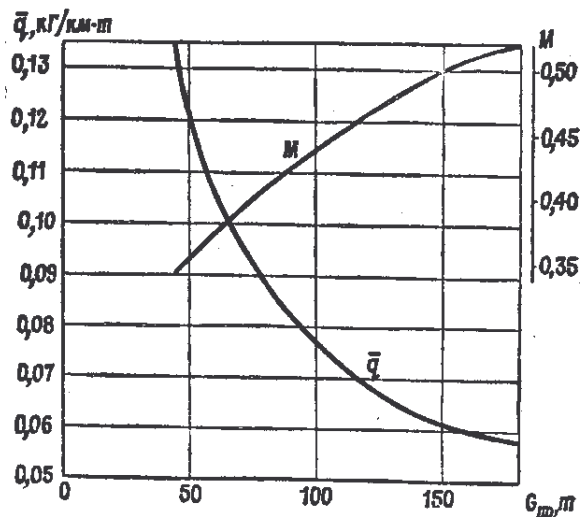


Рис. 15. Относительные минимальные расходы топлива и наивыгоднейшее число M полета в зависимости от приведенного веса самолета

где $G_{ср}$ — средний полетный вес на высоте;
 $\frac{P_0}{P_H}$ — отношение барометрического давления у земли к давлению на заданной высоте,
и число M полета

$$M = V/a_H,$$

где a_H — скорость звука на заданной высоте.

По $G_{пр}$ и M определяют по графику относительный километровый расход q . Действительный километровый расход равен $q = \bar{q} G_{ср}$ кг/км. Наивыгоднейшие числа M полета и относительные минимальные километровые расходы топлива в зависимости от приведенного веса самолета показаны на рис. 15.

На рис. 16 показано изменение минимального километрового расхода топлива в зависи-

мости от веса самолета при полете на разных высотах с наимыгоднейшей скоростью. Как видно, минимальные километровые расходы уменьшаются с увеличением высоты полета. Наибольшая дальность полета самолета может быть получена при полете «по потолкам» на высотах ниже соответствующих практическим потолкам на 500—600 м.

В табл. 5 приведены расходы топлива на взлет и набор высоты, на снижение и посадку, дальности полета при наборе высоты и снижении.

Таблица 5

Высота крейсерского полета, м	6000	8000	9000	10000
Расход топлива на взлет и набор высоты, кг:				
при $G_{взл}=61$ т	1040	1780	—	—
при $G_{взл}=54$ т	850	1200	1480	2000
Расход топлива при снижении и посадке, кг	580	680	730	780
Дальность при наборе высоты, км:				
при $G_{взл}=61$ т	130	270	—	—
при $G_{взл}=54$ т	80	160	220	360
Дальность при снижении, км	100	130	150	160

Гарантийный запас топлива 1600 кг. Данные для самолетов Ан-12 с двигателями АИ-20А и АИ-20К приведены в Инструкции по расчету дальности и продолжительности полета.

Особенности работы горизонтального оперения на самолете Ан-12 на предпосадочном планировании и на посадке

Эти особенности обуславливаются наличием на самолете сильно развитой механизации. Отклонение закрылков приводит к росту коэффициента подъемной силы c_y на одном и том же угле атаки, к появлению дополнительных моментов и росту сопротивления. Рост сопротивления вызывает уменьшение скорости, а рост c_y — увеличение перегрузки больше единицы $n_y > 1$. При этом скорость уменьшается гораздо медленнее, чем увеличивается перегрузка. В результате создается причина искривления траектории в вертикальной плоскости — самолет «вспухает».

Высота «вспухания» может быть более 100 м в зависимости от скорости планирования. Для сохранения потребного угла планирования (прямолинейной траектории) самолет должен быть переведен на меньший угол атаки. Для этого летчик должен отклонить штурвал от себя.

При отклонении закрылков центр давления крыла смещается назад и создается дополнительный пикирующий момент. Этот момент значителен при планировании с большими скоростями, и его уравнивание может быть осуществлено при работе горизонтального оперения на больших отрицательных углах атаки.

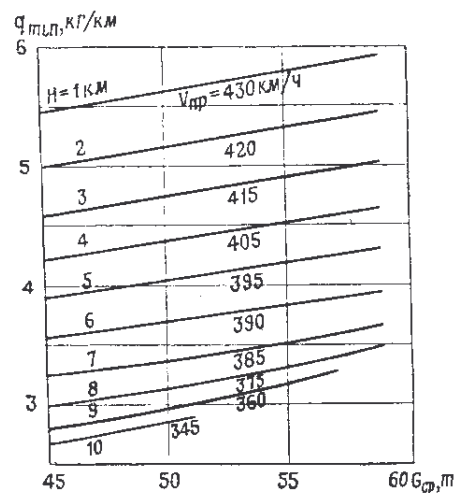


Рис. 16. Минимальный километровый расход топлива в зависимости от веса самолета на разных высотах

Рассчитанные по результатам испытания моделей в аэродинамических трубах углы атаки горизонтального оперения самолета Ан-12 в зависимости от угла атаки крыла представлены на рис. 17.

Из графика видно, что при убранной механизации крыла во всем диапазоне скоростей полета угол атаки горизонтального оперения небольшой, а на крейсерских режимах близок к нулю; в полете с отклоненной механизацией угол атаки горизонтального оперения может достигать довольно больших значений.

Так, при $G=40$ т и $V_{план}=280$ км/ч с закрылками, выпущенными на 35° , угол атаки горизонтального оперения равен -10° . Это обстоятельство и резкие отклонения штурвала от себя для исправления глиссады планирования, которые вызывают вращение самолета относительно поперечной оси и уменьшение угла атаки горизонтального оперения дополнительно на $1-3^\circ$, могут стать причиной приближения угла атаки горизонтального оперения к критическому углу ($\alpha_{г. крит} = \pm 16^\circ$).

При приближении к отрицательному критическому углу атаки оперения происходит перераспределение давления по хорде стабилизатора и изменение шарнирного момента руля высоты, что приводит к уменьшению продольной устойчивости по перегрузке с освобожденным управлением (по усилиям) и даже к появлению неустойчивости, а при дальнейшем уменьшении угла может появиться срыв потока со стабилизатора. Самолет начнет интенсивно уменьшать угол тангажа («клюет»), переходя в режим пикирования, что весьма опасно на предпосадочном планировании из-за малой высоты (100—200 м).

Так, например, при создании перегрузки $n_y=0,5-0,7$ отклонением штурвала от себя и быстром выводе из снижения самолет теряет до 80—100 м высоты. Чем энергичнее штур-

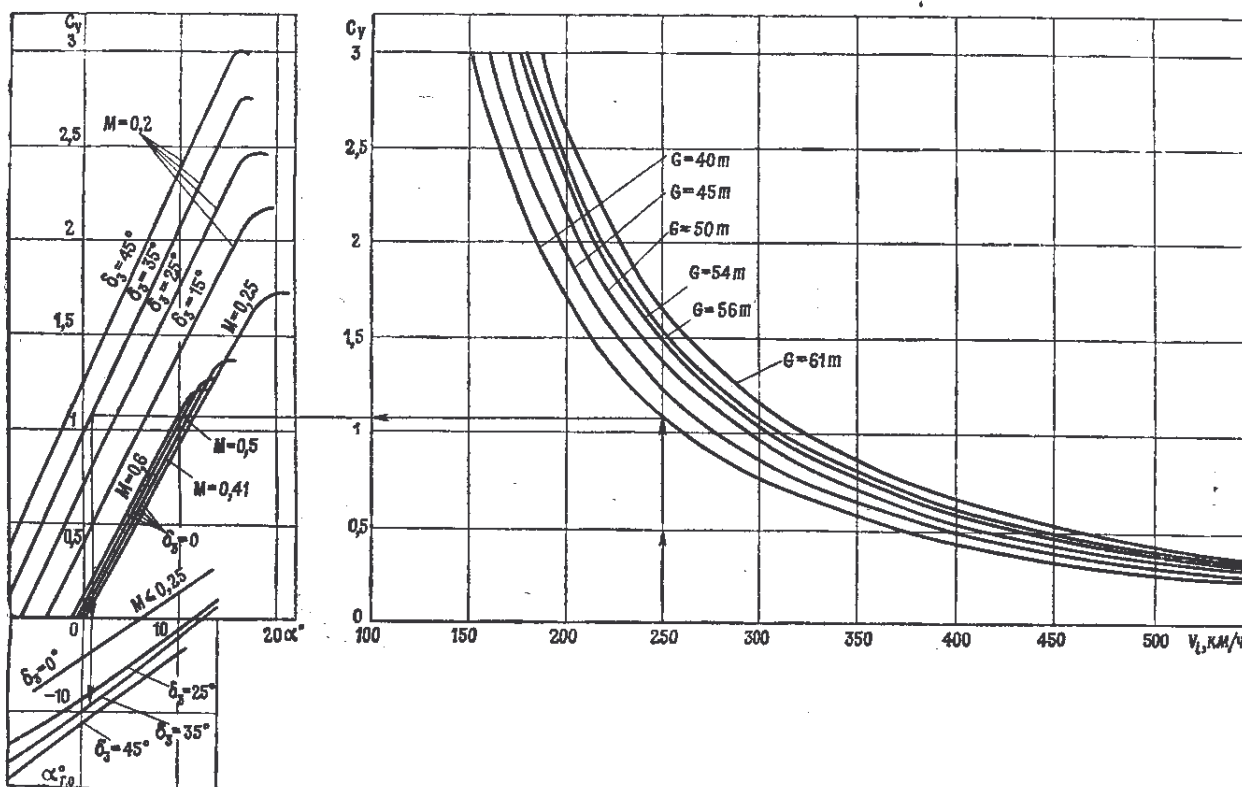


Рис. 17. Номограмма для определения углов атаки крыла и оперения от скорости полета и веса самолета на режиме малого газа

вал был отдан от себя, тем больше будет суммарная потеря высоты даже при мгновенной реакции летчика. Поэтому не рекомендуется резкое перемещение штурвала для исправления ошибок при расчете на посадку.

Признаками начала срыва потока с горизонтального оперения, вызванного превышением скорости планирования и наличием льда, являются:

- тряска горизонтального оперения и подергивание штурвала в момент выпуска закрылков;

- ненормальные усилия на штурвале от руля высоты (пропадание усилий или слишком большие усилия в зависимости от характера льда на горизонтальном оперении);

- самопроизвольное уменьшение угла тангажа («клевок» самолета).

При возникновении этих признаков уменьшить скорость по прибору до 270—280 км/ч, убрать закрылки до 25° и не допускать резких движений штурвала.

Особенности полета в условиях обледенения

При полете в условиях обледенения с выключенной или неисправной системой противобледенения возможно нарастание льда на внешних поверхностях самолета. Особенно опасно нарастание льда на носовой части стабилизатора.

Из предыдущего ясно, что при выпуске закрылков происходит значительное увеличение отрицательного угла атаки горизонтального оперения по сравнению с углами атаки горизонтального оперения при убранной механизации, что смещает точку раздела потока на носовой части стабилизатора. Поэтому лед, образовавшийся на носке в точке раздела потока при крейсерском полете, оказывается при выпуске закрылков в зоне очень больших скоростей потока, поджатого вблизи профиля. Этот лед срывает поток с самого носика стабилизатора, уменьшая его критический угол атаки на 4—6° (по сравнению с критическим углом стабилизатора без льда). Поэтому даже небольшое льдообразование может дать полный срыв потока с нижней рабочей поверхности горизонтального оперения при довыпуске закрылков до посадочного положения на повышенных скоростях полета и при резких отклонениях руля высоты от себя на создание перегрузки ниже единицы.

При срыве потока с оперения отрицательная подъемная сила оперения уменьшается. Это и дает пикирующий момент — самолет «клюет»; с этой точки зрения выпуск и довыпуск закрылков до выхода на глиссаду в условиях обледенения безопаснее, чем довыпуск на глиссаде.

Для вывода самолета из прогрессирующего неуправляемого снижения необходимо восстановить безотрывное обтекание оперения,

для чего надо уменьшить угол атаки горизонтального оперения. Это достигается уменьшением угла отклонения закрылков. Последующая дача газа дает значительное «вспухание» самолета и поэтому способствует выводу самолета из снижения.

Если отказала противообледенительная система в условиях естественного обледенения, то посадку рекомендуется производить с закрылками, выпущенными на угол не более 25° .

Особенности в работе РУД на предпосадочном планировании и посадке

Особенности в работе РУД на предпосадочном планировании и посадке обусловлены наличием проходной защелки и механизма остановки винта на промежуточный упор.

При нормальном пилотировании на глиссаде после прохода БПРМ рычаги управления внешними двигателями устанавливаются в зависимости от температуры наружного воздуха аэродрома посадки, но не меньше 16° по УПРТ. Сохранение глиссады и уточнение расчета производятся изменением мощности внутренних двигателей, при этом $V_y = 2 \div 4$ м/сек. Перед выравниванием самолета рычаги управления всеми двигателями переводятся на проходную защелку. После придания самолету посадочного угла атаки внутренние двигатели переводят на 0° по УПРТ. Если этого не делать, то дистанция выдерживания увеличивается на 500—800 м.

Уборка рычагов управления двумя двигателями за проходную защелку на планировании с целью исправления перелета и вписания в нормальную глиссаду приводит практически мгновенно к росту вертикальной скорости с 2—4 до 10—12 м/сек. Для исправления допущенной ошибки дается газ двигателям, но их приемистость составляет 8—10 сек. За это время произойдет просадка самолета на 80—100 м, что приведет к удару самолета о землю, если постановка РУД на 0° была произведена на высоте ниже 100—150 м. Кроме того,

изменяются условия работы хвостового оперения (оно начинает работать в затененной зоне), что выражается в затяжении управления.

Например, если для перехода со скорости планирования 270—280 км/ч до скорости приземления 190—210 км/ч требуется расход руля высоты $6\text{—}7^\circ$ при усилии 15—20 кг (РУД на проходной защелке), то при уборке РУД за проходную защелку для выравнивания самолета нужно приложить усилия 40—50 кг при расходе руля высоты $16\text{—}18^\circ$. Увеличение усилий на штурвале и расхода руля высоты может привести к грубой посадке на переднюю ногу.

Температура наружного воздуха значительно изменяет тяговые характеристики турбовинтового двигателя в режиме захода на посадку. При низкой температуре наружного воздуха может возникнуть отрицательная тяга даже при положении РУД на проходной защелке (16° по УПРТ). Получается это потому, что с понижением температуры наружного воздуха потребная мощность компрессора увеличивается в большей степени, чем мощность турбины. В результате при постоянном РУД на проходной защелке уже при температуре наружного воздуха минус $20\text{—}25^\circ\text{C}$ винт не получает мощность от турбины. Наоборот, он сам начинает добавлять мощность, черпая ее из набегающего потока. Поэтому самолет резко тормозится, а вертикальная скорость снижения возрастает.

Появление отрицательной тяги винта может произойти и при температуре наружного воздуха выше $+25^\circ$. Но тогда это происходит за счет автоматического уменьшения расхода топлива, что равносильно перемещению РУД на меньшие расходы топлива.

Чтобы тяга винта при изменении температуры наружного воздуха при заходе на посадку и при посадке не менялась, необходимо при отрицательной температуре и температурах выше $+25^\circ\text{C}$ режим полетного малого газа (проходную защелку) подбирать в зависимости от температуры наружного воздуха.

Глава II

ПОДГОТОВКА САМОЛЕТА К ПОЛЕТУ

ПРЕДПОЛЕТНЫЙ ОСМОТР И ПРОВЕРКА ОБОРУДОВАНИЯ САМОЛЕТА ЧЛЕНАМИ ЭКИПАЖА

Командир экипажа

1. Командир экипажа, получив доклад от старшего бортового техника о готовности самолета к полету в соответствии с полученным заданием, обязан произвести осмотр самолета согласно типовому маршруту (рис. 18). При этом проверить:

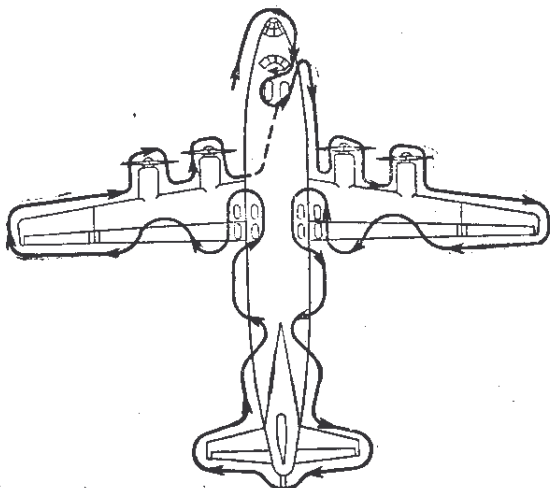


Рис. 18. Маршрут осмотра самолета командиром экипажа

- снятие заглушек, чехлов, колпачков, трубцин и упорного домкрата;
- остекление кабины экипажа (целость и чистоту);
- закрытие створок шасси, люков, створок люков и откидных панелей крыла;
- закрытие и контровку замков капотов двигателей;
- отсутствие повреждений обшивки конструкции;
- отсутствие повреждений аэронавигационных огней, посадочных фар и маяков ОСС-61;
- наличие красных сигнальных очков саморазрядки баллонов ОС-8М и ОСУ-5;
- отсутствие грязи, снега, льда на поверх-

ности самолета;

- отсутствие течи топлива, масла, гидро-смеси;
- состояние передней и основных ног шасси;
- отсутствие в нише шасси посторонних предметов, наличие опорных колодок под колесами;
- нейтральное положение триммеров;
- размещение грузов в грузовой кабине согласно расчету центровки и надежность их крепления;
- отсутствие посторонних предметов в кабине экипажа;
- парашют и готовность его к полету.

Примечание. Каждый член экипажа обязан проверить:

- до посадки на рабочее место:
- присоединение прибора КАП-3 к тросу раскрытия ранца парашюта;
- установку прибора КАП-3, который должен быть установлен на срабатывание по времени на 2 сек и по высоте на 1000 м выше рельефа местности, над которой намечается выполнять полет;
- присоединение карабина фала гибкой шпилькой прибора КАП-3 к кольцу удлинителя;
- присоединение карабина разъединителя прибора КП-23 к кольцу цепочки;
- после посадки на рабочее место:
- надежность закрытия замка подвесной системы парашюта;
- надежность закрытия замка привязных ремней.

2. Занять свое рабочее место, поставить самолет на стояночный тормоз, осмотреть и проверить:

- исправность сиденья, подгонку его и педалей по росту, надежность их фиксации;
- состояние приборов (рис. 19), органов управления, находящихся на левом пульте (рис. 20), левой панели приборной доски (рис. 21), верхней панели кабины летчиков (рис. 22) и пультах управления радио- и авиационного оборудования, при этом убедиться, что краны, переключатели, рычаги находятся в исходном положении;

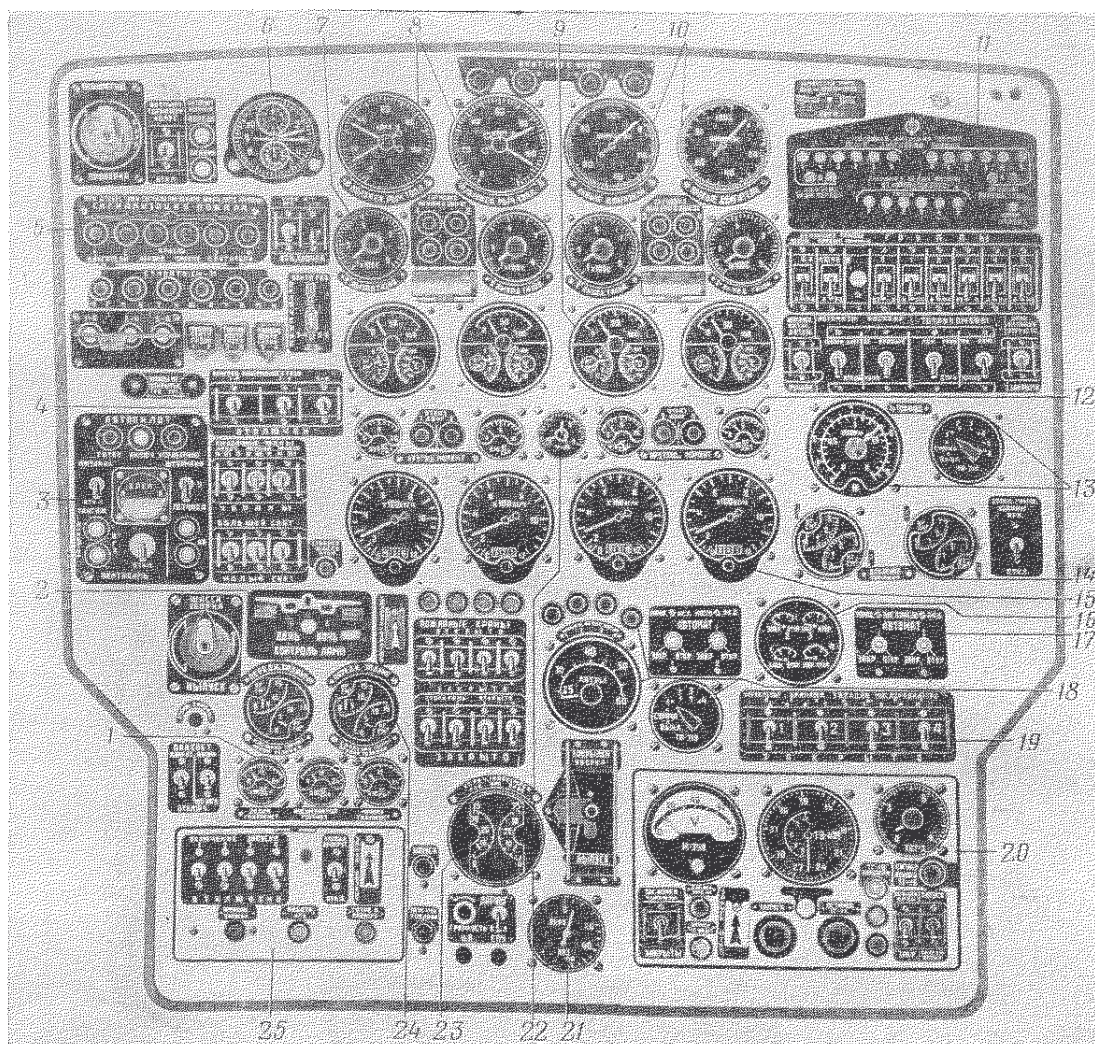


Рис. 19. Средняя панель приборной доски летчиков:

1 — указатель дистанционного манометра УИ1-240 (3 шт.); 2 — посадочно-пилотажный прибор ППС-2МВ; 3 — щиток управления автопилотом; 4 — щиток выключателей управления посадочными фарами; 5 — электрощиток сигнализации пожара и управления противопожарными средствами; 6 — часы АЧС-1; 7 — указатель температуры выходящих газов ТВГ-2 (4 шт.); 8 — двухстрелочные указатели поворота рычага топливного крана УПРТ-2; 9 — трехстрелочный индикатор УИЗ-3 (4 шт.); 10 — двухстрелочные указатели тахометров ИТЭ-2; 11 — электрощиток управления и сигнализации работы топливной системы; 12 — указатель УИ1-100 крутящего момента двигателя (4 шт.); 13 — указатель расхода топлива РТМС (4 шт.); 14 — указатель положения заслонок маслорадиатора УЮЗ-4; 15 — указатель расхода топлива СЭТС с переключателем; 16 — указатель давления (4 шт.); 17 — переключатели управления заслонками маслорадиаторов (4 шт.); 18 — указатель манометра МЭС-1687В с переключателем П-8 и лампочки сигнализации остатка масла; 19 — переключатели управления эжекцией маслорадиаторов (4 шт.); 20 — щиток запуска ТГ-16; 21 — указатель положения закрылков УЗП-1; 22 — вольтметр В-1; 23 — указатель количества гидросмеси в левом и правом баках МЭ-1696; 24 — манометр гидро-системы УИ2-150 (2 шт.); 25 — щиток запуска двигателей

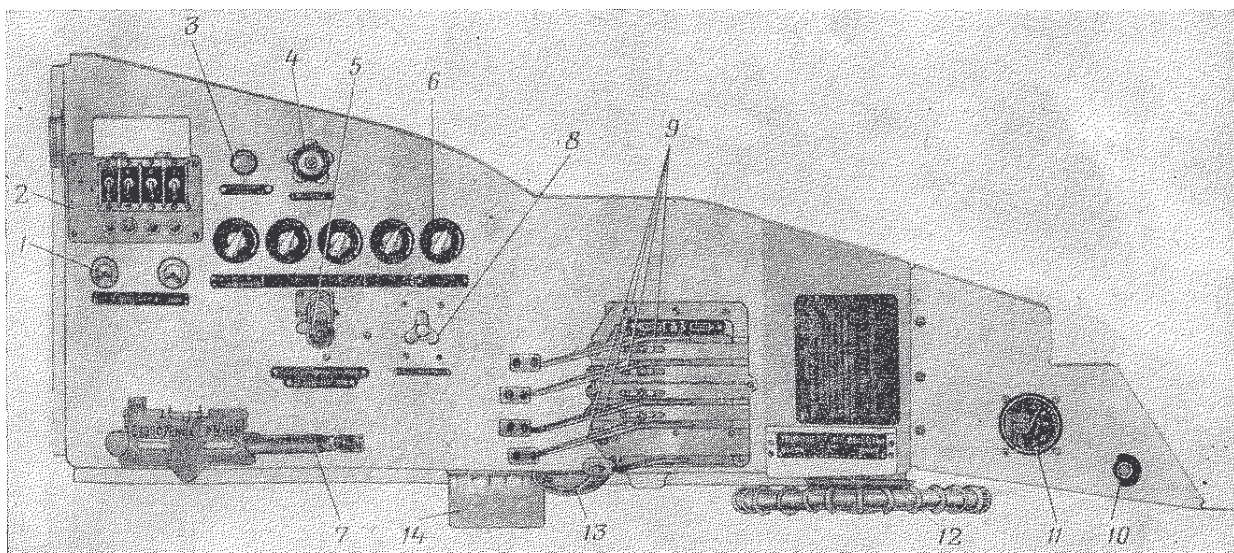


Рис. 20. Вид на верхнюю панель пульта леволетчика:

1 — реостаты строевых огней РК-45 (2 шт.); 2 — щиток сигнализации и стопорения винтов; 3 — реостат подсветки шкалы триммера руля высоты РИК-49; 4 — кислородный вентиль КВ-5; 5 — рукоятка открытия — закрытия аварийного люка; 6 — реостаты РУФО-48 ультрафиолетового облучения (5 шт.); 7 — рукоятка стопорения рулей; 8 — кран ГА-230 стеклоочистителя; 9 — секторы управления двигателями; 10 — лампочка сигнализации пользования кислородом; 11 — кислородный индикатор ИК-24; 12 — штурвал управления триммером руля высоты; 13 — пепельница; 14 — сумка для удлинительного шнура СПУ

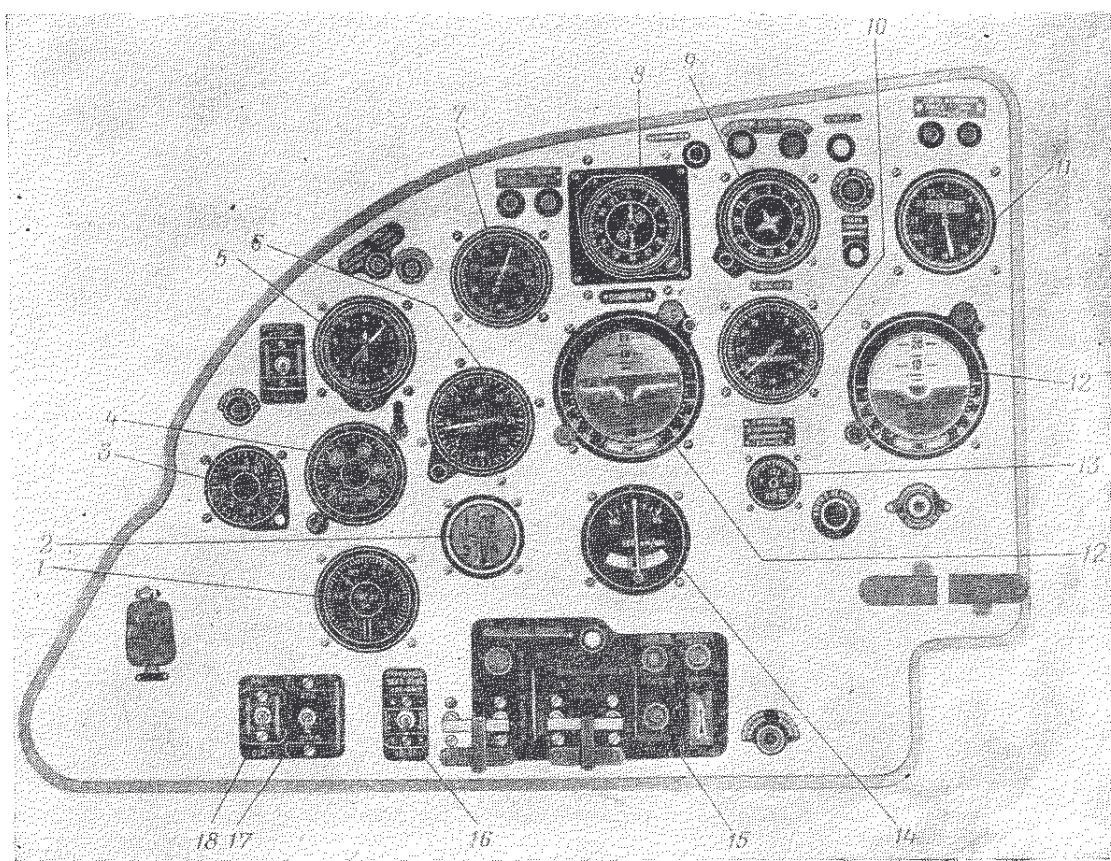


Рис. 21. Левая панель приборной доски летчиков:

1 — указатель МС-1 числа М; 2 — индикатор «Сирена-3»; 3 — акселерометр АМ-10; 4 — указатель радиовысотометра РВ-2 (РВ-46); 5 — высотомер ВД-10; 6 — вариометр ВАР-30-3; 7 — указатель КУС-1200; 8 — комбинированный пилотажный прибор КППМ-2М; 9 — указатель курса УК-1 курсовой системы; 10 — указатель радиоконспекта АРК-11; 11 — указатель дальности и азимута ППДА-П; 12 — указатель авиагоризонта АГД-1 (основной и дополнительный); 13 — указатель давления в аккумуляторе УИ-240; 14 — указатель поворота ЭУП-53; 15 — панель с выключателями аварийного сброса ФОТАБ, НОСАБ, грузов и лампочки сигнализации; 16 — переключатель указателя курса с ДАК-ДБ-5 на КС-6Г; 17 — выключатель АГД-1; 18 — выключатель указателя поворота

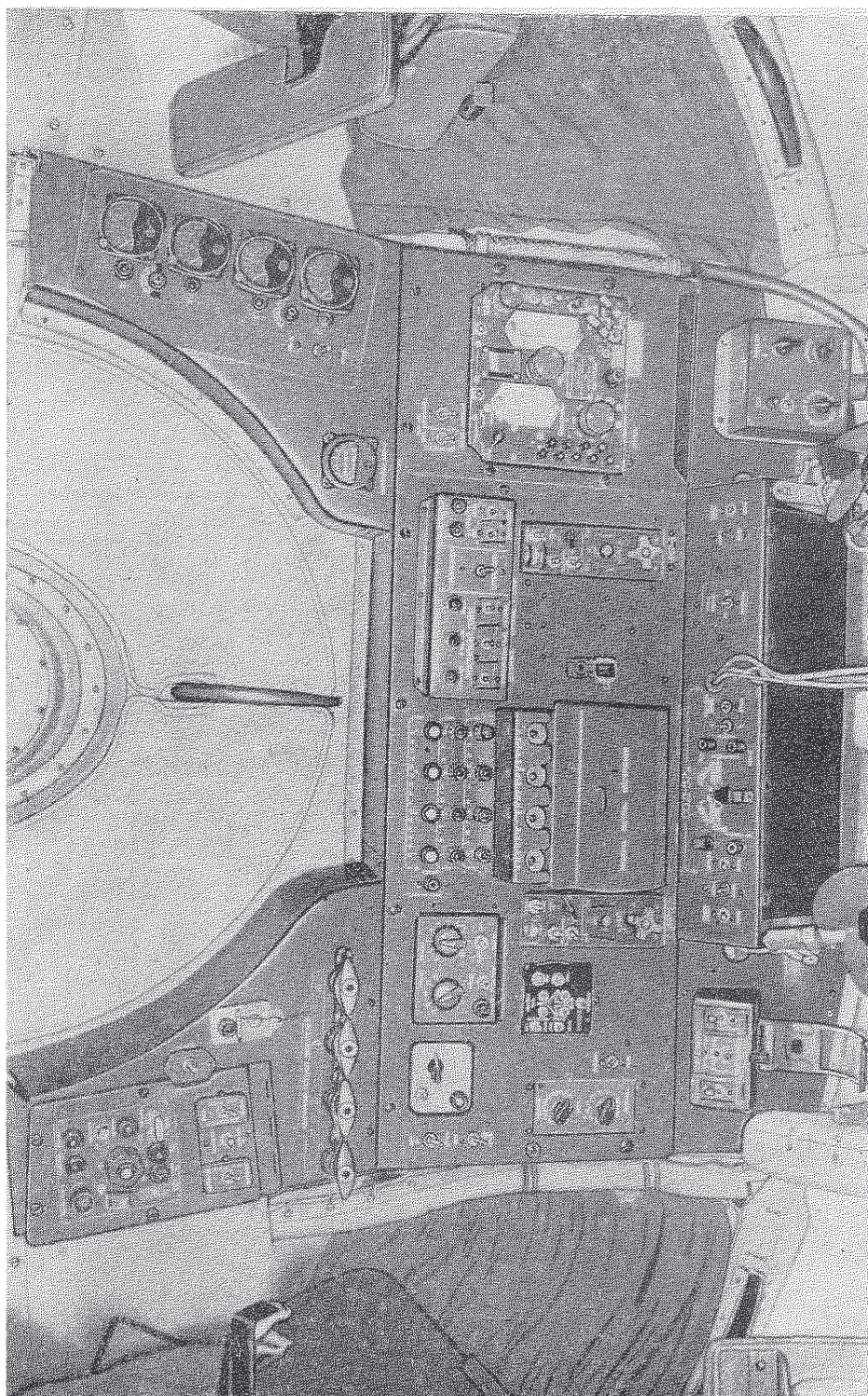


Рис. 22. Верхняя панель кабины летчиков

— переключатели запуска двигателя в воздухе (должны находиться в положении «Выключено», а их предохранительные колпачки опломбированы);

— краны аварийного останова и флюгирования (должны находиться в положении «Закрыто» и опломбированы);

— легкость открытия и закрытия боковой форточки;

— отсутствие трещин, расслоения и чистоту остекления;

— состояние стеклоочистителей;

— исправность шторок фонаря кабины пилота и светофильтра;

— состояние штурвальной колонки и кнопок, размещенных на ней;

— надежность крепления рукоятки управления автопилотом;

— исправность индивидуального комплекта кислородного оборудования;

— установку шкалы высотомера на барометрическое давление аэродрома.

Проверка правильности подготовки барометрического высотомера ВД-10 выполняется в такой последовательности:

— поставить стрелки высотомера ВД-10 на нуль, при этом значение давления (по шкале давлений прибора) должно совпадать в момент проверки с давлением у земли по данным метеостанции или отличаться на величину не более $\pm 1,5$ мм рт. ст.

Предупреждения: 1. Устранять рассогласование между показаниями на приборе и давлением по данным метеостанции с помощью отвертывания гайки кремальеры прибора **запрещается**.

2. В случаях, когда рассогласование между показаниями на приборе и давлением по данным метеостанции превышает величину $\pm 1,5$ мм рт. ст., вылет с таким прибором **запрещается**.

3. Включить автомат тормозов. Убедившись, что члены экипажа заняли свои рабочие места, подать команду воздушному радисту «Включить бортовые аккумуляторы» и проверить переключение электросети на аварийное питание.

После проверки радистом бортовых источников электроэнергии подать команду на включение аэродромного источника питания и включить АЗС и АЗР для проверки оборудования под током.

Примечание. При отсутствии аэродромного источника питания проверку оборудования под током членами экипажа производить после запуска ТГ-16 или двигателей.

4. Под током проверить:

— работоспособность РСИУ-5 № 1 (выходом на внешнюю связь), СП-50, РСБН, РВ-2, МС-61, самолетного ответчика опознавания, СОД, СПО-3, СПУ (во всех положениях переключателя выбора радиосистем), аппаратуры речевых сообщений РИ-65, авиагоризонта, автопилота;

— совместно со штурманом работу КППМ, КС-6Г;

— противообледенительную систему смотровых стекол фонаря;

— управление самолетом соответствующими отклонениями органов управления. После длительной стоянки самолета, а также после регламентных или других работ, связанных с управлением, необходимо проверить соответствие отклонений штурвала, педалей и переключателей отклонению рулей, элеронов и их триммеров. Одновременно контролировать синхронность отклонения органов управления на рабочем месте помощника командира экипажа, который должен в это время находиться у самолета и наблюдать за правильностью отклонения рулей, элеронов и триммеров, имея связь с командиром экипажа по СПУ или через связного. После проверки триммеры установить нейтрально.

5. Установить нужный код на щитке управления ответчиком опознавания.

6. Получить доклады от членов экипажа об осмотре и подготовке рабочих мест к полету.

Примечание. При необходимости командир экипажа может поручить своему помощнику произвести предполетный осмотр самолета в полном объеме настоящей Инструкции (командира экипажа и его помощника), при этом он должен лично проверить снятие заглушек с ПВД, состояние органов управления самолетом и осмотреть свое рабочее место.

Помощник командира экипажа

7. Помощник командира экипажа обязан:

— осмотреть грузовую кабину, кабину расчета и убедиться в следующем: панели потолка грузовой кабины и кабины расчета закрыты, огнетушители находятся на своих местах и опломбированы, аварийные люки закрыты и замки их законтрены, посторонние предметы отсутствуют, грузовой люк закрыт, грузы, предназначенные для транспортировки, размещены согласно рассчитанной совместно со старшим бортовым техником центровке самолета и надежно закреплены, средства для аварийных случаев в полете исправны, бортовые санитарные аптечки укомплектованы, переносные кислородные приборы исправны и заряжены кислородом;

— проверить закрытие пробок горловин топливных баков после дозаправки «сверху»;

— осмотреть парашют и подготовить его к полету.

8. Занять свое рабочее место, осмотреть и проверить:

— исправность сиденья, подгонку его и педалей по росту, надежность их фиксации;

— отсутствие трещин, расслоения и чистоту остекления;

— состояние стеклоочистителя;

— легкость открытия и закрытия боковой форточки;

— исправность шторок и светофильтров;

— состояние штурвальной колонки и кнопок, размещенных на ней;

— состояние приборов (рис. 19), органов управления, находящихся на правом пульте (рис. 23), правой панели приборной доски (рис. 24), верхней панели кабины летчиков (рис. 22) и пультах управления радио- и авиационного оборудования, при этом убедиться, что краны, переключатели, рычаги находятся в исходном положении;

— стоп-краны; они должны быть в положении «Открыто», закрыты крышкой и опломбированы;

— установку шкалы высотомера на барометрическое давление аэродрома;

— высотомер ВД-10; проверка выполняется по методике, указанной в ст. 2;

— герметичность проводки ПВД; проверяется совместно с бортовым техником по АДО или техником по приборам группы обслуживания;

— исправность индивидуального комплекта кислородного оборудования.

9. Под током проверить:

— количество заправленного топлива и масла и установку шкал РТМС в соответствии с наличием топлива;

— общее количество (кг) жидкого кислорода в газификаторах по указателям ДУЖК и его соответствие выполняемому заданию;

— нейтральное положение триммеров;

— работоспособность РСИУ-5 № 1 и 2, РВ-2, Р-836, УС-8, АРК-11 № 1, работу КППМ совместно со штурманом, СПУ во всех положениях переключателя выбора радиосистем, авиагоризонта;

— исправность противообледенительных систем и их сигнализацию.

10. По команде командира экипажа встать у самолета для контроля правильности отклонения органов управления самолетом в соответствии со ст. 4.

О результатах осмотра и проверки оборудования доложить командиру экипажа.

Штурман экипажа

11. Перед полетом штурман обязан произвести внешний осмотр самолета и проверить:

— отсутствие механических повреждений и надежность подсоединения передающей антенны ПДСП-2С на аварийном люке, обтекателя антенны РБП-3, приемных антенн ПДСП-2С на плоскостях и антенны РПМ-С;

— остекление кабины;

— отсутствие механических повреждений приемника П-5;

— отсутствие заглушек ЭКСП-39 и наличие комплекта ракет с обозначенными цветами;

— закрытие створок фотолюка и люка ЦОСАБ;

— снятие предохранительных колпачков с датчика курсовых углов (ДКУ) астроком-паса и визирной головки СП-1.

12. Внутри самолета проверить:

— наличие подножки для работы с секстантом и внешнее состояние секстанта;

— парашют и готовность его к полету.

13. Занять свое рабочее место, осмотреть и проверить:

— перемещение сиденья по направляющим, вращение вокруг оси и регулировку по высоте;

— исправность индивидуального комплекта кислородного оборудования;

— состояние антенны ГРП-2 и КРП-Ф на стекле фонаря кабины;

— состояние приборов, органов управления, находящихся на приборных досках, пультах и щитках управления радио-, авиационного и десантного оборудования (рис. 25, 26 и 27);

— наличие астрономических таблиц, графиков поправок к приборам, бортовой аэронавигационной карты и запасных предохранителей.

Установить шкалу высотомера на барометрическое давление аэродрома и произвести сверку бортовых часов.

Проверка высотомера ВД-10 выполняется по методике, указанной в ст. 2.

14. Произвести проверку технических средств самолетовождения и десантирования под током, для чего:

— проверить по вольтметрам напряжение постоянного (28,5 в) и переменного (115 в) токов;

— включить выключатели, АЗС и АЗР на щитках штурмана (рис. 28, 29 и 30);

— проверить работоспособность оборудования в следующем порядке: СПУ, АРК-11, ДАК-ДБ-5, ДИСС, КС-6Г, НАС-1Б1-28, РСБН-2С, НКПБ-7, РБП-3, ПДСП-2С, ФАРМ-2, РПМ-С, систему межсамолетной навигации, противообледенительную систему моторных стекол.

При работающих двигателях совместно с бортовым техником по АДО проверить сигнализацию и исправность работы системы грузоподъемности.

О результатах осмотра и проверки оборудования доложить командиру экипажа.

Примечание. Проверку системы РСБН-2С на земле производить при частоте источников питания $400 \text{ гц} \pm 5\%$.

Старший бортовой техник

15. Старший бортовой техник должен произвести осмотр самолета в объеме, предусмотренном Единым регламентом № 10, по маршруту, указанному на рис. 31.

При этом убедиться:

— в снятии чехлов, заглушек и предохранительных колпачков;

— в исправности и чистоте остекления кабин, обшивки фюзеляжа, хвостового оперения и обтекателей шасси;

— в отсутствии на самолете льда, инея и снега;

— в отсутствии следов перегрева на носках кили и стабилизатора;

— в отсутствии повреждений и деформации рулей, элеронов и их триммеров;

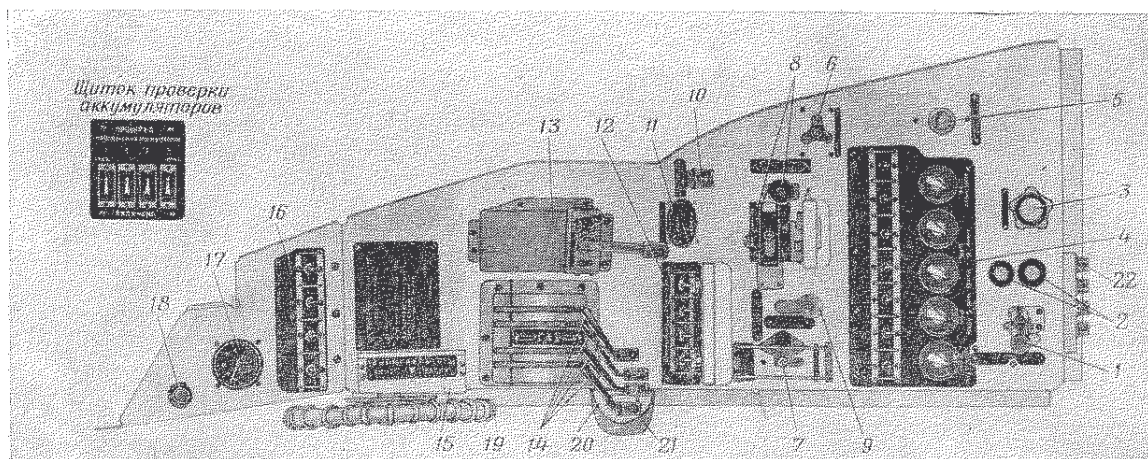


Рис. 23. Вид на верхнюю панель пульты правого летчика:

1 — управление аварийным люком; 2 — кнопки включения и выключения сирены; 3 — кислородный гентиль КВ-5; 4 — реостаты РУФО-48 ультрафиолетового облучения (5 шт.); 5 — реостат подсвета шкалы триммера руля высоты РИК-49; 6 — кран ГА-230 стеклоочистителя; 7 — выпуск и уборка закрылков; 8 — аварийное управление шасси; 9 — управление герметизацией кабины; 10 — отключение автоматики закрытия створок шасси; 11 — манометр давления в кабине; 12 — управление стоп-кранами двигателей; 13 — управление шасси; 14 — секторы управления двигателями; 15 — указатель триммера руля высоты; 16 — управление обогревом ВНА; 17 — кислородный индикатор ИК-24; 18 — лампочка сигнализации пользования кислородом; 19 — штурвал управления триммером руля высоты; 20 — пепельница; 21 — сумка для удлинительного шнура СПУ; 22 — щиток проверки аккумуляторов

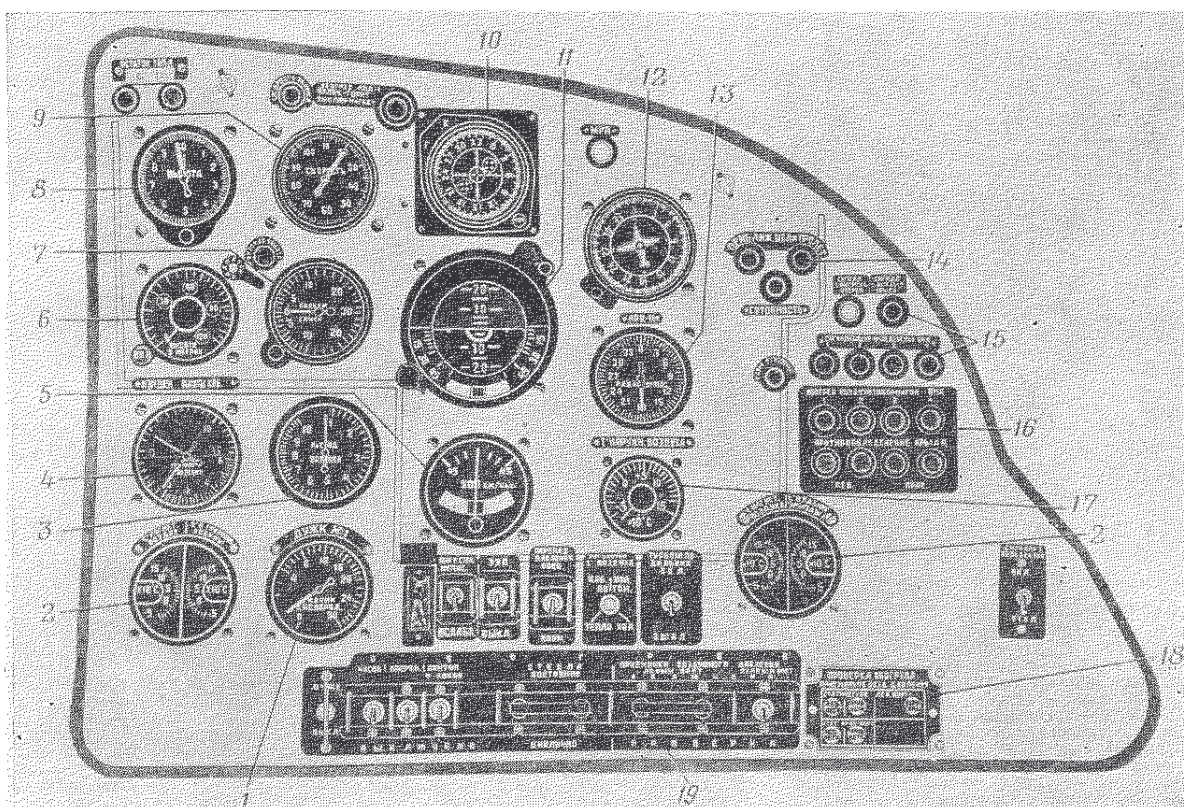


Рис. 24. Правая панель приборной доски летчиков:

1 — указатель ДУЖК; 2 — указатель температуры ТУЭ-1; 3 — указатель расхода воздуха УРВК; 4 — указатель высоты и перепада давления УВПД; 5 — указатель поворота ЭУП-53; 6 — указатель радиовысотомера РВ-2 (ПРВ-46); 7 — вариометр ВАР-30-3; 8 — высотометр ВД-10; 9 — указатель скорости КУС-1200; 10 — комбинированный пилотажный прибор КППМ-2М; 11 — указатель авиационного горизонта АГД-1; 12 — указатель курса УК-1 из комплекта КС-61; 13 — указатель АРК-11; 14 — лампочки сигнализации и кнопка «Готовность» из схемы «Свод»; 15 — лампочки сигнализации обледенения; 16 — лампочки сигнализации работы противообледенителя крыльев и воздухозаборников ВНА; 17 — термометр наружного воздуха ТНВ-15; 18 — сигнальные лампочки проверки обогрева ПВД; 19 — электрощиток с выключателями обогрева часов, оперения, винтов, стекол, приемников воздушного давления

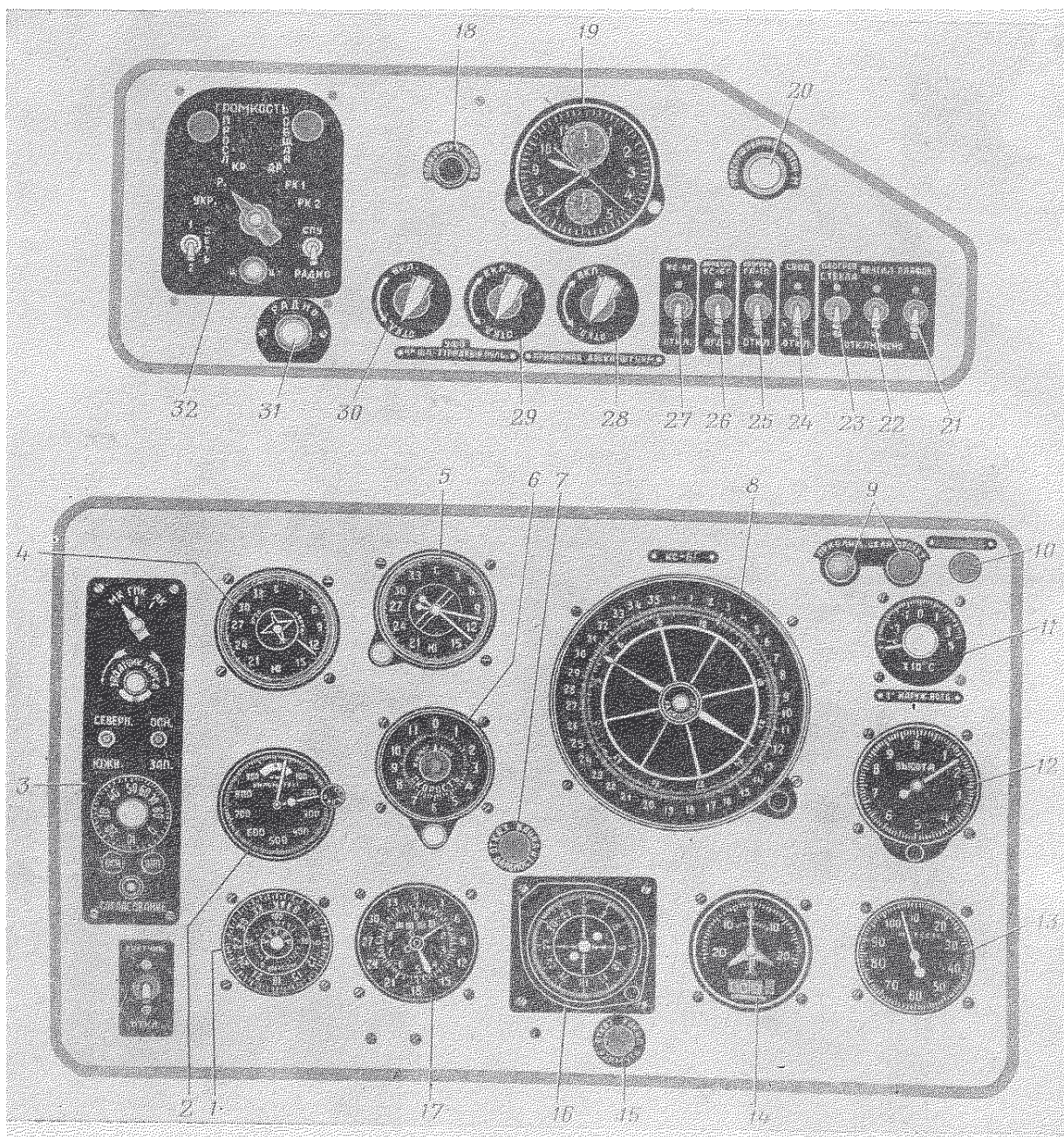


Рис. 25. Приборная доска штурмана:

1 — задатчик ветра; 2 — счетчик; 3 — пульт управления ПУ-1 (из комплекта КС-6Г; 4 — задатчик угла карты; 5 — указатель астрономического и гироскопического курса УГА-IV (из комплекта КС-6Г); 6 — путевой корректор ДАК-ДБ-5 (из комплекта ДАК-ДБ-5); 7 — сигнальная лампочка «Отказ канал дальности»; 8 — указатель курса УШ-1 (из комплекта КС-6Г); 9 — сигнальные лампочки «Приближение цели, пролет» (из системы «Свод»); 10 — кнопка «Готовность» 203 КС (из системы «Свод»); 11 — указатель температуры ТНВ-15; 12 — высотомер ВД-10; 13 — указатель скорости КВС-1200; 14 — указатель скорости и угла сноса (из комплекта «Трасса»); 15 — сигнальные лампочки «Отказ канал азимута» (из системы «Свод»); 16 — комбинированный пилотажино-посадочный прибор (из комплекта «Свод»); 17 — указатель штурмана ППДА-Ш (из комплекта «Свод»); 18 — лампочка сигнализации пользования кислородом; 19 — часы АЧС-1; 20 — кнопка «Прослушивание станции «Протон-М»; 21 — выключатель плафона; 22 — выключатель вентилятора; 23 — выключатель обогрева стекла; 24 — выключатель аппаратуры «Свод»; 25 — выключатель обогрева КС-6Г гидроагрегатов; 26 — выключатель арретира КС-6Г; 27 — выключатель КС-6Г; 28, 29 и 30 — реостаты РУФО-48 системы освещения приборной доски и пультов; 31 — кнопка включения передатчиков «Радио»; 32 — абонентский аппарат СПУ-7

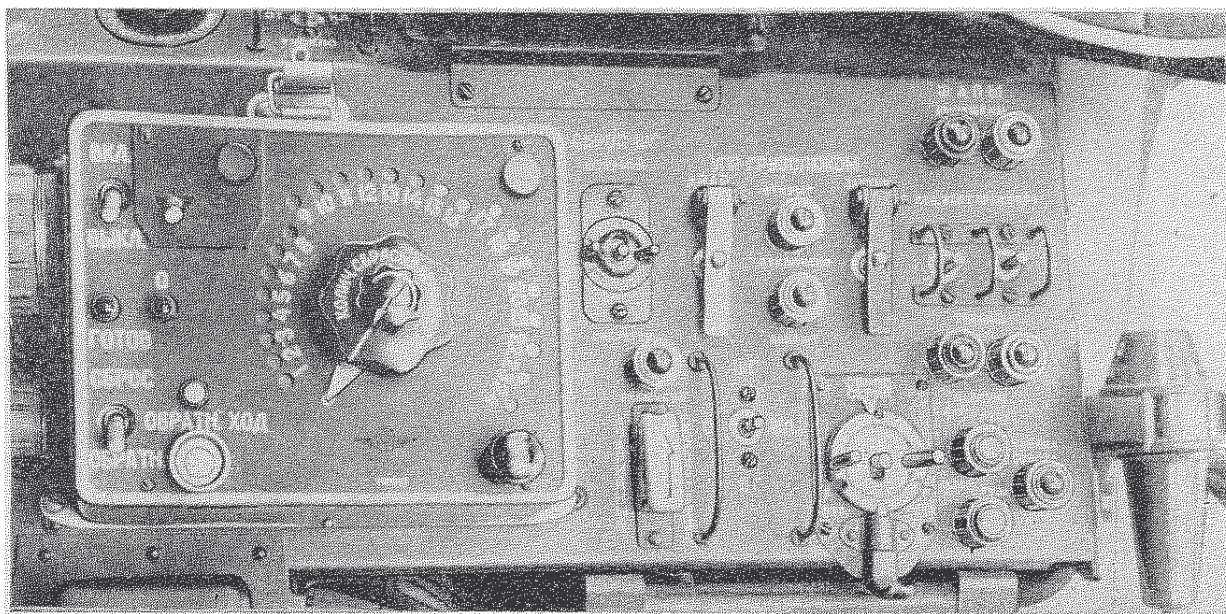


Рис. 26. Левый пульт штурмана

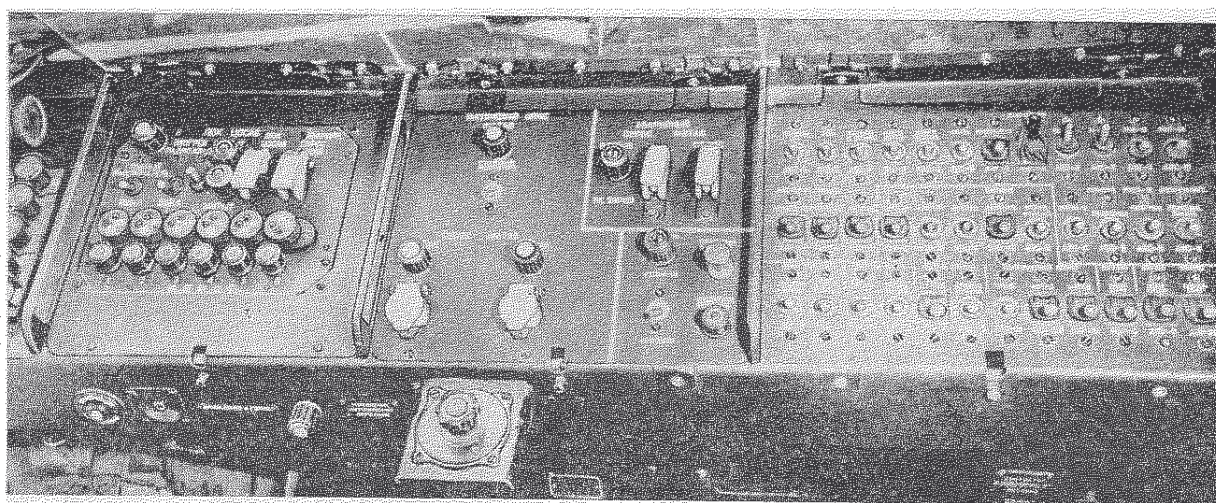


Рис. 27. Правый пульт штурмана

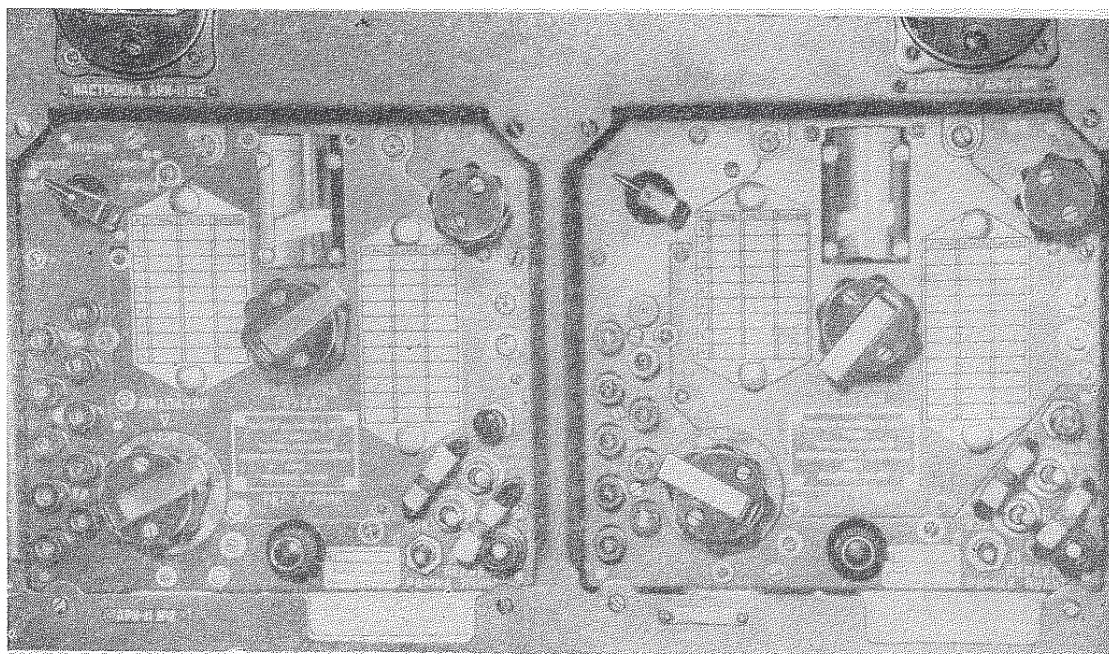


Рис. 28. Щиток управления АРК-11

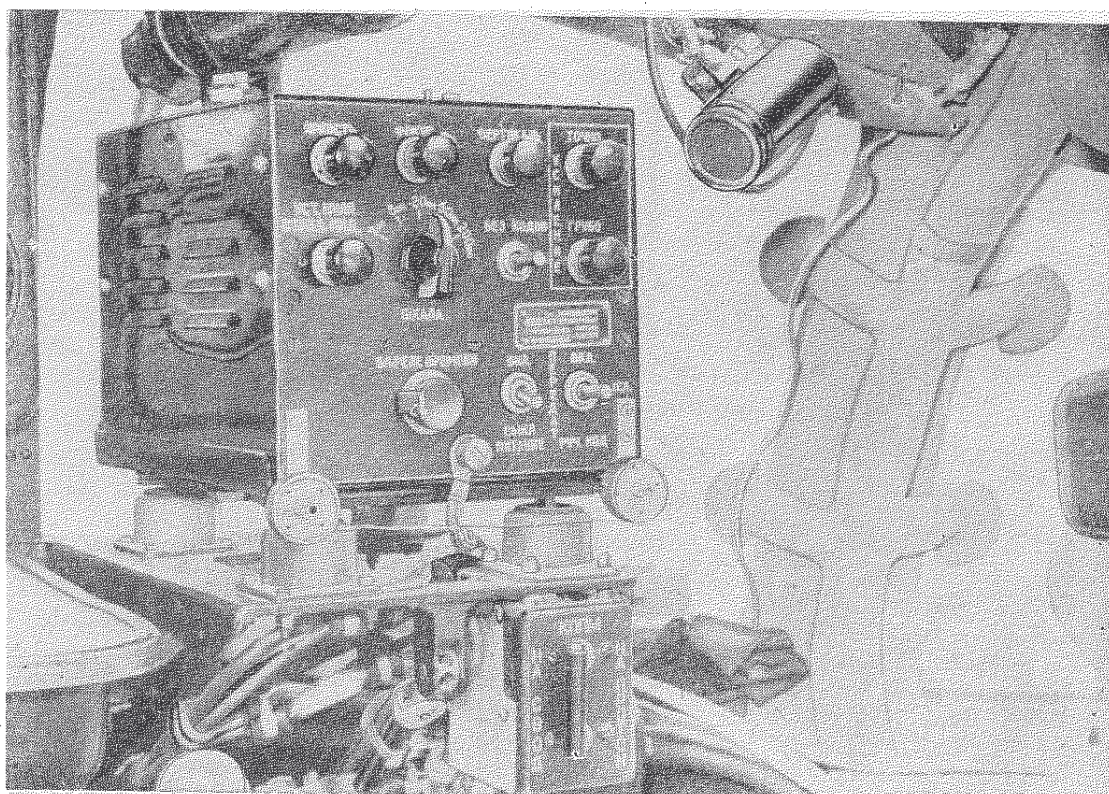


Рис. 29. Блок индикатора ПДСП-2С

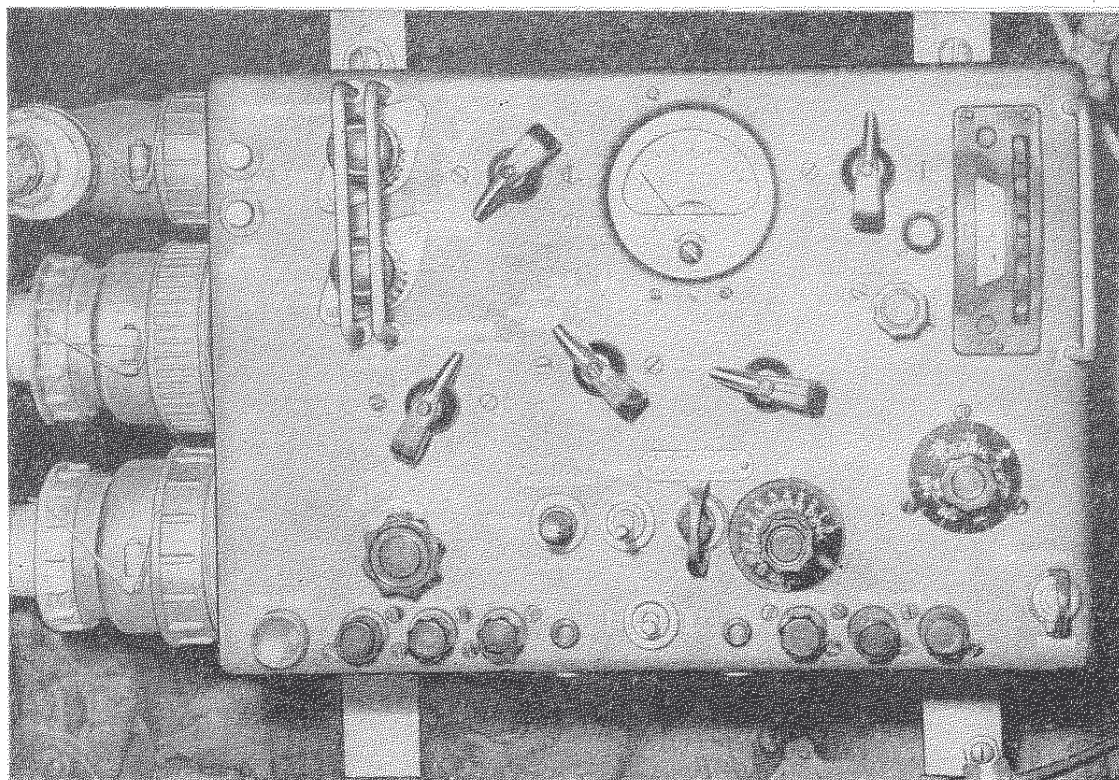


Рис. 30. Щиток управления РБП-3

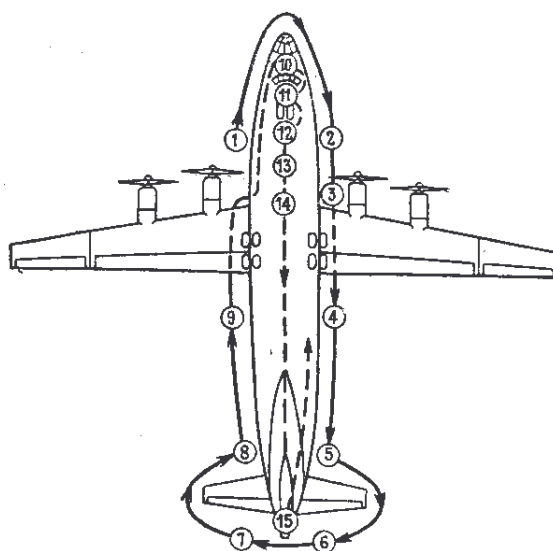


Рис. 31. Маршрут осмотра самолета старшим бортовым техником

— в надежности закрытия всех люков и лючков;

— в исправности шасси и отсутствии посторонних предметов в нише шасси;

— в правильной накачке пневматиков, исправности колес шасси и нормальной зарядке амортизаторов шасси (по обжатию);

— в наличии красных сигнальных очков саморазрядки баллонов ОС-8М и ОСУ-5 и сигнальных ракет;

— в наличии масла в маслобаке ТГ-16 (2,5 л) и легкости вращения ротора;

— исправность СПУ.

17. Под током проверить:

— заправку топливом, маслом и АМГ-10 в соответствии с полетным заданием и соответствие установки шкалы РТМС наличию топлива;

— исправность системы управления и сигнализации противопожарной и топливной систем;

— исправность систем управления самолетом и двигателями;

— работу клапанов пускового топлива;

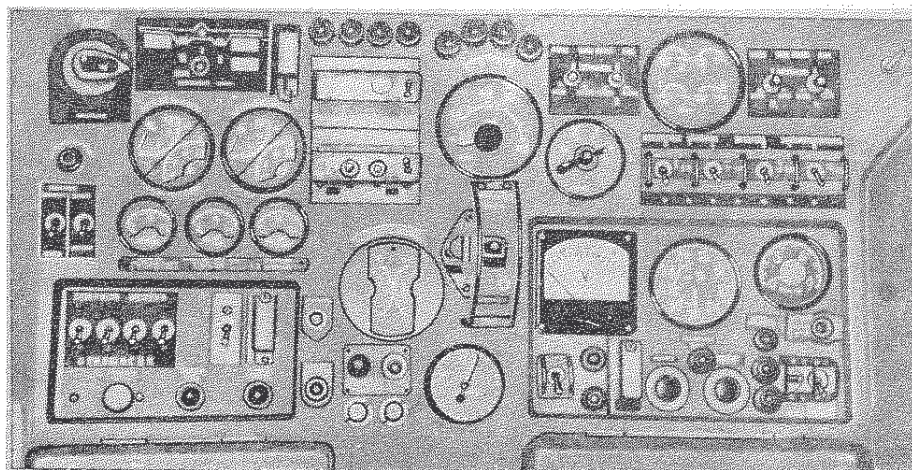


Рис. 32. Пульт старшего бортового техника

— в отсутствии течи топлива и масел;

— в чистоте отстоя топлива;

— в установке лопастей винтов на $\varphi=0^\circ$;

— в наличии аэродромных средств пожаротушения;

— в отсутствии посторонних предметов под самолетом, впереди и с боков от него;

— в наличии под колесами упорных колодок.

Примечание. После дозаправки самолета топливом и маслом проверить закрытие пробок заправочных горловин баков, масломерных линеек и их контровку.

16. В грузовой кабине и кабине экипажа осмотреть и проверить:

— отсутствие посторонних предметов, размещение и швартовку грузов;

— крепление кран-балки;

— отсутствие течи из соединений и агрегатов гидросистемы;

— состояние отстойников системы НГ и отсутствие в них керосина;

— зарядку баллонов ОС-8М;

— состояние и чистоту остекления кабин;

— исходное положение рукояток кранов, рычагов и переключателей (рис. 32);

— состояние парашюта и готовность его к полету;

— исправность сиденья и механизма его фиксации;

— исправность индивидуального комплекта кислородного оборудования;

— работу автомата управления заслонками маслорадиатора. После проверки поставить в положение «Автомат».

О результатах осмотра и проверки оборудования доложить командиру экипажа.

Воздушный радист

18. При проведении внешнего осмотра воздушный радист обязан проверить:

— отсутствие механических повреждений и чистоту антенных устройств и проходных изоляторов КВ радиостанций;

— наличие на самолете аварийной радиостанции Р-850;

— правильность и надежность подключения антенной проводки к проходным изоляторам и аппаратуре;

— отсутствие механических повреждений агрегатов оборудования рабочего места (рис. 33);

— наличие таблиц настройки КВ радиостанций, необходимых запасных предохранителей и опломбированных ящиков с комплектом запасных радиоламп;

— наличие микрофонов и авиагарнитуры;

— соответствие частоты настройки УКВ радиостанции по каналам согласно заданию на полет;

— установку температуры на ТРТВК-45М;

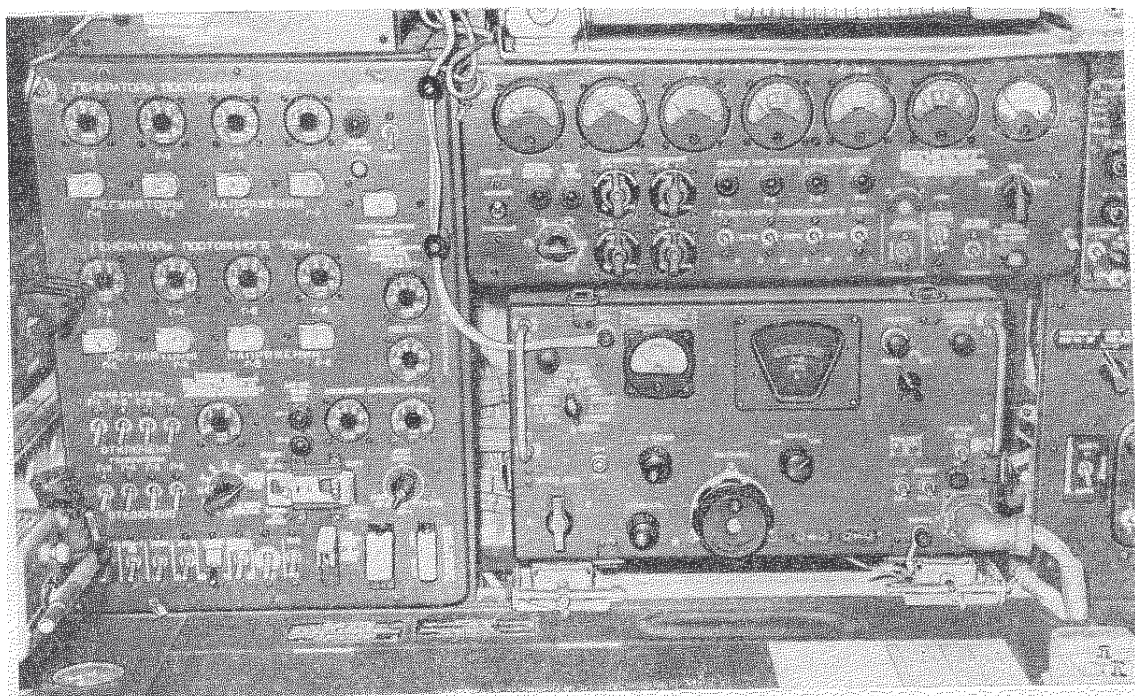


Рис. 33. Пульт воздушного радиста

— состояние парашюта и подготовить его к полету.

19. Занять рабочее место и проверить:

— исправность сиденья и механизм его стопорения;

— исправность индивидуального комплекта кислородного оборудования.

20. Проверить бортовые источники электроэнергии, для чего:

— убедиться, что потребители электроэнергии и выключатель аварийного выключения аккумуляторов и аэродромных источников выключены;

— поставить выключатели проверки напряжения аккумуляторов в положение «Отключено»;

— по команде командира экипажа «Включить бортовые аккумуляторы» переключатель «Борт—Аэродром» поставить в положение «Борт»;

— проверить степень заряженности аккумуляторных батарей под нагрузкой согласно табл. 6; напряжение нормально заряженных аккумуляторов должно быть не менее 24 в;

— поставить переключатель вольтметра аккумулятора в положение «Аварийная шина», включить аварийное питание от аккумуляторов и, убедившись в наличии напряжения на аварийной шине, выключить аварийное питание;

— поочередно включить рабочий и резервный ПТ-1000Ц, проверить по вольтметру электросети трехфазного тока напряжение каждой фазы, после чего выключить преобразователь;

— включить ПО-750А в режим «Аварийное», проверить напряжение переменного тока в положении переключателя вольтметра «Шина I ПО-750» и затем выключить преобразователь.

Таблица 6

Аккумуляторы	Нагрузка, а	Агрегаты, которые необходимо включить
Одиночные (1, 2, 3, 4)	12	Плафоны в кабине экипажа и плафоны ПС-45 в кабине расчета
Спаренные (1 и 6, 3 и 5)	24	Агр. 463 первой группы одного полукрыла
Группы (8—12, 13—17)	60	Агр. 463 первой, второй и третьей групп одного полукрыла

Предупреждение. Проверку ПТ-1000Ц и ПО-750А при установке четырех бортовых аккумуляторов целесообразно производить от наземного источника постоянного тока;

— выключатель аварийного выключения бортовых аккумуляторов и аэродромных источников постоянного тока поставить в положение «Включено» и, убедившись, что самолет обесточен, поставить выключатель в исходное положение;

— поставить выключатель вольтметра бортовой сети в положение «Шина левых генераторов», включить выключатель «Кольцевание правых и левых генераторов» и, убедив-

шись в наличии напряжения на шине левых генераторов, выключить выключатель;

— поставить переключатель «Борт — Аэродром» в нейтральное положение.

21. При проверке оборудования под током воздушный радист обязан:

— по команде командира экипажа на включение аэродромного источника питания переключатель «Борт — Аэродром» поставить в положение «Аэродром» и по вольтметру бортовой сети при положении переключателя «Шина правых генераторов» убедиться в наличии напряжения в бортовой сети (28,5 в);

— выключатель аэродромного питания переменного тока поставить в положение «Включено» и убедиться в наличии напряжения 115 в на шинах I и II (при отсутствии аэродромного питания включить ПО-750А в режим «Проверка аппаратуры»).

Примечание. При использовании ПО-750А в режиме «Проверка аппаратуры» разрешается проверять оборудование поочередно, не нагружая преобразователь более 750 в_а. От ПО-750А запрещается проверять РБП-3, кормовую установку, Р-837 (Р-836) и обогрев стекол;

— включить преобразователь ПТ-1000Ц;

— включить на щитке необходимые АЗС;

— включить СПУ-7 (СПУ-6) и установить связь со всеми членами экипажа в обеих сетях, пользуясь ножной тангентой, а также проверить работу кнопок «СПУ» и циркулярного вызова.

Предупреждение. СПУ-6 обеспечивает внутрисамолетную связь только в первой сети. Для проверки резервного СПУ необходимо включить РСИУ-4 № 2 и выключатель «Резервное СПУ»; на абонентских аппаратах переключатели должны быть установлены в положения «СПУ», «ДР», «2 сеть»;

— проверить сигнализацию отказа СПУ в кормовой кабине;

— включить передатчики РСБ-70, Р-836 (Р-837, РСБ-5), приемники РПС и УС-8 и проверить их работу;

— по команде командира экипажа выключить все АЗС, СПУ и обесточить самолет.

О результатах осмотра и проверки оборудования доложить командиру экипажа.

Бортовой техник по авиационному и десантному оборудованию

22. Путем внешнего осмотра авиационного и десантного оборудования бортовой техник по АДО обязан проверить:

— исправность аэронавигационных и строевых огней и плафонов подсвета двигателей;

— исправность посадочных фар;

— исправность электропроводки и ее крепления в отсеках и на стойках шасси;

— крепление и смазку штоков концевых выключателей ДП-702 (МВШ-2Т) шасси и их створок;

— убрал ли трос заземления самолета;

— исправность розеток и кабелей аэродромного питания;

— снятие колпачков с датчиков ДАК-ДБ-5 и СП-1;

— внешнее состояние аккумуляторов, надежность их крепления и крепления замков створок отсека аккумуляторов;

— положение выключателей, переключателей, реостатов в передней, грузовой и задней кабинах; выключатели и ручки реостатов должны быть в положении «Выключено», а переключатели — в нейтральном положении;

— внешнее состояние и крепление арматуры сигнальных и осветительных ламп;

— отсутствие повреждений приборов, реостатов, выключателей и переключателей на электрощитках радиста; убедиться, что стрелки приборов находятся в исходном положении;

— запасной комплект предохранителей и ламп;

— положение переключателей кранов систем полного и статического давления и их контровку;

— отстойники системы полного и статического давления на отсутствие в них влаги;

— состояние парашюта и подготовить его к полету;

— исправность кислородной маски личного пользования;

— внешнее состояние кислородных приборов, шлангов и герметичность газообразной системы кислорода;

— заправку жидким и газообразным кислородом в соответствии с полетным заданием;

— исправность приборов КПЖ-30;

— состояние оборудования и приборов, установленных на пульте оператора;

— состояние и крепление кран-балки;

— состояние концевых выключателей створок грузового люка;

— состояние блоков системы МСРП-12;

— надежность крепления погрузочных трапов;

— наличие и состояние десантного оборудования, подготовленного в соответствии с заданием;

— состояние заглушек, закрывающих доступ к штепсельным разъемам электропроводки больших и малых грузов;

— надежность крепления лебедок ГЛ-1500 (БЛ-52) и электропроводки;

— правильность размещения и надежность крепления оборудования и грузов, расположенных в багажниках и грузовой кабине.

23. Убедиться в исправности аэродромного источника питания (напряжение на генераторе АПА должно быть в пределах 28,5—30 в) и подключить его к бортовой сети самолета.

24. При проверке бортовых источников электроэнергии и оборудования под током совместно с членами экипажа или лично проверить:

— напряжение аккумуляторных батарей по группам при нормальной нагрузке (напряжение должно быть не менее 24 в);

— исправность шины аварийного питания путем включения выключателя аварийного питания и отдельных потребителей аварийной шины (например, освещение кабины);

— исправность электромеханизмов триммеров органов управления самолетом при управлении ими с левого и правого пультов летчика;

— исправность противопожарной системы;

— сигнализацию и работу насосов топливной системы;

— работу авиагоризонтов;

— исправность работы аэронавигационных и строевых огней и посадочных фар;

— исправность ультрафиолетового освещения, плафонов общего освещения кабины, подсвета двигателей и отсеков шасси;

— работу индивидуальных вентиляторов;

— работу клапанов сброса давления (по щелчку их срабатывания);

— исправность световой и звуковой сигнализации десанту;

— исправность сигнализации открытия кранов системы противообледенения крыла;

— исправность сигнализации РИО-2М;

— исправность сигнализации обогрева ППД-1 и обогревных элементов приемников статического давления;

— работоспособность летнопротяжного механизма системы МСРП-12;

— работу противообледенительной системы хвостового оперения;

— работу преобразователей ПТ-1000Ц и ПО-750А.

25. Снять заглушки с приемников статического и полного давления, проверить состояние приемников, чистоту отверстий для стока влаги в ППД-1 (ТП-156М).

Затем совместно с командиром экипажа или его помощником проверить герметичность систем статического и полного давления, сравнить показания указателя КУС-1200, ВД-10 у всех членов экипажа.

Проверка высотомера ВД-10 выполняется по методике, указанной в ст. 2.

О результатах осмотра и проверки оборудования доложить командиру экипажа.

Воздушный стрелок

26. Воздушный стрелок внешним осмотром должен проверить:

— отсутствие чехлов на пушках, закрытие створок обтекателя ДБ-65У и лючков горловины подъема патронных лент, отсутствие заглушки на воздухозаборнике вентиляции кабины стрелка, закрытие защелки аварийного люка;

— наличие и правильность укладки патронов в ящиках, закрытие ящиков крышками и установку электроподтягов патронных лент в рабочее положение;

— отсутствие в кабине стрелка посторонних предметов и внешних механических повреждений агрегатов кабины;

— комплектацию аптечки;

— состояние парашюта и готовность его к полету.

27. Занять свое рабочее место и проверить:

— свободу перемещения и стопорение сиденья;

— исправность индивидуального комплекта кислородного оборудования и давление кислорода (8—12 кг/см²);

— остекление кабины (целость и чистоту);

— состояние приборов (рис. 34), органов управления, находящихся в кабине; при этом убедиться, что краны, переключатели, рычаги находятся в исходном положении;

— высотомер ВД-10; проверка выполняется по методике, указанной в ст. 2;

— давление воздуха в системе аварийного открытия люка (должно быть 120—150 кг/см²);

— давление в системе пневматической перезарядки пушек (должно быть 65 ± 3 кг/см²);

— наличие и целостность предохранителей в РК и ВП-54М;

— положение выключателей на КЭП-4 и КУК-54В (должны быть включены);

— плавность вращения станции КПС-53А и регулировку фрикционных тормозов;

— стопорение станции КПС-53А по горизонту и вертикали;

— установку температуры на ТРТВК-45М.

28. При проверке оборудования под током:

— проверить по вольтметрам напряжение бортовой сети (напряжение однофазного переменного тока должно быть 115 в, трехфазного — 36 в, напряжение постоянного тока — 28,5 в);

— проверить работу СПУ и сигнализацию отказа СПУ;

— включить все выключатели на ВП-54М;

— на внешнебазовом дальномере установить базу 15—22 м, отрегулировать подсвет дальномерного кольца и маркерной точки, проверить схождение световых ромбиков к центральной маркерной точке;

— нажать на рычаг действия и проверить согласованность движения башни и прицельной станции, вращая станцию вправо, влево, вверх и вниз;

— включить на КПС-53А выключатель «Вычислитель» и проверить работу вычислительного блока (при нормальной работе стволы пушек должны двигаться в сторону отклонения прицельной станции);

— проверить посадку оружия на концевые выключатели, для чего, вращая прицельную станцию, подвести башню к каждому упору и убедиться, что башня останавливается на упорах;

— вращая прицельную станцию, повернуть башню в любом направлении и отпустить рычаг действия; башня автоматически должна вернуться в походное положение;

— проверить работу ФКП ПАУ-457-2М без включения БА-3Д.

Предупреждения: 1. Проверку ПВ-23У производить только от наземных источников питания или от самолетных генераторов при работающих двигателях или работающем ТГ-16 и ПО-1500.

— поставить выключатели снятия винтов с упора в положение «Снят с упора»;

— включить переключатели противопожарной системы в положение «Проверка», а затем «Пожаротушение»;

— включить питание ЦГВ;

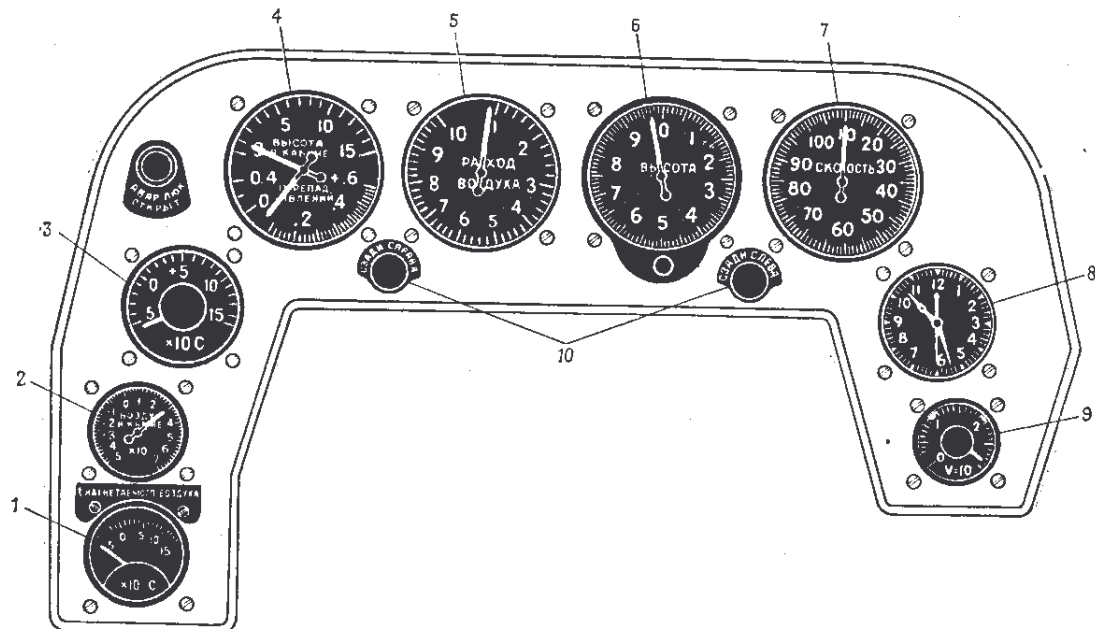


Рис. 34. Приборная доска воздушного стрелка:

1 — указатель температуры воздуха, подаваемого в кабину, ТУЭ-48; 2 — кабинный термометр воздуха ТВ-45; 3 — указатель температуры наружного воздуха ТНВ-1; 4 — указатель высоты и перепада давления УВПД-75; 5 — указатель расхода воздуха УРВК; 6 — высотомер ВД-10; 7 — указатель скорости КВС-1200; 8 — часы АВРМ; 9 — вольтметр постоянного тока В-1; 10 — лампочки сигнализации направления атаки

2. Без необходимости башню на упорах не держать.

О результатах осмотра и проверки оборудования доложить командиру экипажа.

ПОДГОТОВКА К ЗАПУСКУ ДВИГАТЕЛЕЙ

29. Запуск двигателей производится автономно от ТГ-16 (ТГ-16М) или от аэродромных источников питания АПА-2М, АПА-35, АПА-35-2М, АПА-50.

30. По команде командира экипажа «Приготовиться к запуску двигателей»:

а) воздушный радист обязан:

— включить самолет под ток;

— включить СПУ и доложить: «Самолет под ток включен, напряжение . . . вольт»;

— в зависимости от характера запуска двигателей действовать согласно указаниям, изложенным в настоящем разделе;

б) старший бортовой техник обязан:

— подать команду воздушному радисту подготовить щит АЗР к запуску;

— убедиться в правильности действий воздушного радиста;

— создать ручным насосом давление в гидроаккумуляторе тормозов 80 кг/см^2 ;

— убедиться в открытии пожарных кранов (по загоранию лампочек);

— включить подкачивающие насосы очередной группы (давление должно быть $0,9\text{--}1,2 \text{ кг/см}^2$);

— убедиться, что краны шасси, закрылков стоят в нейтральном положении и законтрены;

в) помощник командира экипажа обязан:

— убедиться, что отбор воздуха от двигателей закрыт; переключатели стоп-кранов находятся в положении «Открыто», а переключатели обогрева крыла и ВНА — в положении «Выключено»;

— включить на 5—10 сек выключатель сигнализации обледенения ВНА, при этом лампочки обледенения ВНА должны гореть;

г) бортовой техник по АДО обязан:

— при запуске двигателей от ТГ-16 находиться в кабине экипажа у рабочего места воздушного радиста;

— контролировать режимы работы системы запуска ТГ-16 и двигателей по бортовым приборам (амперметрам и вольтметрам);

— при запуске двигателей от аэродромного источника находиться у пульта (щитка) аэродромного источника питания;

— контролировать действия шофера-электромеханика и правильность отработки цикла

запуска двигателей по потребляемым токам и напряжениям;

— следить за сигналами связного и по команде, убедившись, что лампочки включения аэродромного источника на борту самолета не горят, отсоединить штепсельные разъемы аэродромного питания от самолета.

АВТОНОМНЫЙ ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЕЙ

Подготовка к запуску и запуск турбогенераторной установки ТГ-16 (ТГ-16М)

31. Турбогенератор ТГ-16 позволяет производить запуск двигателей, а также работу на бортовую сеть на земле при превышении аэродрома над уровнем моря не менее 1000 м, а турбогенератор ТГ-16М — до высоты 4200 м на земле и в полете.

Запуск ТГ-16 возможен как от бортовых, так и от аэродромных источников постоянного тока.

32. Для осуществления запуска ТГ-16 воздушный радист обязан:

— переключатель «Запуск от ТГ-16 — Запуск от аэродромного источника» поставить в положение «Выключено» (нейтральное положение);

— переключатель «Борт — Аэродром» поставить в положение, обеспечивающее подачу электропитания на запуск («Аэродром» или «Борт»);

— выключатель «ГС-24А» — в положение «Отключено»;

— установить переключатели вольтметра бортовой сети в положение «Шина правых генераторов», вольтметра аккумуляторов — в положение «ГС-24А», а вольтметра переменного тока — в положение «Шина I ПО-750».

Предупреждение. Во всех случаях переключения питания бортовой сети с аэродромного на бортовое переключатель «Борт — Аэродром» необходимо задерживать в нейтральном положении в течение 0,5—1 сек во избежание одновременного включения в бортовую сеть аккумуляторов и аэродромных источников.

33. Старший бортовой техник на щитке ТГ-16 обязан:

— поставить переключатель запуска в положение «Запуск»;

— переключатель заслонки входного люка ТГ-16 поставить в положение «Открыто» (должна загореться зеленая лампочка);

— переключатель пожарного крана поставить в положение «Открыто» (должна загореться зеленая сигнальная лампочка, а красная погаснуть);

— переключатель «Запуск — Холодная прокрутка» поставить в положение «Запуск».

34. После докладов связного и членов экипажа о готовности к запуску старшему бортовому технику по команде командира экипажа

произвести запуск ТГ-16, для чего нажать и через 1,5—2 сек отпустить кнопку запуска, при этом:

— загорится сигнальная лампочка «Запуск идет» (контроль за временем запуска вести по секундомеру);

— через 15—17 сек загорится желтая сигнальная лампочка наличия давления масла;

— через 20 сек отключится стартер ТГ-16;

— при достижении двигателем ТГ-16 29000 об/мин загорится зеленая сигнальная лампочка «ТГ-16 запущен».

35. Время выхода на рабочие обороты — не более 28 сек; рекомендуемый диапазон рабочих оборотов — 32000—33000 об/мин (95—96%). Допускается колебание рабочих оборотов ТГ-16:

— без нагрузки — в пределах 1250 об/мин;

— под нагрузкой — в пределах 550 об/мин.

Максимальный заброс температуры газов за турбиной при запуске ТГ-16 — не более 900°С, с восстановлением до нормальной — 720°С — в течение 3 сек.

Максимальный заброс оборотов при выходе на рабочий режим — не более 35000 об/мин.

36. После неудавшегося запуска ТГ-16 произвести холодную прокрутку и повторить запуск. Подробно об эксплуатации ТГ-16 см. в Инструкции по эксплуатации ТГ-16.

Предупреждения: 1. Если параметры работы ТГ-16 выходят за допустимые пределы, то запуск прекратить нажатием на кнопку «Останов ТГ-16».

2. **Запрещается** производить запуск или холодную прокрутку ТГ-16 до полной остановки ротора.

37. Методика запуска ТГ-16М и запуска двигателей от ТГ-16М сохраняется такой же, что и при ТГ-16. Однако необходимо учесть следующие отличия ТГ-16М от ТГ-16:

— в случае повышения мощности ТГ-16М свыше 82 кВт при запуске или холодной прокрутке двигателя начинает работать система ограничения мощности ОМ-16Т. При этом загорится сигнальная лампочка срабатывания ОМ-16Т на щитке запуска. В момент нажатия на кнопку «Запуск двигателя» допускается кратковременное загорание сигнальной лампочки «Работа ОМ-16Т»;

— при просадке оборотов ТГ-16М ниже 29000 об/мин запуск двигателя должен прекращаться автоматом АОД-20; при этом загорается лампочка срабатывания АОД-20 на щитке запуска.

После окончания цикла работы АОД-20 сигнальная лампочка гаснет и запуск можно повторить, проведя предварительно холодную прокрутку запускаемого двигателя;

— при работе ТГ-16М на высоте свыше 2000 м обороты ротора должны быть в пределах 32000—34000 об/мин.

38. После установления рабочих оборотов турбины ТГ-16 и доклада старшего бортового техника «ТГ-16 запущен» воздушному радисту необходимо:

- отрегулировать напряжение генератора ГС-24А (должно быть 28,5 в);
- переключатель «Борт — Аэродром» поставить в положение «Борт»;
- включить ГС-24А на питание бортсети самолета;
- переключатель «Запуск от ТГ-16 — Запуск от аэродромного источника» поставить в положение «Запуск от ТГ-16»;
- по команде старшего бортового техника включить ПО-750 и ПТ-1000.

Предупреждение. Во избежание случаев подключения перевозбужденного генератора ГС-24А на бортовую сеть (при отказах ПТ-16А) категорически запрещается включать ГС-24А на бортовую сеть (после запуска ТГ-16) до погасания сигнальной лампочки «Запуск ТГ-16 идет» и без предварительной проверки напряжения ГС-24А.

Запуск двигателей от турбогенератора ТГ-16

39. Запуск двигателей выполнять в следующем порядке: 1—4—3—2. При такой последовательности обеспечивается проверка исправности всех четырех гидронасосов и создаются благоприятные условия для работы турбогенератора ТГ-16.

40. Для запуска двигателей старшему бортовому технику необходимо:

- на щитке запуска переключатель «Земля — Воздух» поставить в положение «Земля», «Холодная прокрутка — Запуск» — в положение «Запуск»;
- поставить переключатель «Выбор запускаемого двигателя» на выбранный для запуска двигатель;
- проверить готовность системы запуска по горению лампочки «Готовность к запуску»;
- убедиться в открытии стоп-кранов;
- проверить, сняты ли с тормоза воздушные винты;
- на самолетах с подключенной системой РПМГ-3А убедиться, что АЗС РПМГ-3А включены.

Предупреждение. АЗС РПМГ-3А должны быть включены перед запуском двигателей и оставаться во включенном положении в течение всего времени работы и при остановке двигателей. Отключение АЗС РПМГ-3А приводит к увеличению тяги на посадке и автоматическому флюгированию винтов при переводе РУД на режим 0° по УПРТ и снятии воздушных винтов с промежуточного упора на пробеге.

41. Командиру экипажа после запуска ТГ-16 и подготовки щитка запуска проверить давление в левой гидросистеме, постановку самолета на стояночный тормоз и подать команду по СПУ: «Связной, самолет на стояночном, давление в гидросистеме есть, напряжение нормальное, запуск с первого, от винтов».

После получения ответа от связного «Есть от винтов» и команды командира экипажа «Запустить двигатели, помощнику следить за работой ТГ-16» старший бортовой техник приступает к запуску двигателей.

42. Порядок запуска следующий:

- а) нажать и через 1,5—2 сек отпустить кнопку запуска; двигатель должен выйти на обороты малого газа 80,5—82,5% в течение не более 120 сек;
- б) в процессе выхода двигателя на обороты малого газа следить:
 - за температурой газов за турбиной, которая не должна превышать 750°С (в случае интенсивного роста температуры пользоваться кнопкой перепуска топлива, не допуская при этом прекращения роста оборотов);
 - за увеличением оборотов двигателя;
 - за повышением давления масла в двигателе;

— за отключением СТГ-12ТМО, которые должны отключаться при достижении оборотов турбины 42—46% или по истечении 68 сек после начала запуска, если турбина не развила указанные обороты.

43. Если СТГ-12ТМО при указанных условиях не отключаются, то выключить их кнопкой «Прекращение запуска» (отключение контролируется повышением напряжения в электросети самолета). При зависании оборотов двигателя рекомендуется на оборотах 30—50% установить РУД в положение 30° по УПРТ; по достижении двигателем оборотов малого газа возвратить РУД в положение, равное 0° по УПРТ.

После неудавшегося запуска необходимо произвести холодную прокрутку двигателя.

Примечание. На самолетах имеется блокировка запуска двигателя стартер-генератором, автоматически отключающая стартер-генераторы в случае обрыва предохранительного валика привода стартер-генератора до 9 сек с сигнализацией отказа СТГ. Если же отказ произошел позже чем через 9 сек после начала запуска, то автоматического прекращения запуска не произойдет. При этом только загорится сигнальная лампочка красного цвета «Отказ СТГ при запуске» на средней панели приборной доски летчиков.

44. При запуске двигателей воздушный радист обязан:

- по амперметрам А-3 следить за токами, потребляемыми стартерами, докладывать командиру экипажа о моменте отключения стартеров по падению нагрузки до нуля и в случаях разбаланса токов более 300 а; замер разбаланса производить между 40-й и 50-й секундами;
- после запуска очередного двигателя убедиться в наличии напряжения СТГ-12ТМО и включить генераторы на бортсеть по команде старшего бортового техника;
- установить переключатели «Генераторы переменного тока» в положение «Проверка», при этом убедиться в наличии напряжения на генераторах СГО-12.

Предупреждение. С целью предотвращения ударного включения обгонных муфт

генераторов СТГ-12ТМО запрещается включать генераторы в бортовую сеть до выхода двигателя на обороты малого газа.

45. Помощник командира экипажа во время запуска двигателей следит за работой ТГ-16 и за напряжением по вольтметру, которое должно быть:

- на 0-й—9-й секунде запуска — 20—26 в;
- на 9-й—15-й секунде запуска — 29—36 в;
- на 15-й—20-й секунде запуска — 39—47 в;
- на 20-й—25-й секунде запуска — 43—51 в;
- на 25-й—70-й секунде запуска — 51—60 в.

Предупреждение. Если после запуска двигателя напряжение на вольтметре щитка запуска ТГ-16 не исчезает, то до устранения неисправности производить запуск от любого источника питания запрещается.

46. Запуск двигателей прекращать в следующих случаях:

- на 9, 15, 20 и 25-й секунде не растет напряжение по вольтметру на щитке «Запуск ТГ-16»;
- просадка оборотов ниже 29000 об/мин;
- температура газов за турбиной ТГ-16 достигла 780°С;
- нет воспламенения топлива до 30-й секунды от начала запуска;
- температура газов за турбиной растет выше 750°С при пользовании кнопкой «Перепуск топлива»;
- не появилось давление масла в двигателе до 30-й секунды от начала запуска;
- двигатель не выходит на обороты малого газа за 120 сек;
- понижается напряжение в бортовой сети ниже 16 в (если понижение напряжения кратковременное — около 1 сек, то запуск не прекращать);
- прекратился рост оборотов — двигатель «завис» (не увеличивает обороты при установке РУД на 30° по УПРТ);
- преждевременно отключились стартер-генераторы;
- если один из СТГ-12ТМО не взял нагрузку;
- при перегрузке СТГ-12ТМО (по длительному зашкаливанию амперметра);
- подана команда от связного о прекращении запуска;
- при загорании лампочки «Отказ СТГ» на щитке запуска.

Предупреждения: 1. Запрещается до выхода двигателя на малый газ переключатель «Выбор запускаемого двигателя» ставить на другой двигатель, а также включать переключатель «Запуск двигателя в воздухе».

2. Двигатель остановить, если после 60 сек работы на малом газе давление масла не достигнет 3 кг/см² (4 кг/см² для АИ-20М).

47. Для прекращения запуска переключатель стоп-крана поставить в положение «Закр.», и нажать кнопку «Прекращение запу-

ска» (если СТГ-12ТМО еще не отключились). В случае несрабатывания стоп-крана (обесточился самолет, резко упало напряжение) остановить двигатель краном аварийного останова и флюгирования.

48. После запуска всех двигателей произвести останов ТГ-16, для чего необходимо:

- а) радисту:
 - переключатель «Запуск от ТГ-16 — Запуск от аэродрома» поставить в нейтральное положение;
 - тумблер включения ГС-24А на щитке постоянного тока поставить в положение «Выключено»;
 - переключатель вольтметра «Аккумуля. — Аэродром — ГС-24» поставить в положение «Аккумуля.»;
 - доложить о готовности к выключению ТГ-16;

б) старшему бортовому технику:

- нажать кнопку «Останов ТГ-16», при этом должна погаснуть сигнальная лампочка «ТГ-16 запущен»;
- переключатель пожарного крана поставить в положение «Закр.»;
- переключатель «Запуск — Холодная прокрутка» поставить в положение «Холодная прокрутка»;
- после остановки ротора ТГ-16 переключатель управления входной заслонкой поставить в положение «Закр.».

49. После запуска всех двигателей воздушному радисту выключить ПО-750, включить все СГО-12; установить переключатели вольтметра переменного тока в положение «Шина I ПО-750», вольтметра аккумуляторов в положение «Аккумуляторы», вольтметра борсети в положение «Шина правых генераторов».

50. Отрегулировать напряжение генераторов переменного тока 115 в 400 гц на режиме работы двигателей не ниже 0,2 номинального.

Предупреждение. Необходимо иметь в виду, что частотомер переменного тока дает нормальные показания при оборотах двигателя 95—96%.

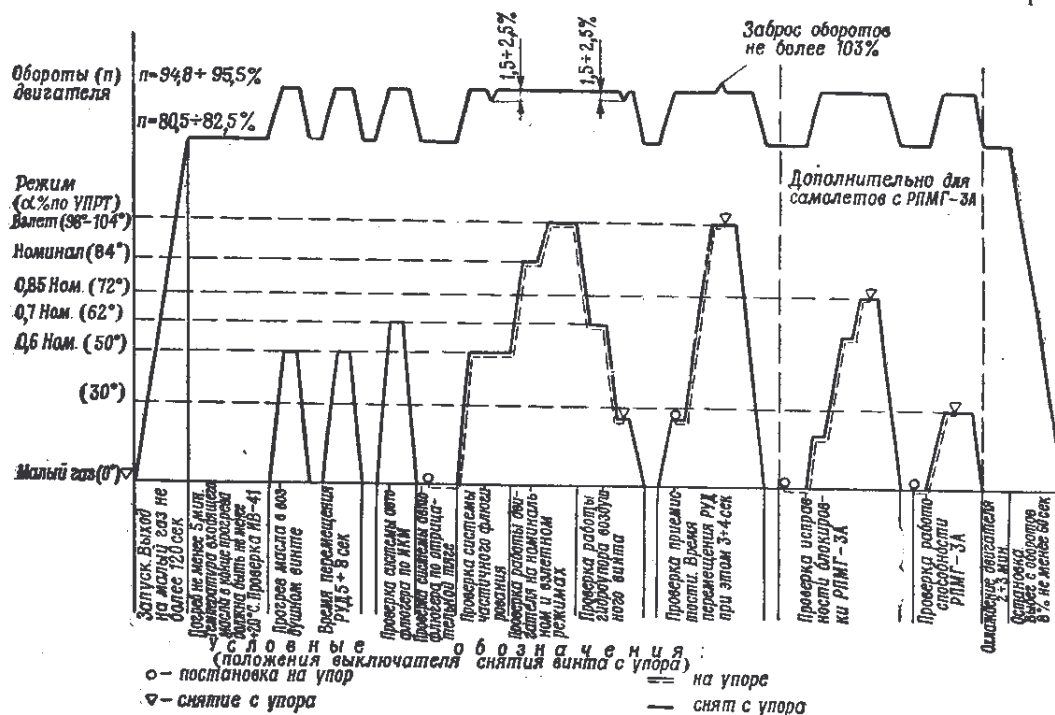
Запуск двигателей от аэродромных источников электроэнергии

51. До запуска двигателей воздушный радист обязан:

- установить переключатели вольтметра бортовой сети в положение «Шина правых генераторов», вольтметра аккумуляторов — в положение «АР-2», вольтметра генераторов переменного тока — в положение «Шина I ПО-750»;
- поставить переключатель «Борт — Аэродром» в положение «Аэродром», убедиться, что обе лампочки сигнализации подключения розеток аэродромного питания горят и имеется напряжение на шине правых генераторов в пределах 28,5 в, а на АР-2 — 24 в (от АПА-2М, АПА-3М) или 28,5 в (от АПА-35, АПА-50);

— включить ПО-750 в режим «Проверка аппаратуры» и ПТ-1000Ц и доложить командиру экипажа о готовности к запуску двигателей.

Дальнейшие действия воздушного радиста не отличаются от действий при запуске от ТГ-16, но при этом после запуска всех двигателей переключатель «Борт — Аэродром» должен быть поставлен в положение «Борт».



ПРОГРЕВ, ОПРОБОВАНИЕ И ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЕЙ

Прогрев двигателей

54. После запуска прогреть двигателя (рис. 35) на режиме малого газа до температуры масла на входе в двигатель не ниже $+20^{\circ}\text{C}$.

В случае длительного перерыва в работе двигателей (свыше 5 ч) прогрев на режиме малого газа (0° по УПРТ) производить не менее 5 мин, при этом температура масла в конце прогрева должна быть не менее $+20^\circ\text{C}$.

В случае крайней необходимости разрешается прогревать двигатель менее 5 мин и прогрев оценивать по температуре масла ($+20^{\circ}\text{C}$).

55. Проверить исправность виброаппаратуры ИВ-41. После запуска двигателей включить виброизмерительную аппаратуру ИВ-41 и проверить ее работоспособность, нажав на кнопку встроенного контроля. Если после нажатия на кнопку встроенного контроля стрелки показывающих приборов отклонились на величину 5—6 г, то аппаратура исправна и работоспособна. Дополнительным контролем исправности аппаратуры является загорание

— в случае полного обесточивания самолета из-за отказа аэродромных источников питания или по другим причинам переключатель

сигнальных лампочек при отклонении стрелок выше 5,5 g (5 g для двигателей АИ-20М). Если стрелки показывающих приборов не отклоняются на указанную величину или сигнальные лампочки не загораются при отклонении стрелок выше 5,5 g (5 g для двигателей АИ-20М), необходимо устранить неисправность аппаратуры ИВ-41.

При опробовании двигателя уровень его виброперегрузок по показывающему прибору не должен превышать: 4 g — для двигателя 4-й серии; 4,5 g — для двигателя 5-й серии и для двигателя АИ-20М.

56. Прогреть масло в системе винта двукратным изменением режима плавным перемещением рычага управления двигателем от 0 до 50° по УПРТ и обратно.

Примечание. При температурах наружного воздуха +5°С и выше масло в системе винта разрешается прогревать однократным изменением режима от 0 до 50° по УПРТ и обратно.

Опробование двигателей

57. Проверить работу аппаратуры автоматического флюгирования по ИКМ (рис. 36), для чего:

- установить режим работы двигателя 0,7 номинального ($62 \pm 2^\circ$ по УПРТ), загорается зеленая лампочка готовности автофлюгирования;

- нажать и удерживать переключатель проверки аппаратуры автоматического флюгирования по ИКМ; загорается сигнальная белая лампочка расфлюгирования винта;

- перевести рычаг управления двигателем в положение малого газа (0° по УПРТ), загораются красные лампочки «Отказ двигателя» и синяя лампочка работы флюгер-насоса.

Предупреждение. После проверки системы автоматического флюгирования по ИКМ убедиться, что сигнальная белая лампочка расфлюгирования винта не горит, так как в противном случае система автоматического флюгирования воздушного винта будет отключена.

Примечания: 1. Загорание лампочки флюгирования показывает, что вступили в работу флюгерный насос и автомат времени флюгирования, но лопасти винта переходят на минимальный угол и двигатель продолжает нормально работать на малом газе.

2. Цикл работы флюгерного насоса имеет продолжительность:

- на самолетах, оборудованных АВП-4, — 20 сек;
- на самолетах, оборудованных ПМК-18, — 12 сек.

По окончании цикла проверки системы автоматического флюгирования вернуть переключатели проверки автофлюгера в исходное положение, выключатель снятия винта с упора поставить в положение «Винт на упоре», после этого система возвращается в исходное положение.

58. Проверить сигнализацию появления отрицательной тяги на режиме земного малого газа (0° по УПРТ) при положении выключате-

ля снятия винта с упора «Винт на упоре» в следующем порядке:

- нажать выключатель проверки системы автофлюгера по отрицательной тяге (исправность срабатываемого датчика автофлюгера по отрицательной тяге контролируется по загоранию красных лампочек «Отказ двигателя» на центральной приборной доске и в КФЛ-37);

- отпустить выключатель проверки датчика автоматического флюгирования по отрицательной тяге, при этом красные лампочки «Отказ двигателя» погаснут.

59. Проверить работу флюгерной системы частичным флюгированием в следующем порядке:

- установить режим 0,6 номинальной мощности ($50 \pm 2^\circ$ по УПРТ);

- кратковременно, на 0,5—1 сек, нажать кнопку частичного флюгирования, при этом обороты двигателя должны понизиться на 1,5—2,5% и вновь восстановиться до равновесных.

Во время нажатия кнопки частичного флюгирования должна гореть лампочка работы флюгерного насоса.

Предупреждение. Нажатие кнопки частичного флюгирования более чем на 1 сек приводит к падению оборотов двигателя ниже 93%, помпажу, резкому росту температуры газов за турбиной выше допустимой и может привести к выходу двигателя из строя.

60. Проверить устойчивость работы двигателя и винта на всех режимах плавным переводом рычага управления от режима 0,6 номинальной мощности до режима номинальной мощности, а затем до взлетного режима на 10—15 сек при положении выключателя снятия винта с упора «Винт на упоре».

61. Проверить работу гидравлического упора винта, для чего:

- установить режим работы двигателя 0,7 номинального ($62 \pm 2^\circ$ по УПРТ); выключатель снятия винта с упора должен стоять в положении «Винт на упоре»;

- плавно убрать рычаг управления двигателем до падения оборотов двигателя с 94,8—95,5% до 93%, затем выключатель снятия винта с упора поставить в положение «Снят с упора». Обороты двигателя должны восстановиться до равновесных 94,8—95,5%. Постановку винта на упор и снятие с упора проверять наблюдением за сигнальными лампочками расфлюгирования (белая) и «Винт снят с упора» (красная). При постановке винта на упор сигнальные лампочки не горят. При снятии винта с упора сигнальные лампочки загораются;

- перевести РУД в положение малого газа (0° по УПРТ).

Предупреждение. Запрещается снижать режим работы двигателя при положении воздушного винта «Винт на упоре» до падения оборотов ниже 93%.

62. Проверить приемистость двигателя, для чего:

— плавно перевести РУД из положения 0° по УПРТ до получения равновесных оборотов 94,8—95,5 %;

ро, достигнув максимальной величины, остается неизменным;

— выключатель снятия винта с упора поставить в положение «Снят с упора»;

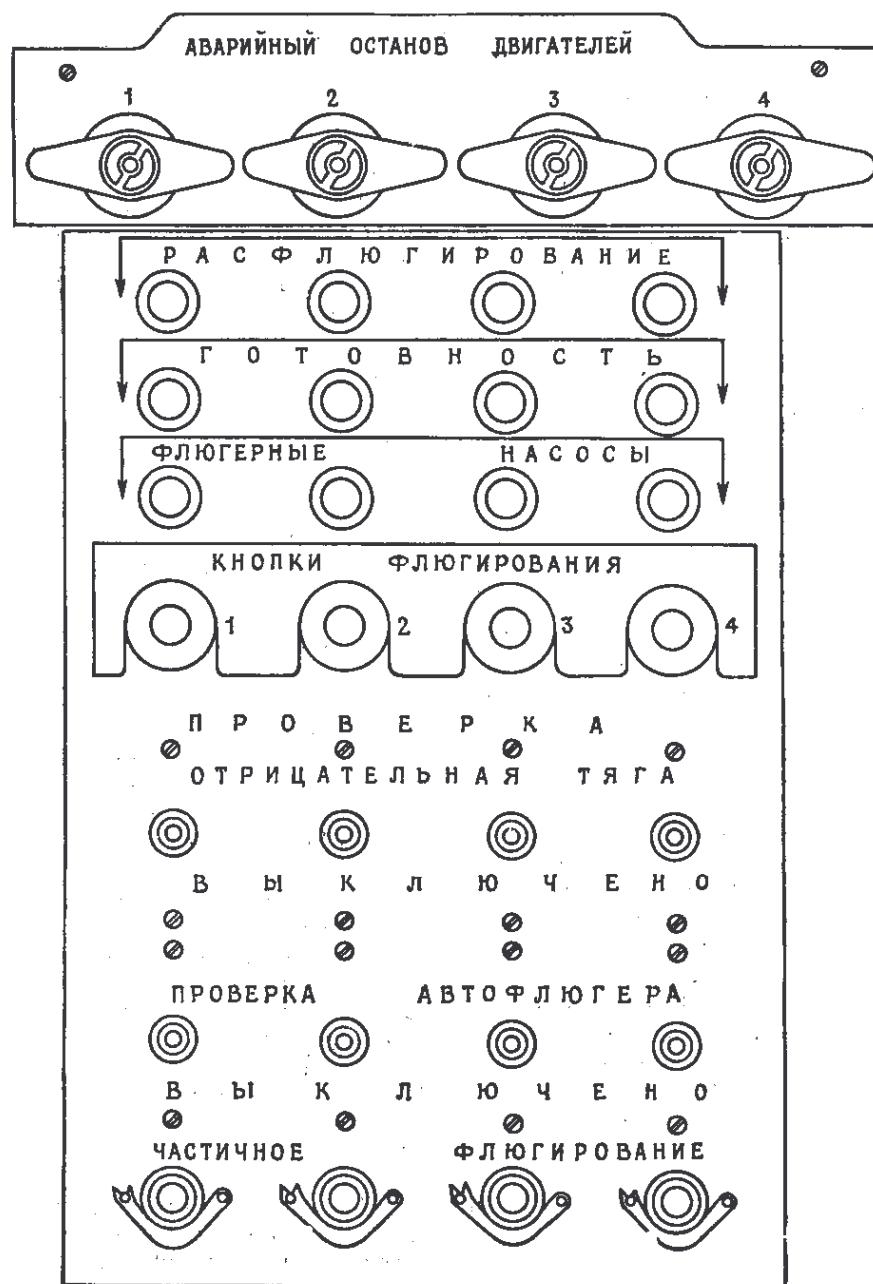


Рис. 36. Щиток управления системами флюгирования двигателей

— выключатель снятия винта с упора поставить в положение «Винт на упоре»;

— плавно за 3—4 сек перевести РУД в положение «Взлет» ($100^\circ \pm 4^\circ$ по УПРТ) и зафиксировать время выхода двигателя с режима полетного малого газа на взлетный режим, которое должно быть не более 20 сек, а заброс оборотов не более 103%; выход двигателя на взлетный режим определяется по давлению топлива перед рабочими форсунками, кото-

— проработать на взлетном режиме 10—15 сек и перевести за 1,5—2 сек рычаг управления двигателем в положение «Малый газ» (0° по УПРТ); двигатель должен плавно перейти на режим малого газа.

63. На самолетах с подключенной системой РПМГ-ЗА произвести поочередную проверку:

а) исправности системы блокировки РПМГ-ЗА, для чего:

— выключатель снятия винта с упора поставить в положение «На упоре»;

— плавно перевести РУД в положение несколько выше полетного малого газа, зафиксировав режим, на котором происходит загорание сигнальной лампочки «Готовность РПМГ» (сигнальная лампочка должна загораться на режимах $18-20^\circ$ по УПРТ);

— убрать РУД до упора полетного малого газа; сигнальная лампочка «Готовность РПМГ» должна гореть;

— плавно перевести РУД до режима $0,85$ номинальной мощности ($72 \pm 2^\circ$ по УПРТ), зафиксировав режим, на котором сигнальная лампочка «Готовность РПМГ» гаснет (сигнальная лампочка должна гаснуть на режиме $56 \pm 2^\circ$ по УПРТ).

Во всем диапазоне между зафиксированными режимами сигнальная лампочка «Готовность РПМГ» должна устойчиво гореть;

— уменьшить режим работы двигателя до загорания сигнальной лампочки «Готовность РПМГ»;

— выключатель снятия винта с упора поставить в положение «Снят с упора»; сигнальная лампочка «Готовность РПМГ» должна погаснуть, что свидетельствует об отключении системы РПМГ-ЗА;

— плавно перевести РУД в положение земного малого газа (0° по УПРТ);

б) работоспособности РПМГ-ЗА, для чего:

— выключатель снятия винта с упора установить в положение «На упоре»;

— плавно перевести РУД в положение 30° по УПРТ и сравнить расход топлива в двигателе при нажатой и отпущенной кнопке «Проверка РПМГ». Разница между этими расходами соответствует максимальному расходу топлива через РПМГ и должна составлять $200 + 10 \text{ кг/ч}$;

— выключатель снятия винта с упора поставить в положение «Снят с упора»;

— плавно перевести РУД в положение земного малого газа (0° по УПРТ).

Примечания: 1. При нажатой кнопке «Проверка РПМГ» и положении выключателя снятия винта с упора «На упоре» лампочка «Готовность РПМГ» горит на всех режимах работы двигателя выше полетного малого газа.

2. Запрещается нажатие кнопки «Проверка РПМГ» на режимах работы двигателя выше номинального.

64. В процессе опробования двигателей членам экипажа проверить:

— работу высотной и противообледенительных систем;

— работу системы выпуска и уборки закрылков;

— открытие и закрытие нижних аварийных люков и их герметизацию;

— правильность последовательности хода створок грузового люка при открытии и закрытии их с рабочего места штурмана и оператора.

Если при опробовании какого-либо двигателя загорится сигнальная лампочка «Винт за-

сторонен. Стружка в двигателе», то действовать в соответствии со ст. 442.

Примечание. Проверку оборудования и систем самолета производить в соответствии с главой VI настоящей Инструкции.

65. В процессе предполетной подготовки перед первым вылетом произвести проливку трубопровода кольцевания, для чего: после опробования двигателей перед выруливанием на режиме работы всех четырех двигателей 30° по УПРТ в течение не менее 2 мин при открытом кране кольцевания осуществлять питание топливом двигателей левого полукрыла из групп баков правого полукрыла при выключенных подкачивающих насосах левого полукрыла и левой дежурной группы или, наоборот, питание двигателей правого полукрыла осуществлять из групп баков левого полукрыла при выключенных насосах правого полукрыла и правой дежурной группы.

Останов двигателей

66. Перед остановом двигателей бортовому радисту убедиться в целостности предельно-предохранительных муфт СТГ-12ТМО проверкой наличия напряжения на каждом СТГ, а старшему бортовому технику подготовить ТГ-16 к запуску для обеспечения холодной прокрутки двигателя в случае его дымления.

Для останова двигателя необходимо:

— проработать на малом газе 2—3 мин для охлаждения двигателей;

— закрыть стоп-краны; если после закрытия стоп-кранов подача топлива не прекращается, необходимо остановить двигатель включением крана гидроостанова;

— замерить время выбега с оборотов 8% до полного останова винта (должно быть не менее 60 сек);

— выключатель снятия винтов с упора поставить в положение «Винт на упоре»;

— закрыть створки маслорадиаторов и переключатели управления створками маслорадиаторов установить в нейтральное положение;

— после прекращения вращения винтов членам экипажа привести все системы и оборудование в исходное положение;

— воздушному радисту по команде командира экипажа выключить все АЗС и обесточить самолет.

ЗАПУСК И ОПРОБОВАНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ ТЕХНИЧЕСКИМ ЭКИПАЖЕМ

67. В отсутствие летного экипажа запуск и опробование одного двигателя может производить старший бортовой техник при условии соответствующей выучки технического экипажа самолета.

При этом старший техник самолета должен выполнить обязанности помощника командира экипажа, а бортовой техник по АДО — обязанности воздушного радиста. Механик самолета находится на внешней связи.

68. Бортовой техник по АДО должен осмотреть кабину штурмана и убедиться, что все оборудование выключено, затем перейти на рабочее место воздушного радиста и выполнить его обязанности.

69. Старший техник самолета должен:

- выполнить свои прямые обязанности;
- ручным насосом создать давление 80 кг/см^2 в гидроаккумуляторе тормозов;
- занять рабочее место помощника командира экипажа;

— осмотреть правую панель приборной доски, правый пульт и убедиться, что все оборудование выключено, а рукоятки кранов управления шасси, закрылков, аварийным люком находятся в нейтральном положении и закон-
трены;

— подготовиться к запуску.

70. Старший бортовой техник, кроме своих прямых обязанностей, должен произвести осмотр и подготовку рабочего места командира экипажа к запуску двигателей. После чего произвести запуск, прогрев, опробование и останов двигателя со своего рабочего места или с места командира экипажа.

Глава III

ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТОВ

ПИЛОТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА ДНЕМ В ПРОСТЫХ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ

Подготовка к выруливанию

71. Перед выруливанием командир экипажа обязан:

- надеть парашют и застегнуть привязные ремни;
- расстопорить органы управления самолетом, проверить свободный ход, отклоняя их от одного крайнего положения до другого;
- проверить наличие давления в левой гидросистеме и постановку самолета на стояночный тормоз;
- включить МС-61 и запросить членов экипажа о готовности к запуску двигателей;
- запустить двигатели согласно данной Инструкции;
- включить пилотажно-навигационное оборудование, обогрев стекол и подать команду членам экипажа: «Включить питание аппаратуры, вилку «Взрыв» и открыть кислородные вентили».

Предупреждение. Гироскопические приборы включить после запуска одного из двигателей.

После этого командир экипажа должен проверить:

- нейтральное положение триммеров;
- установку триммера руля высоты в положение, зависящее от центровки и веса самолета;
- установку высотомера на «0»;
- включение автомата тормозов;
- правильность установки кода ответчика опознавания и включение его питания;
- положение переключателя КППМ (ПСР-48);
- закрытие дверей и люков (по сигнальным лампочкам).

72. Помощник командира экипажа перед выруливанием обязан:

- включить:
- пилотажно-навигационные приборы;

- указатель ДУЖК, сигнализацию обледенения ВНА и РИО-2М;

- первую ступень обогрева стекол (вторую ступень включать после 8—10 мин работы первой ступени);

- при температуре +5° и ниже — обогрев ВНА, воздухозаборников, винтов и коков (обогрев винтов и коков включать не ранее чем за 5 мин до взлета);

проверить:

- установку высотомера на «0»;
- нейтральное положение триммеров (триммер руля высоты в положении, соответствующем центровке и взлетному весу самолета).

Руление

73. Перед началом руления командир экипажа обязан:

- получить доклады от всех членов экипажа о готовности к полету;

- подать команду «Выпустить закрылки на 25°»;

- после получения разрешения на выруливание подать команду связному убрать колодки и отсоединить СПУ;

- включить рулевое управление передними колесами, включение проверить по загоранию желтой лампочки;

- осмотреться, снять самолет со стояночного тормоза, подать команду «Экипаж, выруливаю» и начать руление.

Предупреждение. Запрещается вращать штурвальчик рулежного управления передними колесами и отклонять педали при включенном взлетно-посадочном управлении до начала движения самолета.

74. Для страгивания самолета с места увеличить режим работы внутренних двигателей

или режим всех четырех двигателей до 30—35° по УПРТ (или до необходимого значения для страгивания с места). После страгивания самолета с места режим работы внешних двигателей уменьшить до 0° по УПРТ, а внутренних до 16° или 0° по УПРТ и плавным нажатием на тормозные педали убедиться в работе тормозов и их автомата.

75. Руление выполнять при положении рычагов управления внешними двигателями на 0° по УПРТ, для внутренних двигателей устанавливать потребное положение РУД в зависимости от скорости руления и веса самолета. Устанавливать промежуточные режимы работы двигателей между 0° и 16° по УПРТ запрещается.

76. Скорость руления определяется командиром экипажа в зависимости от состояния рулежной дорожки (грунта), наличия препятствий и условий видимости. Руление вблизи препятствий и стоянок самолетов производить на малой скорости, обеспечивающей немедленную остановку самолета при торможении.

Ответственность за безопасность руления во всех случаях несет командир экипажа.

77. Выдерживание направления и выполнение разворотов при рулении производить с помощью рулежного управления передними колесами, а при необходимости — с помощью тормозов.

78. В процессе руления в свободном от препятствий месте рулежной дорожки командир экипажа должен проверить:

- работу взлетно-посадочного управления передними колесами от педалей летчиков, для чего утопить штурвальчик рулежного управления вперед до отказа, включить взлетно-посадочное управление и, отклоняя поочередно педали влево и вправо, убедиться, что самолет разворачивается в сторону отклоненной педали;

- работу аварийной системы тормозов плавным и одновременным отклонением рукояток аварийного торможения на себя, не допуская резкого торможения колес, при этом управление самолетом осуществлять от педалей.

79. Во время руления помощнику командира экипажа держать штурвал. Всем членам экипажа наблюдать за окружающей обстановкой и докладывать командиру экипажа о препятствиях.

Предупреждение. Запрещается:

- резко тормозить с развернутыми передними колесами;

- разворачивать самолет относительно неподвижной тележки основного шасси (радиус разворота должен быть не менее 15 м).

Подготовка к взлету

80. На предварительном старте перед выруливанием на ВПП командир экипажа обязан:

- включить обогрев ПВД и ДУА (обогрев ПВД и ДУА включать не ранее чем за 2 мин

до взлета, при температуре наружного воздуха +5°С и ниже, а также при любых температурах наружного воздуха в случае осадков);

- проверить положение триммеров;

- получить разрешение выруливать на ВПП.

81. Вырулив на ВПП, командир экипажа обязан:

- установить самолет по оси ВПП;

- продолжая руление, выключить рулежное управление передними колесами от штурвальчика;

- включить управление передними колесами от педалей летчиков и убедиться, что зеленые лампочки сигнализации взлетно-посадочного управления горят, а самолет управляется от педалей; для обеспечения надежного включения взлетно-посадочного управления передними колесами штурвальчик после его утапливания повернуть (в пределах люфта) в ту и другую сторону;

- остановить самолет и держать его на тормозах;

- подать команду старшему бортовому технику поставить винты на промежуточный упор (переключатели вниз), при этом лампочки сигнализации снятия винтов с упора и лампочки расфлюгирования должны погаснуть;

- проверить включение авиагоризонтов и их показания, соответствие показаний курсовой системы взлетному курсу и положение стрелки курса КПП-М.

82. Получить разрешение на взлет.

83. Помощник командира экипажа в целях взаимоконтроля проверяет выполнение операций командиром экипажа и старшим бортовым техником.

Предупреждения: 1. Взлет категорически запрещается:

- с убранными закрылками;

- с переключателями, установленными в положении «Снят с упора», а также в случае непостановки винта (винтов) на промежуточный упор (одна или несколько лампочек не погасли) или в случае загорания лампочки (лампочек) «Расфлюгирование»;

- при обесточенных топливopодкачивающих насосах (независимо от вариантов заправки топливной системы).

2. **Запрещается** включать отбор воздуха от двигателей на наддув и обогрев кабин перед взлетом.

3. В случае пользования системой эжекции маслорадиаторов выключатели управления клапанами эжекции перед взлетом поставить в положение «Закрыто».

ПОЛЕТ ПО КРУГУ

Взлет самолета

84. Получив разрешение на взлет и удерживая самолет на тормозах, плавным перемещением РУД вывести внешние двигатели на режим номинальной мощности, затем в таком

же порядке переместить РУД внутренних двигателей до номинального режима или до режима, при котором начинается страгивание самолета.

В условиях высоких температур наружного воздуха (выше $+25^{\circ}\text{C}$) во избежание случаев самопроизвольного выключения двигателей не допускать резкого перемещения РУД (менее чем за 4 сек).

85. Получив доклад от старшего бортового техника «Внешние и внутренние винты загружены, лампочки готовности автофлюгера горят» и убедившись в правильности показаний приборов, контролирующих работу силовых установок, командир экипажа должен одновременно и плавно отпустить тормоза и начать разбег самолета. В процессе разбега самолета довести РУД всех двигателей до взлетного режима (100° по УПРТ) и подать команду помощнику командира экипажа «РУД держать».

86. На разбеге вследствие реактивного момента воздушных винтов самолет стремится к развороту вправо, что в начале разбега легко парируется управлением передних колес от педалей летчика, а с увеличением скорости — рулем направления.

Парировать стремление самолета к развороту изменением режима работы двигателей запрещается.

87. В целях обеспечения безопасности взлета в случае отказа двигателя разбег самолета необходимо выполнять в трехточечном положении. Для подъема передней ноги штурвал следует отклонять на себя по достижении скорости $200\text{--}220\text{ км/ч}$ (на 10 км/ч меньше скорости отрыва в зависимости от взлетного веса).

Для отрыва колес передней ноги от ВПП при нейтральном положении триммера руля высоты необходимо прикладывать к штурвалу управления самолетом значительные тянущие усилия. Момент подъема передних колес шасси определяется по прекращению их толчков о ВПП.

88. Отрыв самолета от ВПП происходит на скорости $210\text{--}230\text{ км/ч}$ в зависимости от взлетного веса самолета. Выдерживание самолета после отрыва производить с постепенным увеличением скорости и высоты.

89. После взлета, перед уборкой шасси, старшему бортовому технику выключить взлетно-посадочное управление передними колесами, при этом зеленая лампочка «Подготовлено» погаснет.

90. По достижении скорости 250 км/ч на высоте не менее 10 м по команде командира экипажа убрать шасси, а на высоте не менее 150 м на скорости полета 310 км/ч убрать закрылки.

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

Предупреждение. Если после отрыва самолета лампочка «Включено» не погасла,

немедленно выключить взлетно-посадочное управление передними колесами, после чего убрать шасси. На посадке в этом случае разрешается включать взлетно-посадочное управление, но только после опускания передней ноги на ВПП.

91. При отклонениях на разбеге от направления взлета, если нет уверенности в удержании самолета на ВПП, командир экипажа обязан прекратить взлет, для чего:

- полностью отдать штурвал от себя и убрать рычаги управления всеми двигателями до 0° по УПРТ;

- снять воздушные винты внутренних, а затем и внешних двигателей с промежуточного упора;

- применить торможение (в случае необходимости — аварийное);

- для предотвращения выкатывания самолета с ВПП и столкновения с препятствием использовать рулевое управление передними колесами шасси (штурвальчик).

Примечание. На самолетах, имеющих пульт старшего бортового техника, управление шасси и закрылками производит старший бортовой техник по команде командира экипажа. Если пульт отсутствует, уборку и выпуск шасси и закрылков производит помощник командира экипажа.

Взлет с боковым ветром

92. Боковой ветер значительно усложняет технику выполнения взлета. Узкая колея шасси самолета в сочетании с большой боковой поверхностью фюзеляжа при высоком расположении крыла приводит к образованию кренящего момента, что ухудшает его поперечную устойчивость.

Вследствие крена самолета происходит загрузка тележки, противоположной направлению ветра, что приводит к появлению разворачивающего момента по ветру, величина которого зависит от скорости ветра.

93. Боковой ветер справа и слева по-разному влияет на взлет самолета.

При ветре справа кренящий момент (влево) вследствие влияния ветра частично компенсируется кренящим моментом вправо от реакции воздушных винтов.

Взлет с боковым ветром слева значительно сложнее, так как кренящий момент вправо вследствие влияния бокового ветра слева складывается с кренящим моментом (также вправо) от реакции воздушных винтов. Происходит значительная загрузка правой и разгрузка левой тележек шасси, причем левая тележка может оторваться от земли. Исходя из этого на разбеге при боковом ветре, особенно слева, необходимо своевременно парировать кренение самолета дачей элеронов в сторону ветра.

94. Прямолинейность разбега необходимо выдерживать управляемой передней ногой и дачей элеронов в сторону ветра; при необходимости следует использовать и тормоза. С увеличением скорости, когда эффективность рулей возрастет, отклонение элеронов умень-

шать с таким расчетом, чтобы отрыв самолета происходил без крена. Подъем передней ноги начинать на скорости на 10 км/ч больше, чем при обычном взлете.

После отрыва самолета не допускать повторного касания колесами шасси о ВПП, а парирование сноса производить изменением курса на угол сноса.

Взлет с предельно передней и предельно задней эксплуатационными центровками

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

96. При взлете с предельно задней эксплуатационной центровкой самолет болев охотно поднимает нос. Перед взлетом необходимо триммер руля высоты установить на 1—2 деления «От себя». После отрыва самолет стремится увеличить угол тангажа, что парируется отклонением штурвала от себя.

97. Взлетные характеристики самолета при безотказной работе двигателей приведены в табл. 7.

Таблица 7

Взлетный вес самолета, т	Длина разбега, м	Длина взлетной дистанции, м	Скорость отрыва, км/ч
61	1230	2520	240
58	1040	2250	230
56	920	2150	220
54	830	1970	220
52	750	1800	215
50	670	1650	210
48	640	1500	210
46	615	1400	210
41	550	1200	210

Примечание. Длина разбега и взлетная дистанция самолета Ан-12 с двигателями АИ-20М на 10% меньше значений, указанных в табл. 7.

Набор высоты круга, горизонтальный полет, предпосадочное планирование

98. После взлета и уборки закрылков рычаги управления двигателями плавно перевести на номинальный режим, снять триммерами нагрузку с органов управления и продолжать набор высоты.

Перевод режима работы двигателей со взлетного на номинальный производить:

— при выполнении заданий по перевозке пассажиров или грузов на высоте 400 м по достижении скорости набора высоты для данного полетного веса;

— при выполнении учебно-тренировочных полетов на высоте не менее 200 м;

— при выполнении полетов, где заданием предусматривается высота полета ниже 200 м, перевод режима работы двигателей производить на высоте не менее 200 м, после чего заимать заданную высоту полета.

Первый разворот выполнять в режиме набора на высоте не менее 200 м на скорости 330 км/ч с выпущенным шасси или 350 км/ч с убраным шасси (при взлетном весе 61 т скорости должны быть соответственно 350 и 360 км/ч).

99. После выполнения первого разворота режим работы двигателей уменьшить до 65° по УПРТ, а по достижении высоты круга установить РУД в положение, обеспечивающее полет на заданной скорости.

На самолетах с подключенной системой автоматического флюгирования винтов по отрицательной тяге по достижении высоты круга установить РУД внешних двигателей в положение, соответствующее не менее 42° по УПРТ, а РУД внутренних двигателей — в положение, обеспечивающее полет на заданной скорости.

Скорость горизонтального полета с убраным шасси — 350 км/ч, с выпущенным — 330 км/ч.

100. Полет по кругу, как правило, выполнять методом большой коробочки с убраным шасси. Второй разворот выполнять на высоте, установленной для данного аэродрома.

После прохода траверса ДПРМ на скорости не более 350 км/ч по команде командира экипажа выпустить шасси.

Старшему бортовому технику убедиться в нормальном выпуске шасси, включить взлетно-посадочное управление передними колесами и доложить командиру экипажа.

Третий разворот выполнять в горизонтальном полете на скорости 330 км/ч.

101. Между третьим и четвертым разворотами на скорости 320—330 км/ч по команде командира экипажа выпустить закрылки на 15°. Старшему бортовому технику убедиться, что воздушные винты стоят на упоре. Выпуск закрылков сопровождается стремлением самолета к кабрированию и уменьшению скорости, поэтому командиру экипажа необходимо парировать это соразмерным отклонением штурвала от себя и увеличением мощности двигателей. После выпуска закрылков сбалансировать самолет триммером руля высоты.

Четвертый разворот выполнять с креном 15—20° на скорости 310—320 км/ч по прибору и на высоте, установленной инструкцией для данного аэродрома.

102. После выполнения четвертого разворота на прямой до входа самолета в глиссаду на удалении 12 км до ВПП и скорости 280—290 км/ч выпустить закрылки на 35°. Выпуск закрылков с 15 до 35° сопровождается стремлением самолета к кабрированию и заметным уменьшением скорости, поэтому следует плавным соразмерным движением штурвала от себя удерживать самолет от набора высоты. Кроме того, необходимо обращать внимание на

синхронность выпуска закрылков. В случае появления крена самолета из-за несинхронного выпуска закрылков выпуск их прекратить, подать команду убрать закрылки до положения, при котором прекратится крен самолета, и произвести посадку с этим положением закрылков.

103. После выпуска закрылков на 35° установить скорость планирования 250—280 км/ч в зависимости от полетного веса (табл. 8). При этом вертикальная скорость снижения составит 3—5 м/сек. Снижение по глиссаде выполнять, ориентируясь по положению силуэтика самолета относительно линии искусственного горизонта, удерживая его постоянным, с контролем по вариометру.

Таблица 8

Полетный вес, г	Скорость, км/ч
До 45	250
От 45 до 50	260
От 50 до 54	270
Более 56	280

104. На самолетах с подключенной системой флюгирования винтов по отрицательной тяге скорости планирования выдерживать изменением режима работы внутренних двигателей (внешние на режиме 42° по УПРТ).

Если при положении рычагов управления внешними двигателями 42° по УПРТ и внутренними в зависимости от температуры наружного воздуха аэродрома посадки, но не менее 16° по УПРТ не обеспечивается выдерживание заданной скорости на глиссаде планирования (скорость велика), то скорость выдерживать изменением режима работы и внешних двигателей.

альной части, выпуске шасси, закрылков и постановке винтов на упор.

На самолетах с подключенной системой РПМГ-3А убедиться в исправности работы системы по сигнальным лампочкам. Проверить, что ноги правильно стоят на педалях, давления в тормозной системе нет.

Пролет ДПРМ производить на высоте, установленной инструкцией для данного аэродрома.

107. Помощнику командира экипажа доложить руководителю полетов о проходе ДПРМ и получить разрешение на посадку.

Командиру экипажа продолжать снижение с таким расчетом, чтобы пройти БПРМ на высоте, установленной инструкцией для данного аэродрома, выдерживая до начала выравнивания скорость в соответствии с табл. 8.

108. После пролета БПРМ установить рычаги управления внешними двигателями в положение полетного малого газа в зависимости от температуры наружного воздуха аэродрома посадки в соответствии с табл. 9, но не менее 16° по УПРТ, предварительно увеличив режим работы внутренних двигателей для сохранения скорости снижения и планирования (при всех посадочных весах).

Уточнение расчета выполнять изменением режима внутренних двигателей.

Посадка

109. К началу выравнивания, убедившись в точности расчета, рычаги управления внутренними двигателями установить в положение полетного малого газа, соответствующее положению РУД внешних двигателей.

Старшему бортовому технику следить за синхронностью уборки секторов РУД по УПРТ и докладывать о их положении командиру экипажа.

Таблица 9

Температура наружного воздуха, $^\circ\text{C}$	Ниже -50	$-31 \div -50$	$-11 \div -30$	$+15 \div -10$	$+16 \div +25$	$+26 \div +30$	$+31 \div +35$	$+40$
Положение РУД по УПРТ, град	28—32	24—28	18—22	16	18—20	21—22	23	24

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

105. Следует помнить, что при планировании с отклоненными закрылками на 35° самолет охотно теряет скорость и медленно ее набирает. Увеличивать скорость в случае ее уменьшения следует за счет увеличения мощности всех двигателей, сохраняя постоянным угол планирования.

106. При подходе к ДПРМ командиру экипажа убедиться в нормальной работе матери-

Предупреждения: 1. Запрещается уменьшать скорость предпосадочного планирования менее 250 км/ч.

2. Категорически запрещается на предпосадочном планировании убирать РУД за проходную защелку.

Выравнивание начинать на высоте 8—10 м и заканчивать на высоте 0,75—1 м.

При посадочном весе самолета до 54 т после выравнивания, на выдерживании плавно и синхронно убрать рычаги управления внутренними двигателями до 0° по УПРТ.

Уборка рычагов управления внутренними двигателями до 0° по УПРТ при выпущенных закрылках в посадочное положение (на угол 35°) приводит к быстрому торможению и посадке самолета. Во избежание грубого приземления необходимо энергично отклонить штурвал на себя.

Для приземления самолета на основные колеса к штурвалу требуется приложить значительное тянущее усилие, величина которого зависит от центровки самолета.

После приземления, убедившись, что самолет устойчиво бежит по ВПП, убрать рычаги управления внешними двигателями до 0° по УПРТ.

110. Посадку самолета с весом 54—58 т производить при работе двигателей на режиме полетного малого газа, соответствующем температуре наружного воздуха.

К началу выравнивания в этом случае установить скорость планирования на 10—20 км/ч меньше скоростей, указанных в табл. 8.

После приземления самолета рычаги управления всеми двигателями убрать до 0° по УПРТ.

111. После опускания передних колес шасси и устойчивого пробега командиру экипажа подать команду старшему бортовому технику снять с упора вначале внутренние винты, а затем внешние (при снятии винтов с упора должны загореться красные сигнальные лампочки). Направление пробега самолета выдерживать с помощью взлетно-посадочного управления передней ногой шасси, используя в случае необходимости тормоза.

112. В связи с эффективным торможением самолета винтами пользоваться тормозами колес надо, как правило, во второй половине пробега, избегая резкого торможения, особенно при достаточном запасе длины ВПП. Однако необходимо помнить, что наличие автомата торможения позволяет пользоваться тормозами сразу же после опускания передних колес шасси путем нажатия тормозных педалей и удерживания их до полной остановки самолета.

113. В конце пробега командиру экипажа вытянуть штурвальчик управления передними колесами полностью на себя. Старшему бортовому технику выключить взлетно-посадочное управление передними колесами от педалей.

После освобождения ВПП убрать закрылки, выключить обогрев ПВД, винтов и коков и любые симметрично расположенные двигатели.

Предупреждение. При уборке РУД за проходную защелку, а также при снятии воздушных винтов с упора на пробеге возможно кратковременное загорание сигнальных ламп «Отказ двигателя», что не является признаком отказа двигателя.

114. Посадочные характеристики (при посадке на бетонированную ВПП с закрылками, выпущенными на 35°, при эффективном использовании тормозов колес и своевременном

снятии винтов с промежуточного упора) приведены в табл. 10.

Таблица 10

Посадочный вес, т	Длина пробега, м	Длина посадочной дистанции, м	Скорость приземления по прибору, км/ч
58	1040	2200	230
54	970	2200	225
50	850	1850	215
46	760	1610	205
42	680	1400	195
38	620	1370	185

Примечания: 1. При снятии винтов с упора на скорости 0,5 V_{пос} и применении тормозов колес в конце пробега длина пробега увеличивается до 40%.

2. Пользоваться тормозами разрешается со скорости 210 км/ч.

Уход на второй круг

115. Уход на второй круг необходимо выполнять с высоты не ниже 50 м. В отдельных случаях, при внезапном возникновении угрозы безопасности при посадке, уход на второй круг может быть выполнен с любой высоты при обязательном условии работы всех четырех двигателей перед уходом на второй круг на режиме не менее 16° по УПРТ (РУД на проходной защелке).

116. Приняв решение об уходе на второй круг, командир экипажа обязан:

— подать команду «Экипаж, ухожу на второй круг»;

— плавно перевести рычаги управления всеми двигателями в положение взлетного режима;

— подать команду «Шасси убрать».

117. Выдерживание самолета над землей для набора необходимой скорости выполнять с постепенным набором высоты. Триммером снять нагрузки с руля высоты. Набрав скорость 280—300 км/ч и высоту 150 м, убрать закрылки и выполнить повторный заход на посадку.

Посадка с боковым ветром

118. При заходе на посадку при встречно-боковом ветре 10 м/сек и более скорость предпосадочного планирования увеличивать на 10—15 км/ч, а угол отклонения закрылков должен быть не более 25°.

Посадку производить следующим образом: — после четвертого разворота до момента приземления устранять снос углом упреждения;

— непосредственно перед приземлением развернуть самолет по оси ВПП, отклонив руль направления в сторону сноса.

119. После приземления отклонением штурвала от себя прижать переднюю ногу к поверхности ВПП, выдерживая направление пробега отклонением руля направления и тормозами,

а при необходимости — рулежным управлением передней ноги. Элероны после приземления отклонить в сторону ветра для устранения кренящего момента.

Посадка самолета с предельно передней и предельно задней эксплуатационными центровками

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

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

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

Для приземления самолета на основные колеса шасси уборку рычагов управления внутренними двигателями до 0° по УПРТ выполнять в конце выдерживания после придания самолету посадочного положения. Преждевременная уборка РУД внутренних двигателей приводит к грубой посадке.

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

После приземления самолет стремится увеличить угол кабрирования и неохотно опускает нос. Поэтому после приземления и устойчивого пробега плавным отклонением штурвала от себя опустить нос самолета и снять винты с промежуточного упора; на пробеге и рулении штурвал удерживать в переднем положении.

Посадка с убранными закрылками

122. При заходе на посадку с убранными закрылками скорость планирования выдерживать 310—330 км/ч. После прохода ДПРМ установить скорость планирования в зависимости от посадочного веса самолета (табл. 11). Посадку с убранными закрылками выполнять по возможности с меньшим весом самолета.

123. Уборку рычагов управления внутренними двигателями производить так же, как и при посадке с выпущенными закрылками.

После уборки рычагов управления внутренними двигателями до 0° по УПРТ потеря скорости самолетом на выдерживании происходит медленнее, чем при выпущенных закрылках. Самолет легко выходит на посадочные углы атаки, нагрузка на штурвале при этом невелика. Посадочные скорости, а также длины пробега при убранных закрылках в зависимости от посадочного веса приведены в табл. 11.

Таблица 11

Посадочный вес, т	Скорость планирования, км/ч	Посадочная скорость, км/ч	Длина пробега, м
До 45	280	250—260	1200—1350
От 45 до 50	300	260—275	1350—1500
От 50 до 52	310	275—285	1500—1700

124. После приземления на основные колеса самолет стремится увеличить угол кабрирования и неохотно опускает передние колеса. Во избежание случаев касания ВПП нижней частью фюзеляжа плавным движением штурвала от себя опустить переднюю ногу шасси, после чего убрать РУД внешних двигателей до 0° по УПРТ. На пробеге снять с упора сначала внутренние винты, а затем внешние.

Заруливание на стоянку и останов двигателей

125. Заруливание на стоянку после выполнения задания и освобождения ВПП следует, как правило, выполнять при двух выключенных симметричных двигателях.

Перед заруливанием на стоянку убедиться в наличии давления в гидроаккумуляторах (110—150 кг/см²) и в нормальной работе тормозов.

126. Все члены экипажа в процессе заруливания обязаны наблюдать за препятствиями и своевременно докладывать командиру экипажа о замеченном. Если руление к месту стоянки затруднено, то за 50 м от стоянки остановить самолет и выключить двигатели. На место стоянки самолет буксируется тягачом.

127. После заруливания на стоянку и остановки самолета командир экипажа обязан:

- поставить самолет на стояночный тормоз;
- застопорить рули управления самолетом;
- подать команду экипажу выключить потребители электроэнергии;
- выключить двигатели;
- после прекращения вращения винтов привести все системы в исходное положение, выключить МС-61 и подать команду воздушному радисту «Самолет обесточить»;
- снять самолет со стояночного тормоза.

Предупреждения: 1. До полного прекращения вращения винтов категорически запрещается выключать бортовые аккумуляторы и СПУ.

2. Покидать рабочие места членам экипажа только по команде командира экипажа после полного останова двигателей и выключения источников электроэнергии.

ПОЛЕТ ПО МАРШРУТУ

Набор высоты эшелона

128. После взлета, уборки шасси и закрылков перевести двигатели на номинальный режим и включить системы наддува. На высоте 1000 м загерметизировать кабины.

129. Командир экипажа на высоте не ниже 400 м после достижения скорости набора эшелона и установки РУД на номинальный режим может передать управление помощнику командира экипажа.

130. Во всех маршрутных полетах (кроме специальных, когда требуется достижение практического потолка) выдерживать следующие постоянные для всех высот приборные скорости набора:

— при взлетном весе самолета до 56 т — 360 км/ч;

— при взлетном весе самолета 57—61 т — 370 км/ч.

В полетах на практический потолок в зависимости от взлетного веса самолета приборные скорости набора высоты выдерживать согласно табл. 12.

131. Практический потолок для самолетов со взлетным весом 51, 54, 56, 58 и 61 т в стан-

Таблица 12

Высота полета по прибору, м	Приборная скорость набора высоты в км/ч при взлетном весе		
	до 54 т	54—56 т	57—61 т
0—200	350	360	370
2000	350	360	370
4000	350	360	370
6000	350	360	370
7000	340	350	360
8000	330	340	350
9000	320	330	340
9600	314	324	—
10 000	310	—	—

дартных условиях соответственно составляет: 10500, 10000, 9600, 9300 и 9000 м. При включении обогрева воздухозаборников и ВНА двигателей практический потолок уменьшается на 400 м. Полеты по маршруту должны выполняться на высотах ниже практического потолка не менее чем на 500 м. Специальные полеты на практический потолок следует выполнять при отсутствии болтанки. Если самолет при наборе практического потолка попадет в болтанку, то скорость полета по прибору следует увеличить до значения не менее указанного для набора высоты в нормальном маршрутном полете (для взлетного веса до 56 т — 360 км/ч; для взлетного веса 57—61 т — 370 км/ч).

Горизонтальный полет на заданном эшелоне

132. Набрав заданную высоту, не изменяя режима работы двигателей, перевести самолет в горизонтальный полет. По достижении заданной крейсерской скорости полета перевести РУД на соответствующий режим, но не выше 0,85 номинального (72° по УПРТ).

В полете по маршруту периодически контролировать заданный режим полета и при отклонении скорости и высоты от заданных восстанавливать их соответствующим изменением режима работы двигателей. Причиной изменения скорости в горизонтальном полете при постоянном положении РУД является облегчение самолета за счет выработки топлива, вследствие чего скорость возрастает, а также изменение температуры наружного воздуха, при повышении которой скорость полета уменьшается, а при понижении — увеличивается.

Предупреждение. Высоту заданного эшелона выдерживать согласно Единой методике ввода поправок при измерении высоты на самолетах (вертолетах) авиации всех министерств и ведомств.

133. В полете возможно поступление в телефоны членов экипажа речевых сообщений аппаратуры РИ-65 об аварийной ситуации на борту самолета.

При необходимости прослушать это сообщение повторно командиру экипажа нужно нажать кнопку «Повторение» на пульте управления (блок РИ-65-20).

Таблица 13

Сорт топлива	Расчетный удельный вес топлива, кг/м³	Запас топлива на самолетах Ан-12, Ан-12А и Ан-12Б							
		при заправке через горловины 97% полной емкости, кг				при централизованной заправке, кг			
		Ан-12	Ан-12А	Ан-12Б	Ан-12БП	Ан-12	Ан-12А	Ан-12Б	Ан-12БП
Т-1	0,820	11540	13200	15500	23300	10900	12660	14950	22100
ТС-1	0,775	10900	12480	14650	22050	10300	11960	14130	20900
Т-2 и Т-4	0,755	10620	12150	14250	21500	10000	11650	13770	20400

Примечания: 1. Невырабатываемый остаток топлива — 60—100 кг.

2. Гарантийный запас топлива — 1600 кг.

Таблица 14

Высота полета, м	Число М	Скорость, км/ч		Расход топлива для двигателей АИ-20 всех серий, кроме АИ-20М, при среднем полетном весе											
				43 м			45 м			47 м			49 м		
		по при-бору	стандарт-ная	Километ-ровый, кг/км	Часовой, кг/ч	Километ-ровый, кг/км	Километ-ровый, кг/км	Часовой, кг/ч	Километ-ровый, кг/км	Километ-ровый, кг/км	Часовой, кг/ч	Километ-ровый, кг/км	Километ-ровый, кг/км	Часовой, кг/ч	Километ-ровый, кг/км
500	0,380	470	465	6,12	2840	6,17	2870	6,22	2880	6,27	2910	6,33	2940	6,38	2970
1000	0,390	465	475	5,82	2760	5,83	2770	5,86	2780	5,88	2790	5,92	2810	5,96	2830
2000	0,405	455	485	5,30	2570	5,34	2590	5,35	2590	5,38	2610	5,42	2630	5,44	2640
3000	0,420	440	495	4,83	2390	4,85	2400	4,89	2420	4,92	2430	4,97	2460	5,00	2470
4000	0,435	430	505	4,42	2230	4,43	2240	4,46	2250	4,50	2270	4,54	2290	4,57	2310
5000	0,450	420	520	4,04	2100	4,05	2110	4,09	2130	4,13	2150	4,16	2170	4,20	2190
6000	0,465	405	530	3,70	1960	3,72	1970	3,76	1990	3,81	2020	3,86	2050	3,90	2070
7000	0,480	390	540	3,41	1840	3,45	1860	3,48	1880	3,54	1910	3,58	1930	3,66	1980
8000	0,495	380	550	3,16	1740	3,20	1760	3,26	1790	3,31	1820	3,36	1850	3,44	1890
9000	0,510	365	560	2,96	1660	3,01	1690	3,06	1710	3,13	1750	3,20	1790	3,27	1830
10000	0,525	345	565	2,76	1560	2,85	1610	2,90	1650	2,98	1680	3,09	1750	3,20	1810

Таблица 15

Высота полета, м	Число М	Скорость, км/ч		Расход топлива для двигателей АИ-20М при среднем полетном весе											
				45 м			47 м			49 м			51 м		
		по при-бору	стандарт-ная	Километ-ровый, кг/км	Часовой, кг/ч	Километ-ровый, кг/км	Километ-ровый, кг/км	Часовой, кг/ч	Километ-ровый, кг/км	Километ-ровый, кг/км	Часовой, кг/ч	Километ-ровый, кг/км	Километ-ровый, кг/км	Часовой, кг/ч	Километ-ровый, кг/км
100	0,355	440	430	6,05	2630	6,07	2640	6,09	2650	6,16	2680	6,23	2710	6,27	2730
500	0,360	440	440	5,78	2540	5,83	2570	5,88	2587	5,94	2610	5,99	2630	6,02	2650
1000	0,365	430	445	5,50	2450	5,55	2470	5,61	2500	5,66	2520	5,70	2540	5,78	2570
2000	0,375	420	450	4,99	2250	5,02	2260	5,10	2300	5,18	2330	5,22	2350	5,31	2390
3000	0,395	415	465	4,57	2120	4,63	2150	4,68	2180	4,75	2210	4,82	2240	4,90	2280
4000	0,410	405	480	4,23	2030	4,28	2050	4,36	2090	4,44	2130	4,51	2160	4,56	2190
5000	0,430	395	495	3,94	1950	4,00	1980	4,07	2010	4,10	2030	4,13	2040	4,18	2070
6000	0,450	390	510	3,62	1840	3,64	1860	3,70	1870	3,72	1900	3,76	1920	3,76	1930
7000	0,475	385	535	3,30	1760	3,31	1770	3,33	1780	3,39	1810	3,47	1850	3,52	1880
8000	0,500	375	550	3,02	1660	3,05	1680	3,11	1710	3,19	1750	3,26	1790	3,35	1840
9000	0,510	360	560	2,79	1560	2,87	1610	2,94	1650	3,03	1700	3,13	1750	3,19	1790
10000	0,530	345	570	2,68	1510	2,73	1540	2,82	1590	2,91	1640	3,09	1750	3,20	1810

Примечания: 1. Расход топлива, указанный в настоящей таблице, увеличивается:

- при включении обогрева ВНА и воздухооборников двигателей — на 20%;
 - при включении обогрева грузовой кабины — на 30%;
 - при включении противобледенительных систем крыла, хвостового оперения и винтов — на 20%.
2. При расчете дальности и продолжительности полета учитывать:
- расход топлива, путь и время при взлете и наборе высоты и при планировании согласно табл. 16 и 17;
 - расход топлива при полете по кругу:
 - в течение 8 мин — 280 кг;
 - в течение 14 мин — 450 кг;
 - в течение 20 мин — 650 кг;
 - расход топлива при работе двигателей на земле в течение 16 мин — 450 кг;
 - расход топлива при работе ТГ-16 — 2 кг/мин.

134. В горизонтальном полете, так же как и в режиме набора высоты, при нейтральном положении триммеров вследствие реактивного момента воздушных винтов самолет имеет тенденцию к развороту и кренению вправо, что вызывает необходимость балансировки самолета триммерами. При значительном изменении режима работы двигателей требуется дополнительная балансировка самолета. Полет по маршруту выполнять, как правило, с включенным автопилотом.

Дальность и продолжительность полета

135. Дальность и продолжительность полета зависят от запаса топлива (табл. 13), веса самолета, высоты и скорости. С увеличением высоты полета до практического потолка дальность и продолжительность полета увеличиваются. Максимальная продолжительность полета на всех высотах достигается на скорости 300—350 км/ч по прибору.

Наивыгоднейшие скорости горизонтального полета и соответствующие им километровые и часовые расходы топлива в зависимости от высоты полета для самолетов с двигателями АИ-20 всех серий, кроме АИ-20М, даны в табл. 14, а для самолетов с двигателями АИ-20М — в табл. 15.

Расход топлива, путь и время при взлете и наборе высоты на номинальном режиме работы двигателей даны в табл. 16 (для самолетов с двигателями АИ-20 всех серий).

снижения и захода на посадку, расположение препятствий и их превышение в районе аэродрома. Сообщить экипажу маневр для захода на посадку и фактическую погоду в районе аэродрома.

137. Снижение самолета до высоты круга выполнять на режиме работы двигателей 16° по УПРТ при скорости по прибору не более 500 км/ч (по широкой стрелке).

Наивыгоднейшая скорость снижения — 450 км/ч по прибору, вертикальная скорость снижения при этом будет 7—12 м/сек.

Расход топлива, путь и время при снижении до высоты 500 м приведены в табл. 17.

138. В случае необходимости (нарушение системы питания кислородом, нарушение герметизации кабин, болезнь одного из членов экипажа и др.) выполняется экстренное снижение до высоты 1000 м.

Порядок выполнения экстренного снижения: — убедиться, что выключатели управления гидравлических упоров всех четырех двигателей находятся в положении «Винт на упоре» (лампочки не горят);

— убрать попарно РУД сначала внутренних, затем внешних двигателей до 0° по УПРТ;

— перевести самолет в режим снижения.

139. При выполнении экстренного снижения не допускать увеличения числа $M_{пр}$ более 0,7 и приборной скорости более 590 км/ч (на высотах более 6500 м выдерживание режима

Таблица 16

Высота, м	Расход топлива, путь и время при взлете и наборе высоты на номинальном режиме работы двигателей АИ-20 всех серий при взлетном весе																	
	46 т			51 т			54 т			56 т			58 т			61 т		
	Расход топлива, кг	Путь, км	Время, мин	Расход топлива, кг	Путь, км	Время, мин	Расход топлива, кг	Путь, км	Время, мин	Расход топлива, кг	Путь, км	Время, мин	Расход топлива, кг	Путь, км	Время, мин	Расход топлива, кг	Путь, км	Время, мин
0—200	125	—	2	125	—	2	125	—	2	125	—	2	125	—	2	125	—	2
1000	210	10	4	220	10	4	230	10	4	240	10	4	250	10	4	260	10	4
2000	290	20	5	320	20	5	350	20	5	360	20	6	380	20	6	400	30	6
3000	370	30	7	420	30	7	460	30	8	480	40	8	510	40	8	560	50	9
4000	450	40	9	520	40	9	570	50	10	600	60	10	630	60	11	690	80	12
5000	530	60	10	630	60	11	690	70	12	730	80	13	780	80	14	850	100	15
6000	630	70	13	740	80	14	830	90	15	860	100	16	930	110	17	1040	130	19
7000	720	90	15	860	110	17	980	120	19	1060	110	21	1170	150	23	1350	180	26
8000	830	110	17	1030	150	21	1210	180	24	1330	210	27	1470	230	31	1780	270	37
9000	980	150	22	1270	210	28	1530	260	34	1800	310	40	—	—	—	—	—	—
10000	1300	240	30	1750	360	44	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—

Примечания: 1. Скорости набора высоты по прибору на всех высотах постоянны и равны:

— при взлетном весе самолета до 56 т — 360 км/ч;

— при взлетном весе самолета 57—61 т — 370 км/ч.

2. Время набора высоты, указанное в настоящей таблице, дано с учетом времени взлета и установки режима набора.

Снижение

136. При подходе к аэродрому посадки перед началом снижения и заходом на посадку командир экипажа обязан просмотреть схему

производить по МС-1, на высотах менее 6500 м — по широкой стрелке указателя скорости). Вертикальная скорость при этом будет в пределах 25—40 м/сек. Усилия на штурвале при снижении снимать триммером руля высоты.

Таблица 17

Высота, м	Расход топлива, кг	Путь, км	Время, мин
1000	30	10	1
2000	100	20	3
3000	150	40	6
4000	200	60	8
5000	250	80	10
6000	300	100	11
7000	350	110	13
8000	400	130	15
9000	450	150	16
10000	500	160	18

140. При подходе к высоте 1000 м начать вывод самолета из снижения, для чего установить сначала рычаги управления внешними двигателями, а затем внутренними 16° по УПРТ.

Вывод из экстренного снижения выполнять плавно с перегрузкой не более 1,2.

141. Дальнейшее снижение до высоты круга выполнять нормальным методом, изложенным выше.

При достижении высоты круга постепенно уменьшить скорость до 350 км/ч и выполнить заход на посадку.

ОСОБЕННОСТИ ПИЛОТИРОВАНИЯ САМОЛЕТА В СЛОЖНЫХ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ ДНЕМ И НОЧЬЮ

Общие положения

Самолет Ан-12 оборудован достаточным количеством пилотажных и навигационных приборов, которые позволяют выполнять полеты днем и ночью в сложных метеоусловиях и осуществлять заход и расчет на посадку при установленном для летчика и аэродрома минимуме погоды с использованием посадочных систем.

Перед полетами в сложных метеоусловиях экипаж должен выполнить предполетную подготовку и осмотр самолета согласно гл. II настоящей Инструкции, уделив особое внимание проверке работы пилотажно-навигационного оборудования, оборудования слепой посадки, а также противообледенительных систем самолета.

Заход и расчет на посадку, как правило, выполняются по системам ОСП, СП-50 и ПРМГ в зависимости от конкретных условий полета и воздушной обстановки в районе аэродрома посадки одним из следующих способов:

- с прямой;
- с рубежа начала снижения;
- по коробочке (малой или большой);
- двумя разворотами на 180°.

Указанные методы захода на посадку описаны в Руководстве по самолетовождению и

выполняются экипажем в соответствии с инструкцией по производству полетов на данном аэродроме.

В случае отказа основных наземных или самолетных средств посадки заход и расчет на посадку осуществляются с помощью наземного автоматического радиопеленгатора.

Пробивание облаков вверх, набор высоты заданного эшелона одиночными самолетами и группами самолетов, а также пробивание облаков вниз и выход в точку начала выполнения маневра для захода на посадку выполнять в соответствии с инструкцией по производству полетов на данном аэродроме на режимах, указанных в разделе «Набор высоты эшелона» и «Снижение» настоящей главы.

При выполнении захода и расчета на посадку распределение обязанностей между членами экипажа следующее:

— командир экипажа пилотирует самолет и руководит экипажем;

— помощник командира экипажа помогает командиру в пилотировании самолета и ведет внешнюю радиосвязь с руководителем полетов;

— штурман следит за выдерживанием заданного режима полета и своевременным выполнением разворотов, прослушивает позывные приводных радиостанций, докладывает о дальности до ВПП и отклонениях по высоте, скорости и курсу; следит за появлением видимости земли и докладывает о выходе из облаков;

— воздушный радист прекращает работу на КВ радиостанциях и выключает их, чтобы исключить помехи в работе радиокompасов; прослушивает команды пункта управления по УКВ радиостанциям.

После запуска двигателей и готовности экипажа к полету выруливание и взлет выполняются согласно соответствующим разделам Инструкции.

После взлета при наличии обледенения командир экипажа подает команду на включение противообледенительных систем.

Заход и расчет на посадку по большой коробочке с использованием системы ОСП

142. Заход и расчет на посадку методом большой коробочки применяются:

— для посадки одиночных самолетов;

— для посадки групп самолетов, эшелонированных по высотам.

143. Первый разворот при выполнении полета по кругу с заходом и расчетом на посадку методом большой коробочки выполнять на высоте не ниже 200 м в режиме набора высоты. Полеты по кругу выполнять на высотах, указанных в инструкции по производству полетов на данном аэродроме, на скорости по прибору с убраным шасси 350 км/ч, а с выпущенным — 330 км/ч.

144. Второй разворот при полете с левым кругом выполнять при положении стрелки

указателя курсовых углов АРК, настроенного на дальнюю приводную радиостанцию (ДПРМ), на курсовом угле радиостанции (КУР), равном 240° (при полете с правым кругом — 120°).

На траверзе ДПРМ (КУР = 270° при полете с левым кругом и КУР = 90° с правым кругом) доложить руководителю полетов о пролете траверза и выпустить шасси; проверить включение РВ-2 и установку его на второй поддиапазон, а также установку сигнализатора опасной высоты на заданные высоты.

145. Третий разворот выполнять при КУР = 240° (КУР = 120° при полете с правым кругом).

Между третьим и четвертым разворотами на скорости 320—330 км/ч выпустить закрылки на 15° .

146. Четвертый разворот выполнять на высоте круга при КУР = 290° (КУР = 70° с правым кругом) при скорости 310—320 км/ч с креном $15-20^\circ$. При выполнении четвертого разворота добиваться точности выхода на посадочный курс, сличая в процессе разворота показания УК-1 и АРК, а на самолетах, не оборудованных системой КС-6Г, — показания ГПК, ГИК и АРК. Если остаточные углы разворота по УК-1 и АРК не равны, то, увеличивая (при отставании стрелки АРК) или уменьшая (при опережении стрелки АРК) крен самолета при развороте, добиться, чтобы показания АРК к концу разворота были равны нулю, а показания УК-1 — курсу посадки, что будет соответствовать точному выходу самолета по направлению оси ВПП.

147. После четвертого разворота командир экипажа обязан убедиться в отсутствии льда на стабилизаторе для принятия решения о допуске закрылков.

Состояние передней кромки стабилизатора осматривает борттехник по АДО через смотровое окно в подкилевом отсеке и докладывает командиру экипажа.

При отсутствии льда на стабилизаторе и условий обледенения порядок довыпуска закрылков и выдерживания скорости предпосадочного планирования такой же, как и при полетах в простых метеословиях.

При наличии льда, неуверенности экипажа в отсутствии льда на стабилизаторе, а также в условиях возможного обледенения посадку производить с закрылками, отклоненными на 25° .

Выпуск закрылков должен быть завершен до входа в глиссаду.

148. Скорости планирования и посадки, а также длина пробега при закрылках, отклоненных на 25° , в зависимости от посадочного веса приведены в табл. 18.

Посадку производить в соответствии со ст. 108—113.

При пилотировании не допускать резких маневров в вертикальной плоскости. Снижение производить с таким расчетом, чтобы пройти ДПРМ на высоте, установленной для данного

аэродрома, при этом вертикальная скорость составит 3—5 м/сек.

Таблица 18

Посадочный вес, т	Скорость планирования по прибору, км/ч	Посадочная скорость по прибору, км/ч	Длина пробега, м
До 45	260	210—220	800—900
От 45 до 50	270	220—230	900—1050
От 50 до 54	280	230—245	1050—1300
От 54 до 56	280	230—245	1300—1400
От 56 до 58	280	230—245	1400—1500

149. На высоте 200 м по сигналу сигнализатора опасной высоты командиру экипажа прекратить снижение до прохода ДПРМ и переключить РВ-2 на первый поддиапазон. Момент прохода ДПРМ определять по сигналу маркерного приемника (звонок, мигание лампочки) и переходу стрелки АРК на 180° . В случае преждевременного выхода самолета на высоту пролета ДПРМ необходимо прекратить снижение, сохраняя заданную скорость.

150. В момент прохода ДПРМ командиру экипажа, выдерживая курс посадки, перевести самолет на снижение по глиссаде, при этом вертикальная скорость снижения составит 3—5 м/сек. Помощнику командира экипажа доложить руководителю полетов о проходе ДПРМ и получить разрешение на посадку. Штурману, убедившись в проходе ДПРМ, доложить командиру экипажа о проходе его и переключить радиокompас на частоту БПРМ.

151. Проход БПРМ выполнять на высоте, установленной для данного аэродрома. Уточнение расчета и посадку после выхода из облаков производить обычным способом, изложенным в ст. 108—113.

При ухудшении метеорологических условий ниже минимума, установленного для летчика или для аэродрома посадки, снижение прекратить, набрать безопасную высоту полета и действовать по указаниям руководителя полетов.

Заход и расчет на посадку по курсо-глиссадной системе

152. Заход и расчет на посадку с помощью системы типа СП-50 осуществляются, как правило, по большой коробочке и с прямой.

Перед полетом необходимо на земле включить и проверить самолетное оборудование системы. Перед выруливанием установить рабочий канал курсо-глиссадной системы и включить ее. На исполнительном старте установить самолет строго по оси ВПП и проверить показания КПП-М (ПСП-48), при этом:

- курсовая стрелка должна стоять строго в центре прибора;
- стрелка глиссады должна находиться в верхнем положении;

— бленкеры, указывающие на исправность курсового и глиссадного маяков, должны быть закрыты.

153. Для полета по зонам курса и глиссады при помощи прибора КПП-М (ПСП-48) необходимо знать следующее: курсовая стрелка прибора КПП-М (ПСП-48) при направлении самолета на ВПП показывает сторону нахождения зоны, а стрелка глиссады показывает, где находится зона глиссады относительно самолета.

154. Выполнение полета по большой коробочке до начала четвертого разворота не отличается от полета по большой коробочке с помощью системы ОСП.

На участке между вторым и третьим разворотами необходимо проверить установку переключателя КПП-М в положение «М — К» и установку курсовой стрелки на электрический нуль нажатием ручки «Баланс — Контроль нуля» на щитке управления. Если курсовая стрелка не становится нейтрально, то вращением ручки в нажатом положении установить стрелку на нуль.

155. При подходе к четвертому развороту глиссадный приемник вступит в режим устойчивой работы, стрелка глиссады отклонится вверх, бленкер аварии закроется.

При соответствующих показаниях АРК или по команде с КДП начать четвертый разворот для выхода на посадочный курс с креном 15° .

В процессе четвертого разворота курсовая стрелка начнет отходить от края шкалы. В дальнейшем разворот выполнять, руководствуясь показаниями КПП-М (ПСП-48) и УК-1 (ГПК и ГИК), контролируя разворот по показаниям АРК, в соответствии с методикой захода и расчета на посадку с использованием системы ОСП.

156. Для обеспечения точного входа в зону курса необходимо координировать показания УК-1 и КПП-М таким образом, чтобы обеспечивалось постоянное совмещение верхнего конца курсовой стрелки с центром кружка компасного индекса на КПП-М:

— если перемещение курсовой стрелки происходит более энергично, чем изменение курса на КПП-М и УК-1, разворот необходимо ускорить;

— если перемещение курсовой стрелки происходит медленнее, чем изменение курса на КПП-М и УК-1, разворот необходимо замедлить;

— как только курсовая стрелка подойдет к белому кружку, а показания курса КПП-М и УК-1 будут подходить к посадочному курсу, вывести самолет из разворота на посадочный курс.

157. После четвертого разворота довыпустить закрылки, как указано в ст. 147. После входа в зону курса удерживать самолет в режиме горизонтального полета, а курсовую стрелку — в пределах белого кружка. При подходе стрелки глиссады к краю белого кружка плавно перевести самолет на снижение

с вертикальной скоростью порядка 3—5 м/сек и войти в зону глиссады. Пилотирование самолета в зоне глиссады осуществлять, удерживая стрелку глиссады прибора КПП-М (ПСП-48) в центре черного кружка.

158. Полет самолета в зоне курса контролировать по приборам КПП-М и УК-1, помня, что вертикальная стрелка КПП-М показывает положение самолета относительно оси ВПП. Если вертикальная стрелка отклонилась от центра, а выдерживается посадочный курс, то самолет следует развернуть в сторону отклонения стрелки и продолжать наблюдение за ее поведением. В момент подхода стрелки к черному кружку выполнить доворот на посадочный курс.

159. При выходе самолета из зоны глиссады вверх (стрелка глиссады отклонена вниз до края белого кружка) возвращение его в зону производить незначительным и плавным отклонением штурвала от себя, не допуская скорости снижения более 4—5 м/сек.

При выходе самолета из зоны глиссады вниз (стрелка глиссады вышла за пределы черного кружка вверх) необходимо уменьшить вертикальную скорость снижения и войти в зону глиссады.

Предупреждения: 1. При пилотировании самолета по глиссаде не допускать, чтобы стрелка глиссады выходила вверх за пределы черного кружка. Особенно это опасно при полете на малой высоте, когда возможно столкновение с препятствиями.

2. В случае выхода из глиссады вверх вход в нее после пролета ДПРМ запрещается. В этом случае выдерживать заданную вертикальную скорость снижения по вариометру.

160. В процессе полета в зоне курса снос самолета устраняется упреждением к посадочному курсу на величину угла сноса, при этом курсовая стрелка прибора КПП-М удерживается в центре черного кружка. В таком случае самолет удерживается на оси зоны курса.

При сильном боковом ветре рекомендуется, установив упреждение к посадочному курсу на угол сноса, удерживать курсовую стрелку прибора КПП-М на границе черного кружка в той стороне, куда направлен ветер. В этом случае самолет удерживается на границе зоны курса со стороны направления ветра и сносится при неточном учете сноса в зону курса, а перед посадкой упрощается доворот самолета на посадочный курс.

Предупреждение. Зона глиссады должна проходить над ДПРМ на высоте 200—220 м. Если при проходе ДПРМ самолет не находится в зонах курса и глиссады (стрелка курса находится на краю шкалы — «зашкалена» либо стрелка глиссады находится на третьей точке внизу или еще ниже), необходимо уйти на второй круг.

161. Определить проход ДПРМ. Помощнику командира экипажа доложить руководителю

полетов о проходе ДПРМ и получить разрешение на посадку. Переключить РВ-2 на первый поддиапазон и продолжать пилотировать самолет по курсу и глиссаде до пролета БПРМ. Зона глиссады над БПРМ должна проходить на высоте 80—70 м.

Примечание. По мере приближения самолета к началу ВПП происходит уменьшение ширины зоны курса и глиссады. Пилотирование самолета в связи с этим усложняется. Допущенные ошибки следует исправлять плавными небольшими отклонениями рулей.

162. Посадка в пределах ВПП по направлению обеспечивается в том случае, если курсовая стрелка не выходит при подходе к ВПП из пределов черного кружка.

Уточнение расчета и посадку необходимо выполнять обычным способом, изложенным в ст. 108—113.

Предупреждение. Открытое положение бленкера аварии курса или глиссады на приборе КПП-М (ПСП-48) показывает неисправность самолетного или наземного оборудования.

Выполнение захода и расчета на посадку с помощью подвижной курсо-глиссадной радиомаячной группы (ПРМГ) не отличается от выполнения захода и расчета на посадку по системе типа СП-50.

163. Сущность захода и расчета на посадку с прямой состоит в том, чтобы вывести самолет точно на посадочный курс в створе ВПП на расстоянии, обеспечивающем пробивание облаков вниз с заданным режимом и выход на ДПРМ на высоте 200 м. В зависимости от высоты и курса выхода на ДПРМ, направления и скорости ветра определить магнитный курс и время полета от радиостанции до точки начала разворота на посадочный курс. При этом, рассчитывая время горизонтального полета до начала разворота, запас времени следует брать на 1—2 мин больше, чем при использовании системы ОСП, чтобы обеспечить выход на глиссаду планирования несколько раньше дальнего маркерного пункта. Разворот на посадочный курс выполнять, используя приборы КПП-М (ПСП-48), УК-1 (ГПК и ГИК) и АРК, аналогично четвертому развороту при заходе на посадку по большой коробочке. Выпуск закрылков в посадочное положение закончить на удалении 12 км до ВПП согласно ст. 99—102.

164. Войдя в зону действия курсового радиомаяка, проверить установку курсовой стрелки КПП-М (ПСП-48) на электрический нуль нажатием ручки «Баланс — Контроль нуля».

В дальнейшем полет выполняется так же, как и при заходе по большой коробочке.

165. При наличии на аэродроме радиолокационных средств контроля и посадки при подходе к аэродрому, пробивании облаков и заходе на посадку, а также при выполнении полетов в районе аэродрома и уходе на маршрут экипаж должен использовать информацию руководителя полетов (сменного руководителя

посадки системы РСР) о местонахождении самолета для более точного захода на посадку.

166. При отказе бортовых или наземных средств посадки (ОСП, СП-50, КГС) и принятии решения руководителем полетов на посадку самолета с помощью системы РСР экипаж должен четко выполнять команды руководителя посадки, при этом особое внимание уделить контролю за высотой и скоростью полета.

Полеты ночью

167. При подготовке к ночному полету, так же как и перед дневным полетом, всем членам экипажа выполнить в полном объеме предполетный осмотр самолета.

Кроме того, проверить светотехническое оборудование самолета:

— при наружном осмотре самолета проверить целостность и чистоту остекления посадочных фар, аэронавигационных и строевых огней и огней подсвета двигателей;

— после посадки в кабину проверить освещенность приборных досок, пультов и щитков, для чего включить лампы УФО, реостатами отрегулировать яркость освещения и установить лампы так, чтобы все приборы были хорошо освещены и не было бликов от источников света на остеклении кабины и приборов; проверить исправность кабинных ламп белого света;

— убедиться в исправности работы световых табло и установить необходимую яркость их свечения;

— затемнить поворотом колпачков светочистоты вправо до отказа все лампочки сигнализации, кроме лампочек сигнализации пожара, превышения скорости, остатка топлива и масла;

— проверить работу аэронавигационных огней в режиме постоянного горения и в режиме мигания, а также в различных режимах яркости;

— проверить работу строевых огней, огней подсвета двигателей и ручного прожектора РСР-45;

— проверить исправность посадочных фар в режиме большого и малого света, для чего фары выпустить и включить на короткий промежуток времени; луч света фар должен иметь направление вдоль оси самолета и наиболее ярко освещать землю на расстоянии 50—60 м впереди самолета; после проверки фары выключить и убрать.

168. Запуск и опробование двигателей выполнять обычным способом. Для наблюдения за двигателями во время запуска и пробы использовать подсвет двигателей.

169. Руление выполнять только по рулежным дорожкам с включенными АНО, установленными на 30% или 100% яркости свечения, с включенной на малый свет передней фарой или со всеми включенными фарами. В необходимых случаях использовать поочередное

включение посадочных фар на большой свет (непрерывное горение одной фары не должно превышать 5 мин). В темную ночь и при плохой видимости руление выполнять с включенными строевыми огнями.

170. Взлет выполняется, как правило, с включенными посадочными фарами, для чего перед началом разбега выпустить и включить посадочные фары на большой свет.

Техника выполнения взлета ночью аналогична технике выполнения взлета днем. Направление на разбеге выдерживать по относительному смещению линии посадочных огней ВПП и по осевой линии ВПП при включенных посадочных фарах. После того как самолет оторвется от земли, выдерживание не производить, а продолжать полет с постепенным отходом от земли и увеличением скорости; пилотирование выполнять, ориентируясь по огням ВПП, авиагоризонту, указателю скорости и вариометру. Перед проходом пограничных огней ВПП полностью перейти к пилотированию по приборам. При наличии осадков и тумана взлет с включенными фарами **запрещается**.

171. После взлета на высоте не менее 10 м убрать шасси. Старшему бортовому технику по команде командира экипажа на высоте 50—70 м выключить и убрать посадочные фары.

Помощнику командира экипажа помогать командиру экипажа пилотировать самолет, обращая особое внимание на сохранение скорости, отсутствие кренов и выдерживание направления.

Уборку закрылков производить на высоте не менее 150 м; порядок работы с РУД такой же, как и при полетах днем.

172. Все полеты ночью, как правило, выполнять только по приборам, с включенными аэронавигационными огнями. Для проверки состояния двигателей и определения наличия обледенения в полете необходимо включать подсвет двигателей.

173. Полет по кругу и заход на посадку ночью как в простых, так и в сложных метеорологических условиях выполнять в такой же последовательности и на тех же скоростях и высотах полета, как и при полете днем в сложных метеорологических условиях.

174. При снижении после четвертого разворота командиру экипажа уделять особое внимание выдерживанию заданных скоростей и высот прохода ДПРМ и БПРМ. Посадочные фары при заходе на посадку выпускать на высоте 300 м и включать на высоте 150—100 м при условии хорошей видимости. Пользоваться фарами в дождь, снегопад и дымку **запрещается**, если создается ореол, ухудшающий видимость и затрудняющий посадку.

175. Выравнивание самолета перед посадкой производить только в полосе, освещенной прожекторами. Посадку на полосу, освещенную прожекторами, выполнять так же, как и днем.

Посадка с включенными посадочными фарами на полосу, не освещенную прожекторами, несколько сложнее и требует повышенного внимания и соответствующей натренированности экипажа.

176. Направление пробега выдерживать по огням ВПП или по ее осевой линии, освещенной посадочными фарами. Снятие винтов с упора и торможение на пробеге выполняются так же, как и при дневных полетах.

После приземления и освобождения ВПП посадочные фары, за исключением передней, переключить на малый свет или выключить.

177. Если при посадке ночью в дождь, снегопад и дымку на аэродром с не освещенной наземными прожекторами ВПП при включении посадочных фар создается ореол, ухудшающий видимость и затрудняющий посадку, необходимо уйти на второй круг, доложить руководителю полетов и действовать по его указанию.

178. Заруливание на стоянку по рулежным дорожкам выполнять с фарами, включенными на малый свет. Большой свет использовать при необходимости.

После заруливания на стоянку выключить посадочные фары, УФО и подготовиться к выключению двигателей в соответствии с разделом «Заруливание на стоянку и останов двигателей» данной главы.

ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА ПРИ ПОЛЕТАХ С ГРУНТОВЫХ И ЗАСНЕЖЕННЫХ ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ ПОЛОС

Общие положения

Перед началом полетов с грунтовых ВПП необходимо знать состояние грунта и его прочность с учетом возможных разрушений грунта в результате полетов.

Выполнение массовых полетов с грунтовых ВПП разрешается производить при условной прочности грунта более 9 кг/см^2 (глубина колеи при рулении на скорости 5—15 км/ч — не более 7—8 см).

Отдельные полеты можно выполнять с грунта прочностью 7—8 кг/см^2 при весе самолета не более 52—56 т.

Для облегчения отрыва передних колес при взлете необходимо, чтобы центровка самолета была не менее 20% для взлетных весов самолета 50—54 т и 24% для взлетного веса 61 т (рекомендованная центровка 25—30% САХ).

Для выполнения массовых полетов с грунтовых ВПП в зимнее время необходимо производить очистку ВПП от снега. При необходимости выполнение отдельных полетов самолета с грунтовых ВПП со снежным покровом возможно:

— при неукатанном снеге (плотность менее $0,5 \text{ г/см}^3$) глубиной до 20 см;

— при укатанном снеге (плотность более

0,6 г/см³ на всей глубине снегового покрова) глубиной 10—15 см, а при взлете с полетным весом 61 т и посадке с весом 58 т — глубиной не более 10 см.

При этом длина разбега в зимних атмосферных условиях ($P=750$ мм рт. ст. и $t_{н.в.}=-5^{\circ}\text{C}$) практически не превосходит длину разбега самолета в летних условиях с бетонированной ВПП.

Длины разбега приведены в табл. 19.

Таблица 19

Характеристика ВПП	Длина разбега при взлетном весе							
	48 т		54 т		58 т		61 т	
	$l_{разб.}$ м	$V_{отр.}$ км/ч	$l_{разб.}$ м	$V_{отр.}$ км/ч	$l_{разб.}$ м	$V_{отр.}$ км/ч	$l_{разб.}$ м	$V_{отр.}$ км/ч
Грунтовая ВПП, $\sigma = 8-10$ кг/см ²	760	205	1030	215	1200	225	1400	230
Заснеженная ВПП, толщина уплотненного и неуплотненного снега 10 см, t не выше -3°C	600*	205	830*	215	1050*	225	1260*	230

* Приведены к расчетным «зимним» условиям ($P=760$ мм рт. ст., $t_{н.в.}=-5^{\circ}\text{C}$).

Руление

179. Руление самолета по грунту с прочностью не менее 9 кг/см² и по заснеженной полосе с толщиной снегового покрова 10 см сложности не представляет. Для страгивания самолета с места и руления требуется несколько более повышенный режим работы двух (или четырех) двигателей, чем при рулении по бетонированной полосе.

180. Руление по грунтовой ВПП, имеющей места с пониженной прочностью, производить, не допуская остановки самолета. При рулении по такому грунту нельзя допускать крутых разворотов, а торможение колес применять только в крайнем случае, так как торможение приведет к увеличению глубины колес.

181. При рулении по грунтовой ВПП, залитой водой, или по заснеженной ВПП с заледевшими участками эффективность управления самолетом от переднего колеса, а также тормозов значительно снижается. Для повышения эффективности тормозов на рулении автомат тормозов необходимо выключить. При разворотах (особенно на 180°) необходимо использовать увеличение мощности крайнего двигателя, противоположного развороту, учитывая при этом возможность увеличения радиуса разворота самолета.

182. Руление по заснеженной ВПП с указанным снегом толщиной более 15 см производить на скорости, исключающей застревание самолета и обеспечивающей немедленную остановку при торможении.

Взлет

183. Перед взлетом, установив самолет по оси ВПП, проругать по прямой с включенным взлетно-посадочным управлением передними колесами. Включить автомат тормозов, если он выключался на рулении.

Для облегчения поднятия переднего колеса триммер руля высоты должен быть установлен:

— при рекомендованной центровке 25—30% САХ — на 1—1,5 деления (в зависимости от полетного веса) «На себя»;

— при центровке 20—24% САХ — на 1,5—3 деления «На себя»;

— при взлете с предельно задней центровкой 32% САХ — в нейтральное положение.

Взлет с грунтовой ВПП с ровным и прочным грунтом особенностей не имеет по сравнению со взлетом с бетонированной ВПП, за исключением небольшой тряски.

184. При взлете с грунтовой ВПП с неровным и неравнопрочным грунтом, а также с грунтовой ВПП при условной прочности грунта 9—12 кг/см² наблюдается тряска, продольная и поперечная раскачка самолета, которые затрудняют выдерживание постоянного взлетного угла.

Для уменьшения тряски, продольной раскачки самолета и разгрузки переднего колеса шасси, особенно при передней центровке, разгрузку передних колес производить на скорости 150—180 км/ч в зависимости от полетного веса.

Направление разбега выдерживать отклонением педалей без применения тормозов. В случае отказа двигателя на взлете до отрыва самолета переднюю ногу необходимо немедленно опустить.

185. При взлете с грунтовой ВПП, имеющей неровности, возможен преждевременный отрыв самолета на пониженной скорости. Необходимы своевременные действия летчика для исключения повторного касания самолета. Повторное касание особенно опасно при боковом ветре.

186. Взлет при максимальном весе, передней центровке и боковом ветре 10—12 м/сек (особенно слева) требует своевременных и правильных действий летчика.

Разгрузку передних колес необходимо начинать на скорости 150 км/ч практически полным отклонением штурвала на себя для уменьшения нагрузок на переднюю ногу и устранения продольной раскачки самолета. Устранение кренения самолета при полностью взятом на себя штурвале и усилиях 40—45 кг усложняет технику пилотирования.

Отрыв самолета происходит на повышенной скорости и практически совпадает с отделением переднего колеса от грунта.

187. Взлет с заснеженных ВПП при плотности снега более 0,6 г/см³ и толщине до 10—15 см, а также при толщине свежеснега

снега до 20 см и ровном грунте существенных особенностей не имеет, за исключением тряски и продольной раскачки самолета, что затрудняет возможность придания самолету взлетного угла и увеличивает длину разбега.

Шасси после взлета необходимо убирать после уборки закрылков для того, чтобы в течение некоторого времени произошло выдувание снега из узлов шасси.

После взлета на самолетах с обогревом ниш шасси и перевода режима работы двигателей со взлетного на номинальный поставить переключатель «Обогрев шасси» в положение «Включено» и через 40—50 мин полета перевести его в исходное положение.

Предупреждение. В случае ухода на второй круг переключатель «Обогрев шасси» должен находиться в выключенном положении.

Примечание. В случае необходимости разрешается выполнять отдельные полеты на малых высотах без уборки шасси при взлетах с грунтовых ВПП с размокшим верхним слоем и с заснеженных ВПП с толщиной укатанного снегового покрова более 10—15 см недостаточной прочности (если шасси разрушает снежный покров).

Посадка

188. Расчет на посадку и определение высоты начала выравнивания при полетах с заснеженных ВПП значительно сложнее, чем при полетах на бетонированной ВПП.

Для улучшения условий расчета на посадку и для облегчения определения момента начала выравнивания производить маркировку (окраску снега) на участке 200 м до начала ВПП.

189. Посадка самолета на грунтовую и заснеженную ВПП при условиях, указанных в ст. 184 и 187, сложности не представляет, но имеет свои особенности. После касания колес основных тележек шасси самолет более резко опускается на передние колеса.

Для уменьшения нагрузок на переднюю стойку после касания колесами основных тележек шасси штурвал необходимо удерживать в положении практически полностью на себя.

С этой же целью снятие винтов с упора необходимо производить несколько позже, чем при посадке на бетонированную ВПП.

190. Торможение колесами выполнять во второй половине пробега и по необходимости. Применение тормозов приводит к более интенсивному разрушению грунтовой и заснеженной полос.

В процессе пробега по грунтовой и заснеженной полосам отмечаются продольная и поперечная раскачка и тряска.

Длина пробега самолета при посадках на грунтовые ВПП зависит от интенсивности применения тормозных средств на пробеге.

Длины пробега, приведенные к стандартным атмосферным условиям, представлены в табл. 20.

Таблица 20

Характеристика грунтовой ВПП и режим торможения	Длина пробега и посадочная скорость при посадочном весе					
	45 т		50 т		58 т	
	$L_{\text{проб.}}$ м	$V_{\text{пос.}}$ км/ч	$L_{\text{проб.}}$ м	$V_{\text{пос.}}$ км/ч	$L_{\text{проб.}}$ м	$V_{\text{пос.}}$ км/ч
При снятии винтов с упора после приземления с торможением колес средней интенсивности $\delta = 10 \div 12 \text{ кг/см}^2$	750	205	900	215	1150	230
При снятии винтов с упора после приземления и слабом торможении колес шасси во второй половине пробега $\delta = 10 \div 12 \text{ кг/см}^2$	800	205	1000	215	1350	230
Заснеженная ВПП, толщина уплотненного и неуплотненного снега 10 см, t не выше -3°C	740*	205	850*	215	1100*	230

* Приведены к «зимним» расчетным условиям ($P = 760 \text{ мм рт. ст.}$, $t_{\text{н.в.}} = -5^\circ \text{C}$).

ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА В ЖАРКОМ КЛИМАТЕ И НА ВЫСОКОГОРНЫХ АЭРОДРОМАХ

191. Главной особенностью при полетах в жарком климате и на высокогорных аэродромах является значительное падение мощности двигателей, что приводит к увеличению длины разбега и, следовательно, взлетной дистанции самолета.

Кроме того, значительные положительные отклонения температуры наружного воздуха и давления от стандартных по высотам приводят:

— к ухудшению характеристик скороподъемности и снижению практического потолка самолета;

— к изменению значений потребного положения РУД на полетном малом газе.

При полетах в этих условиях экипаж должен уметь рассчитать необходимую длину ВПП, предельный взлетный вес самолета и принять правильное решение о возможности выполнения взлета или посадки на данном аэродроме; он должен уметь определять потребное значение положения РУД на полетном малом газе при выполнении посадки с учетом фактических значений атмосферного давления и температуры наружного воздуха.

192. Для уменьшения интенсивности роста температуры масла на входе в двигатель руление по возможности производить на режиме работы двигателей 20° по УПРТ.

В целях предохранения тормозов колес от перегрева указанный режим работы использовать для внутренних или внешних двигателей попеременно.

193. При взлете учитывать значительное увеличение длины разбега и не допускать преждевременного отрыва самолета на малых скоростях.

Длину разбега самолета определять по номограмме (рис. 37). Практически для определения взлетной дистанции самолета полученную длину разбега следует увеличить примерно в 1,8—2 раза.

194. Набор высоты заданного эшелона выполнять на скоростях, указанных в соответствующих разделах настоящей Инструкции. Уменьшение скорости набора высоты приводит к ухудшению характеристик скороподъемности самолета, а при полете в условиях турбулентной атмосферы — и к уменьшению «запаса по порыву».

195. Особенностью посадки в условиях жаркого климата является увеличение значений положения РУД на полетном малом газе. Потребные значения положений РУД на полетном малом газе в зависимости от фактической температуры наружного воздуха при стандартном атмосферном давлении приведены в табл. 9.

В остальном все элементы захода на посадку и посадку выполнять в соответствии с требованиями настоящей Инструкции.

ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТОВ В УСЛОВИЯХ НИЗКИХ АТМОСФЕРНЫХ ДАВЛЕНИЙ (НА ВЫСОКОГОРНЫХ АЭРОДРОМАХ)

196. При выполнении полетов на высокогорных аэродромах необходимо учитывать следующие особенности:

- уменьшение плотности воздуха, приводящее к уменьшению мощности двигателей, вследствие чего увеличиваются длина разбега и взлетная дистанция;

- наличие сильных восходящих и нисходящих потоков воздуха, особенно в дневные часы;

- наличие ограниченных подходов к ВПП.

Для успешного выполнения полетов в этих условиях экипаж должен твердо знать высоту расположения аэродрома в горах, особенности взлета и посадки на нем, правила пользования барометрическими высотомерами при взлете и посадке на аэродромах с низким атмосферным давлением, изложенные в Основных правилах полетов в воздушном пространстве СССР. Расчет длины разбега и максимально допустимого взлетного веса с учетом фактических атмосферных и эксплуатационных условий производить согласно прилагаемой номограмме (рис. 37).

Набор заданной высоты, горизонтальный полет и снижение особенностей не имеют и выполняются согласно требованиям соответствующих разделов настоящей Инструкции.

197. При выполнении посадки следует учитывать необходимость увеличения значений положения РУД на полетном малом газе при

значительном понижении атмосферного давления. Практически расчет изменения положения РУД производить, исходя из следующего соотношения: при понижении атмосферного давления на каждые 60 мм рт. ст. значения положения РУД, подобранные по температуре наружного воздуха, увеличивать на 1,5—2° по УПРТ. Пилотирование самолета при заходе на посадку и на посадке выполнять на приборных скоростях, установленных требованиями настоящей Инструкции.

ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА СО СТАРТО-ФИНИШНЫХ ПЛОЩАДОК И МЕТАЛЛИЧЕСКИХ ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ ПОЛОС

198. При полетах со старто-финишных площадок (СФП) первая половина разбега и вторая половина пробега выполняются на металлическом, а вторая половина разбега и первая половина пробега — на грунтовом участках ВПП.

199. Перед выполнением полетов со старто-финишных площадок или металлических взлетно-посадочных полос (МВПП) производится замер прочности грунта ударником У-1 под металлическими полосами (площадками) в их створе, а также на расстоянии 100 м за их боковыми кромками. Полученные данные о прочности грунта на различных участках СФП и МВПП перед началом полетов сообщаются летному составу.

200. Возможность выполнения полетов с использованием СФП при данных грунтовых условиях определяется в одном-двух контрольных полетах по кругу без уборки шасси. При остаточной глубине колеи на грунтовом участке не более 8 см и отсутствии загрязнений конструкции самолета, препятствующих уборке шасси, принимается решение о выполнении полетов с использованием СФП.

201. В этих же полетах уточняется удаление посадочного Т от начала СФП, которое при прочности грунта 4—6 кг/см² для посадочных весов 52, 50 и 46 т соответственно должно быть:

- при встречном ветре 10 м/сек — 450, 400 и 330 м;

- при встречном ветре 5 м/сек — 600, 540 и 460 м;

- при штиле — 700, 650 и 580 м.

202. Аэродромы с МВПП и СФП должны иметь хорошую маркировку и радиотехнические средства посадки, а также рулежные дорожки из плит К-1Д шириной не менее 9 м и радиусом сопряжений по внутренней кромке не менее 10 м.

203. Основные взлетно-посадочные характеристики в стандартных атмосферных условиях при прочности грунта около 4 кг/см² и центровке 26—28% САХ представлены в табл. 21.

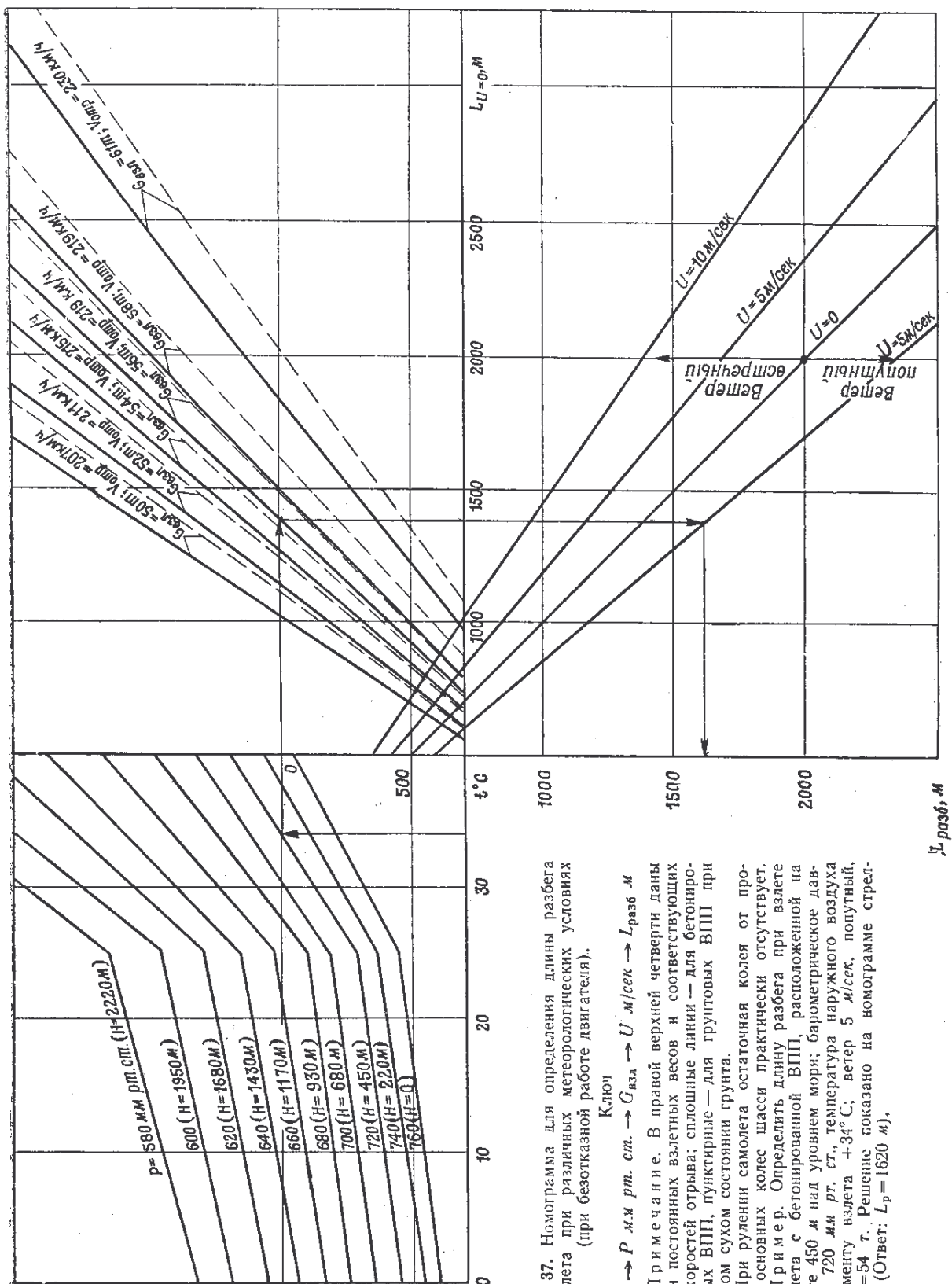


Рис. 37. Номограмма для определения длины разбега самолета при различных метеорологических условиях (при безотказной работе двигателя).

Ключ

$t^{\circ}C \rightarrow P \text{ м.м. ст.} \rightarrow G_{взл} \rightarrow U \text{ м/сек} \rightarrow L_{разб} \text{ м}$

Примечание. В правой верхней четверти даны линии постоянных взлетных весов и соответствующих им скоростей отрыва; сплошные линии — для бетонированных ВПП, пунктирные — для грунтовых ВПП при твердом сухом состоянии грунта.

При рулении самолета остаточная колея от прохода основных колес шасси практически отсутствует. Пример. Определить длину разбега при взлете самолета с бетонированной ВПП, расположенной на высоте 450 м над уровнем моря; барометрическое давление 720 мм рт. ст., температура наружного воздуха к моменту взлета $+34^{\circ}C$; ветер 5 м/сек, попутный, $G_{взл}=54 \text{ т}$. Решение показано на номограмме стрелками (Ответ: $L_p=1620 \text{ м}$).

Таблица 21

Полетный вес самолета, т, кг	Взлетные характеристики				Посадочные характеристики			
	СФП		МВПП		СФП		МВПП	
	$V_{взл}^*$ км/ч	L , м	$V_{взл}^*$ км/ч	L , м	$V_{пос}^*$ км/ч	L , м	$V_{пос}^*$ км/ч	L , м
54	215	1100	215	910	—	—	—	—
52	210	950	210	830	220	1030	220	1000
50	210	830	210	750	215	960	215	930
46	200	630	200	610	205	880	205	840

Примечание. При использовании СФП длина разбега увеличивается с уменьшением центровки самолета. При центровке 20% это увеличение составит 70—100 м. Длина пробега при использовании СФП, а также длина разбега и пробега на МВПП практически не зависят от центровки самолета.

Полеты с использованием СФП

204. Разбег выполнять строго по оси ВПП. На разбеге наблюдается шум от металлических плит и повышенная тряска самолета. После схода самолета с металлического участка тряска самолета увеличивается и при прочности грунта ниже 5 кг/см^2 наблюдается уменьшение ускорения, раскачка самолета по тангажу и рыскание по курсу (особенно при неравномерной прочности грунта). Для выдерживания направления разбега необходимо своевременно парировать отклонение самолета рулем направления.

205. Подъем колес передней стойки начинать после схода самолета с металлического участка ВПП. После отделения колес передней стойки от земли зафиксировать угол тангажа самолета.

Скорость отрыва самолета для взлетных весов 54, 50 и 46 т соответственно должна составлять 215, 210 и 200 км/ч.

206. Приземление самолета производить точно у посадочного Т и строго по оси ВПП. Посадочная скорость самолета должна быть такой же, как при посадке на бетонированную ВПП.

Если самолет после приземления быстро теряет скорость и имеет тенденцию к остановке до металлической площадки, необходимо увеличить режим работы всех четырех двигателей, не допуская остановки самолета на грунтовом участке ВПП.

207. В случае посадки с перелетом сразу же после приземления и опускания колес передней стойки снять винты с упоров, а после входа на СФП использовать торможение колес.

При посадке с недолетом для обеспечения выхода самолета на СФП снятие винтов с промежуточного упора производить несколько позже, чем при точном расчете, а торможение колес применять на СФП при необходимости.

Полеты с МВПП

208. Разбег выполнять строго по оси МВПП. Чтобы выдерживать направление разбега по оси МВПП, действия летчика должны быть точными и своевременными.

Подъем переднего колеса начинать на скорости 160—180 км/ч в зависимости от взлетного веса и центровки самолета.

Скорость отрыва самолета для взлетных весов 54, 50 и 46 т соответственно должна составлять 215, 210 и 200 км/ч.

При уклонении самолета от взлетного курса и схода с МВПП или СФП, допущенного летчиком, необходимо удерживать самолет от дальнейшего разворота, не пытаясь возвратить его на металлическую полосу (площадку). В том случае, если прочность грунта на боковых участках ВПП будет более 4 кг/см^2 и отсутствуют препятствия, продолжить взлет, если прочность грунта будет менее 4 кг/см^2 , взлет прекратить.

209. При заходе на посадку и посадке при боковой составляющей ветра 4 м/сек и более необходимы повышенное внимание и точное пилотирование, чтобы исключить снос самолета за боковые границы МВПП.

Приземление самолета производить точно у посадочного Т и строго по оси МВПП. Посадочная скорость самолета должна быть такой же, как при посадке на бетонированную ВПП.

Торможение колес шасси применять только на металлической полосе (площадке).

Интенсивное торможение колес на металлической полосе (площадке) не рекомендуется во избежание разрушения плит и покрышек колес.

ОСОБЕННОСТИ ПОЛЕТОВ НА МАЛЫХ ВЫСОТАХ

Общие положения

Полеты на малых высотах, особенно на предельно малых (50—100 м над рельефом местности), являются сложным видом полетов, что обусловлено следующими причинами:

- ограниченными маневренными возможностями самолета и, как следствие этого, сложностью обеспечения безопасности полетов вблизи земли от столкновения с препятствиями на земной поверхности, другими летательными аппаратами, летящими на малой высоте, и птицами;

- сложностью самолетовождения в связи с ухудшением условий ведения ориентировки и уменьшением дальности действия радиотехнических средств;

- большим расходом топлива, что значительно уменьшает радиус действия самолета;

- увеличением психо-физиологических нагрузок на летный состав при длительных полетах на ручном управлении самолетом, особенно в условиях болтанки, высоких температур наружного воздуха в летный период времени, плохой видимости, а также при полете над однообразной местностью (степь, пустыня, тундра, водная поверхность и т. д.);

- малым резервом времени у экипажа для покидания самолета в аварийной обстановке.

Подготовка к полетам

210. Перед выполнением полетов на малых высотах на самолетах должны быть тщательно проверены все высотомеры, определены инструментальные погрешности всех барометрических высотомеров, откалиброваны радиовысотомеры и составлены суммарные графики поправок всех высотомеров.

Выполнению полетов на малых высотах должна предшествовать тщательная подготовка летного экипажа с учетом особенностей самолетовождения, десантирования и мер по обеспечению безопасности. Объем и содержание подготовки экипажа определяются конкретной навигационной обстановкой предстоящего полета, при этом должно предусматриваться комплексное использование всех бортовых и наземных средств самолетовождения и навигации для обеспечения надежного выхода в район цели (площадки десантирования).

211. В качестве основных полетных карт необходимо применять карты масштаба 1 : 500 000 и 1 : 1 000 000, а детальное изучение района цели (площадок десантирования) производить по картам более крупного масштаба, а также по фотосхемам этого района.

При подготовке карт и прокладке маршрута экипаж должен:

- поднять на карте все точки местности с превышением более 50 м относительно аэродрома вылета в полосе ± 25 км при полете по трассе и в полосе ± 50 км относительно оси маршрута при полете вне трассы, а также нанести на карту все известные и предполагаемые препятствия в заданной полосе полета;

- тщательно изучить по картам крупного масштаба конфигурации препятствий с целью своевременного обнаружения и обхода их;

- рассчитать два профиля полета: один — для полетов под облаками (визуально) и второй — для полета вне видимости земли на безопасной высоте. Решение на переход с одного профиля полета на другой и обратно принимается командиром экипажа в зависимости от условий полета;

- рассчитать и нанести на карту рубежи набора высоты и снижения, если профиль полета переменный по высоте, а также рубежи начала разгона и торможения, если полет производится с переменной скоростью;

- подробно изучить и поднять на карте характерные радиолокационные ориентиры, которые могут быть использованы для ведения ориентировки, коррекции координат местоположения самолета и обеспечения выхода на цель (площадку десантирования);

- при выборе маршрута полета над местностью с малым количеством ориентиров и над водной поверхностью за ИПМ принимать надежно опознаваемый ориентир в районе аэродрома вылета или площадки десантирования, а для удобства контроля, счисления пути и перехода от общей ориентировки к детальной произвести разметку участков маршрута

от ППМ или цели (площадки десантирования) до ИПМ с оцифровкой через 100 км.

212. Расчет безопасной высоты производить по данным, полученным на метеостанции и снятым с полетной карты по формуле

$$H_{\text{пр. без}} = H_{\text{ист. без}} + \Delta H_p + \Delta H_{\text{преп}} + \Delta H_{\text{бар}} - \Delta H_{\text{бар. тенд}} - \Delta H_a - \Delta H_{\text{темп}} - \Delta H_{\text{инстр}}$$

где ΔH_p — максимальная абсолютная высота превышения рельефа местности на участке маршрута;
 $\Delta H_{\text{преп}}$ — высота наземных препятствий;
 $\Delta H_{\text{бар}}$ — поправка на изменение барометрического давления, которая определяется по разности приведенных давлений в районе аэродрома и на участке маршрута;

$$\Delta H_{\text{бар}} = 11 (P_{\text{мин}} - P_{\text{аэр}});$$

$\Delta H_{\text{бар. тенд}}$ — поправка на тенденцию изменения барометрического давления за время полета (в ч):

$$\Delta H_{\text{бар. тенд}} = 13t;$$

ΔH_a — аэродинамическая поправка приемника воздушного давления;

$\Delta H_{\text{инстр}}$ — инструментальная поправка высотомера;

$\Delta H_{\text{темп}}$ — температурная поправка высотомера за счет отклонения фактической температуры наружного воздуха от расчетной по стандартной атмосфере; она учитывается на счетной линейке НЛ-10 при пересчете $H_{\text{испр}}$ в $H_{\text{приб. испр}}$, при этом на НЛ-10 устанавливается величина:

$$H_{\text{испр}} = H_{\text{ист. без}} + \Delta H_p + \Delta H_{\text{преп}} - \Delta H_{\text{бар}} - \Delta H_{\text{бар. темп}} - \Delta H_a.$$

При выборе профиля и режима полета самолета учитывать:

- рельеф местности и состояние погоды по маршруту;

- возможность обеспечения надежной ориентировки (визуальной и радиолокационной) в полете и отыскания цели (площадки десантирования);

- возможность обеспечения наименьшего количества изломов маршрута и наивыгоднейшего использования средств самолетовождения.

213. Для успешного выполнения задания экипаж обязан изучить и твердо усвоить:

- систему основных ориентиров на маршруте, их особенности и характерные признаки, возможность использования этих ориентиров для ориентировки в различной навигационной обстановке, а также коррекции счисленных координат местоположения самолета и текущего курса, выдаваемого курсовыми системами;

- рельеф местности и расчетную безопасную высоту полета по участкам маршрута;
- координаты местонахождения и данные наземных радиотехнических средств обеспечения полетов;
- точное расположение цели (площадки десантирования);
- метеообстановку по маршруту полета и тенденцию ее изменения.

При необходимости выполнить инженерно-штурманский расчет полета.

Выполнение полетов

214. Взлет и набор высоты производить согласно действующим инструкциям, а выход на ИПМ — согласно правилам, изложенным в НШС и Руководстве по самолетовождению. В процессе выхода на ИПМ экипажу убедиться в нормальной работе силовой установки, пилотажно-навигационного и радиооборудования самолета. После прохода ИПМ летчику установить заданный режим полета для первого участка маршрута.

Пилотирование самолета на маршруте осуществлять поочередно левому и правому летчикам. Продолжительность непрерывного пилотирования одним летчиком зависит от условий полета (наличия и интенсивности болтанки, температуры в кабине, характера рельефа местности).

Курс самолета выдерживать по стрелке (шкале) курсового прибора или по командной стрелке прибора КПП (на самолетах Ан-12БК), а высоту при полетах на высотах 300—500 м по высотомеру ВД-10 с контролем по радиовысотомеру, а на предельно малых высотах — визуально с контролем по радиовысотомеру.

Скорость полета на маршруте выдерживать в пределах 440—470 км/ч, а в условиях сильной болтанки 370—400 км/ч.

215. Визуальная ориентировка при полете по маршруту на малой высоте затруднена из-за ограниченного обзора местности, искажения формы и размеров ориентиров и большой угловой скорости перемещения их относительно самолета.

Дальность визуального обнаружения наземных ориентиров на высоте 50—300 м составляет:

- крупных населенных пунктов (городов) — до 18 км;
- средних населенных пунктов — до 12 км;
- малых населенных пунктов — до 8 км;
- шоссе и железных дорог — до 5 км.

Дальность надежного опознавания ориентиров практически вдвое меньше дальности их обнаружения.

216. Для обеспечения надежного ведения ориентировки необходимо периодически переходить от счисления пути (от счисленных координат местоположения самолета с помощью НВУ-БТ-1 или НАС-1) к детальной ориентировке, опираясь на характерные, легко опозна-

ваемые ориентиры, по которым уточнять место самолета.

В осенний и весенний периоды для ориентировки необходимо использовать ориентиры, контуры которых не подвергаются изменениям и отчетливо видны на общем фоне местности (лесные массивы, населенные пункты, крутые берега рек и т. д.).

217. При полетах на малых высотах дальность радиолокационного обнаружения и опознавания ряда ориентиров в 2—4 раза превышает дальность их визуального обнаружения и опознавания. Штурман должен предупредить летчиков о приближении обнаруженного с помощью радиолокатора ориентира для его визуального обнаружения и опознавания, ибо в непосредственной близости от самолета (ближе 12—15 км) опознать и зафиксировать пролет данного ориентира по радиолокатору невозможно из-за сильных «засветок» экрана радиолокатора от фона земли.

Угол сноса самолета измерять с помощью самолетного радиолокатора методом остановки антенны и с помощью прицела НКПБ-7.

218. При полетах над морем при гладкой волной поверхности отмечается неустойчивая работа измерителя, что вносит значительные ошибки в счисление координат местоположения самолета.

219. Дальность действия аппаратуры РСБН-2С при полетах на высотах 50—150 м существенно снижается.

220. В полетах штурман обязан вести упреждающий расчет времени, т. е. экипаж должен знать время выхода на два-три расположенных впереди ориентира с точностью до 30 сек. Расчетное время выхода необходимо уточнять каждый раз, когда фактическое время выхода самолета на ориентир не совпадает с расчетным более чем на 15 сек.

Для уверенного выхода на цель (площадку десантирования) последний участок маршрута перед целью должен быть выбран так, чтобы расстояние от последнего надежно опознаваемого ориентира до цели не превышало 80 км.

Для повышения точности полета по заданному маршруту и исключения грубых ошибок в расчетах, а также во избежание уклонов от маршрута из-за изменения параметров ветра или отказа в работе части приборов штурман обязан комплексно применять все средства самолетовождения.

221. Обход препятствий производить отводом самолета с креном 15—30°, набором высоты или одновременно набором высоты и отворотом. При вводе самолета в «горку» на скорости 450—460 км/ч с перегрузкой 1,5—1,7 и при выводе из «горки» с перегрузкой 0,3—0,4 самолет увеличивает высоту на 340—390 м, проходя при этом путь 1500—2500 м. Скорость выхода из «горки» при этом составляет 320—370 км/ч. При выполнении горизонтального маневра на скорости 450 км/ч и при крене 30° отклонение самолета от линии пути достигает

1000 м на участке пройденного пути 2000—2500 м.

222. Полеты в болтанку (особенно сильную) на предельно малой высоте требуют от летчика, пилотирующего самолет, повышенного внимания и быстрой реакции на броски самолета по крену, высоте и курсу. В сильную болтанку колебания по курсу составляют $\pm (4-6)^\circ$, скорости $\pm (10-30)$ км/ч, по высоте $\pm (20-30)$ м, а по перегрузке в пределах 0,4—1,6.

Полеты на высотах 300—500 м по распределению внимания почти ничем не отличаются от обычных маршрутных полетов на эшелонах.

223. Полеты на предельно малой высоте (50—100 м) требуют от экипажа повышенного внимания и осмоторительности. Летчик, пилотирующий самолет на предельно малой высоте, 75—85% времени полета уделяет просмотру через остекление фонаря впереди лежащей местности и пространства на расстоянии 2—3 км от самолета, визуально поддерживает высоту и направление полета, периодически контролируя их по приборам, принимает команды штурмана на выполнение маневра по направлению и высоте и, не отрывая взгляда от набегающей подстилающей поверхности, производит маневр, контролируя правильность его выполнения по приборам.

Летчик, свободный от пилотирования, ведет обзор местности на дальних подступах (далее 2—3 км), своевременно предупреждая экипаж о появлении препятствий, как наземных, так и находящихся в воздухе, а при необходимости вмешивается в управление самолетом для предотвращения опасного положения. Кроме того, он помогает штурману в ведении ориентировки, особенно в обнаружении боковых и линейных ориентиров.

224. Во избежание сильного утомления глаз при полетах в солнечную погоду над местностью со снежным покровом и над водной поверхностью члены экипажа должны, как правило, надевать защитные очки.

При полетах над однообразной местностью (водная поверхность, тундра, пустыня, степь и т. д.) на предельно малых высотах возникает повышенная утомляемость, что приводит к возможным ошибкам в визуальном определении высоты полета. При появлении такого состояния необходимо передавать управление другому летчику.

При полетах над безориентирной местностью летчик обязан с максимально возможной точностью выдерживать заданный штурманом курс полета, особенно на участках маршрута большой протяженности.

При полетах над степью, тундрой, пустыней для ориентировки использовать складки местности, озера, береговую черту водоемов и другие ориентиры, а также их взаимное расположение.

225. Полеты днем и ночью в сложных метеоусловиях выполнять на безопасной высоте полета. Высоту полета выдерживать по барометрическому высотомеру, а контроль высоты полета осуществлять по радиовысотомеру. Если полет происходит на высоте 300 м и выше, можно включать автопилот и по желанию штурмана передавать ему управление по курсу.

При полетах ночью в простых метеоусловиях на малых высотах линия естественного горизонта и естественные препятствия в светлую ночь просматриваются не четко, а в темную — не видны совсем. Линейные ориентиры (реки, дороги) видны только в момент их пролета. Визуальная ориентировка затруднена, а определять высоту полета можно только приближенно по световым ориентирам. Вследствие этого полеты ночью в простых метеоусловиях необходимо выполнять на безопасной высоте, пилотируя самолет по приборам.

Стрельба по наземным целям из кормовой установки

226. При выполнении стрельбы из оружия кормовой установки летчик ориентирует воздушного стрелка о характере цели и ее положении относительно самолета («Слева 100 м машина», «По курсу ЗУРС» и т. д.). По этой команде воздушный стрелок придает оружию нужное направление и дает команду «Пролет».

При появлении цели в зоне обзора воздушный стрелок осуществляет прицеливание и ведет сопроводительный огонь.

Ведение прицельной стрельбы из оружия кормовой установки значительно затруднено из-за:

- большой угловой скорости перемещения цели, вследствие чего усложняется процесс слежения за целью с одновременным обрамлением ее ромбиками дальномерного устройства прицельной станции;

- большой начальной дальности открытия огня (не менее 300 м), что обуславливается временем, необходимым для обнаружения цели и выполнения по ней прицеливания.

Стрельба из оружия кормовой установки вызывает небольшую разбалансировку самолета, которая легко парируется летчиком и затруднений в пилотировании самолета не вызывает.

ОСОБЫЕ СЛУЧАИ ПРИ ПОЛЕТАХ НА МАЛОЙ ВЫСОТЕ

Отказ крайнего двигателя

227. Отказ крайнего двигателя с автоматическим флюгированием воздушного винта не вносит затруднений в пилотирование самолета.

При отказе крайнего двигателя, когда винт не входит во флюгерное положение, для парирования кренящего и разворачивающего моментов к органам управления необходимо прикладывать значительные усилия (90—95 кг на педали и до 35 кг на штурвал). При этом самолет может потерять до 50 м высоты, скорость уменьшится на 15—50 км/ч. В этом случае наряду с парированием возникающих моментов летчик должен немедленно отклонением штурвала на себя и увеличением режима работающим двигателям перевести самолет в набор высоты, затем принять меры к переводу винта отказавшего двигателя во флюгерное положение и в дальнейшем действовать согласно указаниям гл. IV.

Аварийное покидание самолета

228. При возникновении на самолете аварийной обстановки, требующей покидания самолета, командир экипажа должен перевести самолет в набор высоты, одновременно подав команду «Приготовиться к прыжку».

Команду «Прыжок» подавать на высоте не ниже 160 м, обеспечивающей нормальное раскрытие парашюта.

При полете с десантниками сначала производится их выброска, затем самолет покидает экипаж.

При полете с боевой техникой и расчетами, если невозможно открыть входную дверь, сначала производится сброс техники и выброска расчета, а затем самолет покидает экипаж.

ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТОВ С ПРИМЕНЕНИЕМ ПНК-1

Полет по маршруту с применением ПНК-1 может быть выполнен следующими способами:

- по углу доворота с использованием блока программы НВУ-БТ-1;
- по заданному путевому углу (режим директорного управления);
- с использованием РСБН-2 (режим директорного управления).

Полет по углу доворота (по запрограммированному маршруту)

229. После взлета включить высокое напряжение ДИСС-5 и И-4. Селектор выбора систем установить в положение «НВУ». Установить переключатель программы на первый ППМ и вывести самолет в точку начала счисления пути (ИПМ). В момент прохода ИПМ включить счисление, нажать кнопку-лампку подключения систем и установить самолет на курс, при котором показания стрелки «УД» прибора НПП и стрелки АРК № 1 прибора УШ-ДБ равны нулю. При этом ортодромический курс самолета должен отличаться от заданного ортодромического путевого угла на величину угла сноса, а стрелка «ПУ» прибора УШ-3

должна показывать заданный ортодромический путевой угол.

230. Пилотирование самолета осуществляется по углу доворота и оставшейся дальности до ППМ путем выдерживания стрелки «УД» прибора НПП в нулевом индексе.

Примечание. Для пилотирования самолета по командной стрелке крена в режиме работы «НВУ-БТ-1» необходимо совместить стрелку «ЗК» прибора НПП со стрелкой «УД», удерживая последнюю под нулевым треугольным индексом. Включить систему «Привод-В» на пульте управления в режим «МК» и пилотировать самолет по командной стрелке прибора КПП.

Контроль пути осуществлять наблюдением за курсом самолета и пролетаемой местностью на экране индикатора И-4.

231. После набора заданной высоты при подходе к первой точке коррекции с дальности не более 90 км необходимо выполнить коррекцию численных координат, для чего:

— установить переключатель «НА — ОПБ» на ЩДУ И-4 в положение «НА»;

— на масштабе 160 км обнаружить радиолокационный ориентир коррекции, нажимным переключателем механизма управления перекрестием блока 18 НВУ предварительно совместить перекрестие, образованное продольной и поперечной метками, с радиолокационным ориентиром, после чего перейти на масштаб 120 км (при этом переключатель «Коррекция — Расшифровка» должен быть установлен в положение «Коррекция»). Окончательное уточнение совмещения выполнить на масштабе «12 ÷ 30»;

— перед началом коррекции доложить командиру корабля «Держать курс, выполняю коррекцию», а после ее окончания доложить «Коррекцию выполнил». Установить переключатель «Коррекция — Расшифровка» в нейтральное положение;

— командиру корабля в процессе выполнения коррекции численных координат штурманом пилотировать самолет по курсу, выдерживаемому до начала коррекции. После окончания коррекции повернуть самолет в сторону отклонения стрелки «УД» прибора НПП до совмещения ее с верхним треугольным индексом и совместить стрелку «ЗК» со стрелкой «УД».

232. В процессе выполнения полета следить за изменением давления в волноводной системе И-4, не допуская отклонения от заданной величины (за пределы красного сектора), и периодически, через 30—40 мин, — за показаниями стрелок «К» приборов УШ-3 и КУШ-1. Разница в показаниях свидетельствует об одностороннем уходе одного из гироагрегатов.

233. Проверку ухода гироагрегатов производить путем сличения показаний стрелок «К» приборов УШ-3 и КУШ-1 с расчетным ортодромическим курсом. При наличии ухода гироагрегатов более 2° нажимным переключателем «Задатчик курса» пульта управления ТКС-П выполнить коррекцию сначала основного, а затем контрольного гироагрегатов.

234. При подходе к поворотному пункту маршрута за 50—60 км перейти на пилотирование по курсу (по командной стрелке крена КПП), не обращая внимания на показание стрелок «УД» (АРК) на приборе НПП и стрелки № 1 на приборе УШ-ДБ.

В момент прохода ППМ установить переключатель программы на очередной ППМ, при этом стрелки «УД» покажут угол доворота на этот ППМ, а на счетчиках дальности отрабатывается оставшееся расстояние до очередного ППМ.

235. Выполнить доворот до совмещения стрелки «УД» прибора НПП с нулевым индексом, совместить стрелку «ЗК» со стрелкой «УД» и продолжать выполнение полета.

236. Расшифровка наблюдаемых на экране ИКО ориентиров, координаты которых неизвестны, производится в той же последовательности, что и коррекция, но при установке переключателя «Коррекция — Расшифровка» в положение «Расшифровка». При этом на счетчиках координат цели отрабатываются координаты данного радиолокационного ориентира.

Перед выполнением расшифровки координат наблюдаемых ориентиров экипаж должен удостовериться в правильности счисления текущих координат самолета.

Полет по заданному путевому углу (режим директорного управления)

237. Для выполнения полета по заданному путевому углу необходимо:

- селектор выбора систем установить в положение «ДИСС», нажать кнопку-лампу подключения систем и установить режим «МК» на пульте управления системой «Привод-В»;

- ручкой «ЗК» на приборах НПП установить заданный ортодромический путевой угол очередного участка маршрута, установить переключатель «МК — ОК» в положение «ОК» и нажать кнопку-лампу «Вкл.» на пульте управления системой «Привод-В»;

- выполняя пилотирование по командной стрелке прибора КПП, установить самолет на курс, соответствующий заданному путевому углу при данном угле сноса. При этом против верхнего треугольного индекса НПП установится ортодромический курс самолета, а стрелка «КУР» совпадет со стрелкой «ЗК», показывая величину и направление угла сноса. Стрелка положения «ЗЛП» на КПП в этом случае указывает на отклонение от заданного курса;

- при выходе на очередной поворотный пункт маршрута необходимо установить на приборах НПП стрелку «ЗК» на новое значение ЗПУ и продолжать полет, пилотируя самолет по командной стрелке крена прибора КПП.

Контроль осуществляется наблюдением за курсом самолета, определением линий положения и места самолета с помощью технических средств.

Полет с использованием РСБН-2 (режим директорного управления)

238. При использовании системы РСБН-2 система «Привод-В» работает совместно с РСБН-2С.

Маршрутный полет может выполняться по линии заданного азимута в режимах «Азимут на», «Азимут от», «СРП» и «Пробивание облачности».

239. Для выполнения полета с использованием РСБН-2 необходимо:

- селектор выбора систем установить в положение «РСБН» и нажать кнопку-лампу подключения систем;

- на пульте управления «Привод-В» переключатель режимов полета установить в положение «Навигация»;

- на приборах НПП стрелку «ЗК» установить на заданный курс полета;

- выставить на блоках РСБН-2С необходимые данные для полета в выбранном режиме;

- нажать кнопку-лампу «Вкл.» на пульте управления «Привод-В» и выполнять пилотирование самолета по командной стрелке крена КПП.

Полет выполняется с автоматическим учетом угла сноса, величина которого может быть отсчитана по шкале курсов прибора НПП (угол между стрелкой «ЗК» и верхним треугольным индексом).

Предупреждение. В случае появления кратковременного (20—30 сек) загорания сигнализации «Отказ азимута», «Отказ дальности» продолжать пилотирование по командной стрелке крена прибора КПП.

240. В режиме «Пробивание облачности» при директорном управлении система «Привод-В» автоматически переключается со стабилизации заданной высоты на слежение за траекторией пробивания облачности. Стрелка положения глissады прибора НПП находится на нижнем обрезе белого кружка шкалы, бленкер глissады закрыт, кнопка-лампа «Вкл. КВ» на пульте управления «Привод-В» гаснет.

При выходе самолета на траекторию пробивания облачности стрелка положения глissады прибора НПП находится в пределах черного кружка шкалы, а командные стрелки тангажа прибора КПП — в пределах белого кружка шкалы. Удерживая командную стрелку тангажа в белом кружке, выполнить снижение или набор по заданной траектории.

Предупреждения: 1. В случае если к моменту начала ввода самолета в режим снижения по траектории «Пробивания облачности» стрелка положения глissады прибора НПП заметно ушла вниз за пределы белого кружка шкалы, маневр «Пробивание облачности» не производить.

2. При возникновении отказов канала дальности аппаратуры РСБН-2 выполнение маневра «Пробивание облачности» по

командной стрелке тангажа прибора КПП прекратить.

3. При установке на самолете аппаратуры РСБН-2С выпуска до октября 1962 г. четвертый разворот выполнять в режиме «Навигация» на дальности 20 км, режим «Посадка» включать при выходе на посадочный курс (при этом азимут должен быть равен $МК_{\pi} \pm \pm 180^{\circ}$). Начиная с дальности 1 км до начала ВПП посадку выполнять визуально.

Заход на посадку с помощью директорного управления системы «Привод-В»

241. Заход на посадку с помощью системы директорного управления (СДУ) «Привод-В» осуществляется по наземным радиомаякам посадочных систем СП-50, ИЛС и ПРМГ-4.

При подходе к аэродрому с удаления 30—50 км экипажу запросить у руководителя полетов условия посадки и выполнить следующее:

- установить давление аэродрома посадки на барометрических высотомерах;
- установить канал посадки на щитке управления системы СП-50 (ИЛС, РСБН) и включить аппаратуру этой системы;
- переключатель «МК — ОК» на приборной доске левого летчика установить в положение «МК»;
- селектор выбора систем установить в положение «СП-50 — АРК» («РСБН — АРК») и нажать кнопку-лампу подключения систем;
- стрелку «ЗК» на приборах НПП установить на значение магнитного курса посадки;
- переключатель режимов полета на пульте управления «Привод-В» установить в положение «Заход», а переключатель коробочки «Л — П» в положение, соответствующее кругу полетов на аэродроме посадки;
- настроить АРК № 1 на ДПРС, а АРК № 2 на БПРС аэродрома посадки.

242. В зависимости от направления выхода к аэродрому и воздушной обстановки может быть выполнен один из следующих маневров для захода на посадку:

- полет по большой коробочке;
- выход (вписывание) самолета в одну из сторон большой коробочки с дальнейшим продолжением полета по большой коробочке;
- заход с прямой.

Заход на посадку по большой коробочке

243. На заданном эшелоне выйти на ДПРС аэродрома посадки, установить самолет на посадочный курс и выполнить полет в точку начала первого разворота ($КУР = 180 \pm 10^{\circ}$).

В точке начала первого разворота (в полете без крена) нажатием кнопки-ламп «Вкл.» на пульте управления включить систему «Привод-В». При этом должны гореть лампы «Вкл.» и «Коробочка вкл.», а командная стрелка крена прибора КПП должна отклониться в сто-

рону разворота. Выполнить разворот в сторону отклонения командной стрелки, удерживая ее креном в белом кружке шкалы прибора КПП. Крен самолета при этом не должен превышать $16-20^{\circ}$. После выхода самолета из крена продолжать выполнение полета от первого до второго разворота, удерживая командную стрелку крена в белом кружке шкалы.

244. При достижении высоты круга нажать на пульте управления «Привод-В» кнопку-лампу «Вкл. КВ» и в дальнейшем выдерживать командную стрелку тангажа в белом кружке прибора КПП, чем достигается стабилизация самолета на заданной высоте.

245. При отклонении командной стрелки крена прибора КПП ($КУР = 240 \pm 5^{\circ}$ или $КУР = 120 \pm 5^{\circ}$) выполнить второй, а затем третий развороты большой коробочки.

Построение большой коробочки при работе системы «Привод-В» совместно с ДИСС-5 осуществляется с учетом угла сноса, который определяется по положению стрелки «ЗК» прибора НПП относительно верхнего треугольного индекса шкалы.

После выполнения третьего разворота убедиться в исправной работе курсо-глиссадных радиомаяков по прибору НПП (бленкеры курса и глиссады должны быть закрыты).

246. С помощью ручки пульта управления системы СП-50 (ИЛС) установить стрелку положения курса прибора НПП в центр верхнего треугольного индекса шкалы. После поступления команды на четвертый разворот ($КУР = 285 \pm 2^{\circ}$ или $КУР = 75 \pm 2^{\circ}$) по командной стрелке крена начать выполнение разворота.

Выход самолета в равносигнальную зону курсового радиомаяка определяется по стрелке положения курса прибора НПП (или по стрелке положения ЗЛП прибора КПП), которая должна находиться в пределах черного кружка шкалы. Крен самолета при положении командной стрелки крена прибора КПП в белом кружке не должен превышать $5-10^{\circ}$.

247. При пересечении самолетом равносигнальной зоны глиссадного маяка (стрелка положения глиссады прибора НПП отклонится на нижний обрез черного кружка шкалы) командная стрелка тангажа прибора КПП начнет отклоняться вниз, а кнопка-лампа «Вкл. КВ» на пульте «Привод-В» погаснет. Начать снижение самолета, удерживая командную стрелку тангажа прибора КПП в белом кружке. При этом вертикальная скорость снижения самолета не должна превышать $5-7$ м/сек, а стрелка положения глиссады на приборе НПП не должна отклоняться ниже первой — второй точек шкалы. По мере снижения самолета стрелка положения глиссады (и стрелка положения заданной траектории прибора КПП) плавно возвращается в пределы черного кружка и удерживается в этом положении, а вертикальная скорость самолета уменьшается до $3-5$ м/сек; отклонение самолета по крену не превышает $3-7^{\circ}$.

248. При дальнейшем пилотировании самолета по командным стрелкам крена и тангажа прибора КПП самолет должен стабилизироваться одновременно в равноточной зоне курса и глассады, что контролируется по стрелкам положения курса и глассады прибора НПП, которые не должны выходить за пределы черного кружка шкалы, стрелки ЗК и КУР этого прибора должны быть совмещены и отклонены на угол сноса относительно верхнего треугольного индекса.

249. В моменты прохода ДПРМ и БПРМ проконтролировать правильность выполнения захода самолета на посадку по высоте.

После прохода БПРМ перейти на визуальный полет и выполнить посадку.

250. В случае ухода на второй круг необходимо продолжать полет с посадочным курсом с набором высоты до первого разворота. В точке начала первого разворота перевести переключатель выбора режимов полета пульта управления системы «Привод-В» в положение «Откл.», затем снова в положение «Заход», нажать кнопки-ламп «Вкл.», «Коробочка вкл.» и выполнить повторный заход на посадку, как указано выше.

Выполнение предпосадочного маневра с выходом (вписыванием) в одну из сторон большой коробки

251. В зависимости от направления выхода на аэродром посадки большая коробка в полном объеме может не выполняться.

В этом случае экипаж должен с помощью бортовых или наземных средств определить момент выхода самолета на одну из сторон большой коробки и выполнить выход (вписывание) на эту сторону коробки.

252. В полете без крена включить на пульте управления системы «Привод-В» режим «Заход, коробка» и в дальнейшем пилотировать самолет по командным стрелкам крена и тангажа, как это указано в ст. 243—250.

Выполнение захода на посадку с прямой

253. Предпосадочный маневр с прямой можно выполнить в том случае, если выход на аэродром посадки осуществляется с курсом, близким к посадочному, $\pm 10^\circ$, а курсовой угол на ДПРС находится в пределах $15—345^\circ$.

254. Включить на пульте «Привод-В» режим «Заход» (переключатель режимов работы в положении «Заход», кнопка-лампа «Коробочка вкл.» не должна гореть). Управляя самолетом по командной стрелке крена прибора КПП, контролировать по прибору НПП выход и стабилизацию самолета в равноточной зоне курсового маяка. В дальнейшем полет выполнять, как указано в ст. 243—250.

Предупреждение. В случае если крен самолета в процессе пилотирования по командной стрелке крена прибора КПП превысит 25° , систему «Привод-В» выключить и продолжать полет, как обычно.

ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА В ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ ПОЛЕТА

ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ

255. При отказе в полете двигателя или воздушного винта и несрабатывании автофлюгера возникает большая отрицательная тяга, значительно усложняющая пилотирование самолета.

Своевременное определение отказавшего двигателя и флюгирование его винта значительно облегчают пилотирование самолета и повышают безопасность полета. Основным способом принудительного флюгирования винта при отказе системы автофлюгера является флюгирование винта от кнопки КФЛ-37. В случаях отказа системы флюгирования винта от кнопки КФЛ-37 останов двигателя и флюгирование его винта производить аварийно — краном гидроостанова.

Предупреждение. Снятие воздушных винтов с промежуточного упора в полете запрещается, кроме случаев одновременного отказа двигателя и всех систем флюгирования винта или посадки самолета с авторотирующим винтом в учебных целях.

256. Основными признаками, по которым командир экипажа определяет отказ двигателя, являются прогрессивно увеличивающийся крен и разворот самолета в сторону отказавшего двигателя.

Кроме того, происходит:

- загорание красной сигнальной лампочки отказа двигателя;
- падение давления по указателю ИКМ;
- падение или резкие колебания давления топлива перед форсунками и падение мгновенного расхода топлива по РТМС;
- увеличение или падение оборотов двигателя за допустимые пределы;
- повышение температуры газов за турбиной;
- падение давления масла до величины менее 4 кг/см^2 ;
- загорание сигнальных лампочек снятия винта с упора (падение давления в канале

фиксатора шага) и расфлюгирование (повышение давления в канале малого шага винта);
— загорание сигнальной лампочки «Опасная вибрация» с одновременным уходом стрелки до максимально допустимых величин вибраций (до механического указателя).

Флюгирование винта отказавшего двигателя (если не сработала система автофлюгера) выполнять при проявлении хотя бы одного из вышеперечисленных признаков отказа.

Предупреждения: 1. В случае загорания сигнальной лампочки «Расфлюгирование» флюгирование воздушного винта произвести аварийно краном гидроостанова. Убедившись, что винт зафлюгировался от крана гидроостанова (обороты двигателя около 15—20%), нажать кнопку КФЛ-37 для полной остановки винта.

2. Если в полете по показывающему прибору виброперегрузки превысили значение механического указателя, а сигнальная лампочка «Опасная вибрация» не горит или загорелась сигнальная лампочка «Опасная вибрация», а стрелка показывающего прибора не доходит до механического указателя, то необходимо проверить исправность виброаппаратуры ИВ-41 нажатием на кнопку встроенного контроля. Если при этом стрелка показывающего прибора займет положение в зоне закрашенного сектора или на упоре (или на величине 5—6 g на самолетах с аппаратурой, выпущенной до 1.4.67 г.), что свидетельствует об исправности виброаппаратуры, то необходимо остановить двигатель с флюгированием воздушного винта. Если при проверке встроенным контролем будет выявлена неисправность виброаппаратуры ИВ-41, то необходимо отключить аппаратуру ИВ-41 и продолжать полет.

Виброперегрузки двигателя считать нормальными, если в полете они не превышают:

5,5 g — для двигателей АИ-20 4-й и 5-й серий;

5 g — для двигателей АИ-20М.

3. При загорании сигнальной лампочки «Винт застопорен. Стружка в двигателе» необходимо проконтролировать по бортовым приборам параметры работы двигателя.

Если обнаружены отклонения параметров нормальной работы двигателя, двигатель остановить, винт зафлюгировать.

Если параметры работы двигателя соответствуют нормам ТУ, полет продолжать до ближайшего базового аэродрома, усилив контроль за работой двигателя.

4. При обнаружении признаков пожара после флюгирования винта отказавшего двигателя произвести разрядку противопожарных баллонов второй очереди.

ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ НА РАЗБЕГЕ ПРИ СКОРОСТИ, МЕНЬШЕЙ СКОРОСТИ ОТРЫВА САМОЛЕТА

257. При отказе любого двигателя на разбеге независимо от того, зафлюгировался винт или нет, командир экипажа обязан прекратить разбег, для чего:

- удерживая самолет рулем направления, элеронами и тормозами от разворота, убрать рычаги управления всеми двигателями до 0° по УПРТ;

- немедленно опустить переднюю ногу для выдерживания направления с помощью взлетно-посадочного управления, а в случае необходимости включить рулевое управление;

- определив, какой двигатель отказал, подать команду старшему бортовому технику снять воздушные винты симметрично работающим двигателям с промежуточного упора;

- для прекращения движения самолета применить основное, а в случае необходимости — и аварийное торможение колес;

- во второй половине пробега подать команду старшему бортовому технику снять с промежуточного упора винт двигателя, расположенного симметрично отказавшему.

ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ ПОСЛЕ ОТРЫВА САМОЛЕТА

Полет по кругу и посадка при трех работающих двигателях

258. В случае отказа двигателя на взлете при скорости, большей скорости отрыва самолета, взлет должен быть продолжен. Для продолжения взлета командиру экипажа необходимо:

- удержать самолет от крена и разворота;

- убедиться, что винт отказавшего двигателя зафлюгировался (по величине усилий на органах управления, по докладу старшего бортового техника или помощника командира экипажа); если система автоматического флюги-

рования не сработала, подать команду старшему бортовому технику на немедленное флюгирование винта при помощи кнопки КФЛ-37 (загорание красной сигнальной лампочки кнопки КФЛ-37 дает возможность безошибочно флюгировать винт отказавшего двигателя);

- выдержать самолет до скорости 250—280 км/ч по прибору в зависимости от веса и перевести его в набор высоты с постепенным увеличением скорости, с креном 2—3° в сторону, противоположную отказавшему двигателю;

- подать команду «Шасси убрать»;

- на высоте не ниже 100 м на скорости 310 км/ч убрать закрылки в несколько (3—4) приемов с постепенным увеличением скорости до 340 км/ч и снять триммерами усилия с органов управления;

- уменьшить режим работающих двигателей до номинального (84° по УПРТ);

- на скорости 340—350 км/ч перевести самолет в набор высоты;

- убрать рычаг управления отказавшего двигателя до 0° по УПРТ и закрыть пожарный кран;

- набрать высоту полета по кругу, выполнить заход на посадку.

259. Планирование и посадка самолета на трех работающих двигателях (винт неработающего двигателя зафлюгирован) имеют следующие особенности:

- на прямой после четвертого разворота на удалении 12 км от ВПП выпустить закрылки на 25°;

- установить триммеры в нейтральное положение;

- после пролета ДПРМ довыпустить закрылки на 35°;

- после пролета БПРМ рычаг управления двигателя, расположенного симметрично отказавшему, установить на проходную защелку в зависимости от температуры наружного воздуха, но не менее 16° по УПРТ, а сохранение скорости планирования и уточнение расчета на посадку выполнять изменением мощности двух симметрично работающих двигателей;

- рычаги управления симметрично работающих двигателей после выравнивания, на выдерживании, убирать до 0° по УПРТ;

- после приземления самолета, на пробеге, снять с промежуточного упора винты симметрично работающих двигателей, после чего рычаг управления двигателем, работающим симметрично отказавшему, поставить на 0° по УПРТ и во второй половине пробега на скорости около 60 км/ч винт его снять с упора;

- направление пробега выдерживается отклонением педалей, используя взлетно-посадочное управление передними колесами, и при необходимости тормозами.

Кренение самолета на пробеге парировать отклонением элеронов.

260. Уход на второй круг на трех работающих двигателях разрешается с высоты не менее 50 м и производится так же, как и при всех работающих двигателях, но перед уста-

новой работающим двигателям взлетного режима создать крен $3-5^\circ$ в сторону, противоположную отказавшему двигателю.

Отказ двигателя (двигателей) в полете

261. При отказе в полете двигателя, работающего на режиме выше $56 \pm 2^\circ$ по УПРТ, воздушный винт должен автоматически зафлюгироваться за время 4—5 сек.

На самолетах с подключенной системой автоматического флюгирования по отрицательной тяге и оборудованных системой РПМГ-3А при отказе двигателя, работающего на режиме выше 40 ± 2 и 16° по УПРТ соответственно, воздушный винт должен зафлюгироваться от датчика отрицательной тяги за время 2,5—6,0 сек.

На самолетах с неподключенной системой автофлюгера по отрицательной тяге при отказе двигателя на режиме ниже $56 \pm 2^\circ$ по УПРТ, а на самолетах с подключенной системой автофлюгера по отрицательной тяге и оборудованных системой РПМГ-3А на режиме ниже 40 ± 2 и 16° по УПРТ соответственно винт автоматически не зафлюгируется. В этом случае флюгирование винта выполнить вручную от кнопки КФЛ-37.

Примечания: 1. Чтобы исключить переход воздушного винта на режим авторотации при обнаружении в полете интенсивного уменьшения количества масла по масломеру в маслобаке двигателя, загорания красной лампочки минимального остатка масла в маслобаке и одновременного падения давления масла в двигателе, необходимо немедленно выключить двигатель кнопкой КФЛ-37. Если винт не зафлюгировался, произвести флюгирование краном гидроостанова и в зависимости от обстановки принять решение — продолжать полет или произвести посадку на ближайшем аэродроме.

2. Если же при интенсивном уменьшении количества масла в маслобаке двигателя и загорании красной лампочки минимального остатка масла в маслобаке давление масла в двигателе не падает, то выключать двигатель и флюгировать винт необходимо краном гидроостанова. Если винт не зафлюгировался, произвести флюгирование от кнопки КФЛ-37.

262. В случае отказа двигателя, когда системы автофлюгера не сработали, командиру экипажа необходимо:

- удерживать самолет от крена и разворота;
- переместить рычаги управления всех двигателей для сохранения заданного режима полета (при отказе двух двигателей — для сохранения скорости 310—350 км/ч в зависимости от веса самолета);
- определить отказавший двигатель;
- подать команду старшему бортовому технику на флюгирование винта отказавшего двигателя;
- закрыть люки, если они находились в открытом положении;
- снять триммерами усилия с органов управления;
- убрать рычаг управления отказавшего двигателя до 0° по УПРТ.

263. Старший бортовой техник, получив команду на флюгирование винта отказавшего двигателя, обязан:

- соответствующей кнопкой КФЛ-37 зафлюгировать винт отказавшего двигателя; если винт не зафлюгировался, произвести флюгирование краном гидроостанова;
- закрыть пожарный кран отказавшего двигателя.

264. Если в полете произойдет одновременный отказ двух двигателей или при полете с одним отказавшим двигателем произойдет отказ другого двигателя, командир экипажа и старший бортовой техник должны действовать так же, как и при отказе одного двигателя.

265. При отказе одного двигателя в полете (внутреннего или внешнего) и своевременном флюгировании его винта возникающие крен и разворот в сторону отказавшего двигателя легко парируются соответствующими отклонениями руля направления и элеронов; усилия с органов управления при этом полностью снимаются триммерами. Полет на трех двигателях с зафлюгированным винтом отказавшего двигателя сложности не представляет. Самолет Ан-12 в этом случае обладает достаточным запасом тяги, устойчивости и управляемости для продолжения горизонтального полета и набора высоты до 9450 м с полетным весом 51 т.

266. Набор высоты выполнять на номинальном режиме работы трех двигателей (84° по УПРТ) на скоростях, указанных в табл. 22.

Таблица 22

Высота полета, м	Скорость по прибору в км/ч при $G_{пол}$	
	51 т	61 т
0	340	350
2000	340	350
4000	340	350
6000	330	340
8000	310	

Предупреждение. При флюгировании винта от аварийной системы (краном гидроостанова) в случаях отказа основной системы флюгирования на скоростях полета по прибору 350 км/ч и больше может возникнуть тряска самолета. В этом случае следует выполнять полет на скоростях менее 350 км/ч, но не меньше минимальной эволютивной.

267. При полете на двух работающих двигателях, расположенных на одной стороне крыла, и при зафлюгированных винтах отказавших двигателей самолет Ан-12 обладает достаточным запасом тяги, устойчивости и управляемости для продолжения горизонтального полета и набора высоты (до 4750 м при полетном весе 47 т), выполнения разворотов в сторону работающих и неработающих двигателей и для выполнения посадки на ближайшем аэродроме.

При необходимости выполнения длительного полета на двух работающих двигателях обеспечить равномерность выработки топлива из

левых и правых групп топливных баков, открывая кран кольцевания и выключая насосы групп баков с меньшим количеством топлива.

268. В случае отказа двух двигателей в горизонтальном полете на высотах 8000—10000 м следует установить скорость по прибору 310—350 км/ч и произвести постепенное снижение до высоты 1500—4750 м, на которой станет возможным продолжение горизонтального полета на скорости 310—350 км/ч в зависимости от веса для выхода на ближайший аэродром.

Если на высоте 1500 м горизонтальный полет невозможен при работе двух двигателей на номинальном режиме, для полета до ближайшего аэродрома использовать взлетный режим двигателей.

При необходимости более быстрой потери высоты снижение производить на режиме работы двигателей 16° по УПРТ и скорости полета до 450 км/ч по прибору.

Примечание. Величины диапазонов скоростей и высот даются в зависимости от полетного веса самолета.

**Заход на посадку и посадка
при одностороннем отказе двух двигателей
в полете (винты отказавших двигателей
зафлюгированы)**

269. Полет по кругу с двумя отказавшими двигателями и их винтами во флюгерном положении выполнять с убранными шасси на скорости 310—350 км/ч по прибору в зависимости от веса, при этом усилия на органах управления полностью снимаются триммерами.

При полете на взлетном или номинальном режиме работы двух двигателей с одной стороны крыла усилия от руля направления триммером полностью не снимаются.

270. Заход на посадку при одностороннем отказе двух двигателей в полете разрешается выполнять с разворотами как в сторону работающих, так и в сторону отказавших двигателей, при этом крены допускать не более 15°.

Если на аэродром возможен заход на посадку с любого направления, то при наличии бокового ветра со скоростью 5—8 м/сек и более командир экипажа обязан выполнить заход так, чтобы направление ветра было со стороны отказавших двигателей (при отказе первого и второго двигателей боковой ветер должен быть слева, а при отказе третьего и четвертого двигателей более благоприятным является боковой ветер справа).

271. Выпуск и уборку шасси при отказе левых двигателей выполнять обычным способом от правой гидравлической системы; при отказе правых двигателей — аварийно, от левой гидравлической системы.

272. Четвертый разворот выполнять на скорости 310—350 км/ч с креном до 15° на высоте круга без снижения.

После четвертого разворота выпустить шасси от действующей гидросистемы, перевести самолет на пологое снижение с расчетом прохода ДПРМ на высоте 300—400 м (при уда-

лении его на 4 км от ВПП) и изменить балансировку самолета путем возвращения триммеров руля направления и элеронов в нейтральное положение или близкое к нему. При этом нагрузки на педали и штурвал несколько увеличатся, но при дальнейшем уменьшении режима работы двигателей нагрузки уменьшатся и в момент посадки самолета будут незначительными.

Над ДПРМ на скорости полета 290—330 км/ч выпустить закрылки на 25° и установить скорость планирования 260—280 км/ч. После пролета БПРМ, убедившись в точности расчета на посадку, выпустить закрылки на 35° и подать команду воздушному радисту открыть кран кольцевания гидросистем.

273. К началу выравнивания скорость предпосадочного планирования должна быть в пределах 250—280 км/ч в зависимости от посадочного веса, направления и скорости ветра. В конце выравнивания необходимо плавно убрать рычаги работающих двигателей до 16° по УПРТ (до проходной защелки). После приземления убрать РУД внутреннего, а затем внешнего двигателей до 0° по УПРТ. Направление пробега выдержать отклонением педалей, используя при этом взлетно-посадочное управление передними колесами, а в случае необходимости — тормозами.

274. В конце пробега на скорости около 60 км/ч снять винты работающих двигателей с промежуточного упора — вначале внутренний, а затем внешний. Длина пробега в зависимости от посадочного веса находится в этом случае в пределах 1300—1500 м.

Предупреждение. Для уменьшения нагрузок на органах управления при полете с двумя неработающими двигателями с одной стороны, особенно при заходе на посадку, целесообразно несколько уменьшить режим работы внешнего двигателя, а заданный режим полета сохранять путем увеличения режима работы внутреннего двигателя.

**Уход на второй круг при двух
неработающих двигателях с одной
стороны**

275. Уход самолета на второй круг при неработающих двух двигателях с одной стороны с винтами во флюгерном положении возможен при весе не более 52 т, но выполнять его следует только в исключительных случаях. При этом высота полета должна быть не ниже 100 м, закрылки выпущены на угол не более 25°, скорость не менее 270 км/ч и $t_{н.в.} \leq 25^\circ \text{C}$.

276. Наиболее сложным элементом ухода на второй круг на двух работающих двигателях с одной стороны крыла является момент дачи их РУД до 100° по УПРТ. При этом создаются значительные разворачивающий и кренящий моменты в сторону неработающих двигателей, для парирования которых требуется большой расход рулей (по рулю направления — полный, по элеронам — на $\frac{2}{3}$ хода штурвала) с

приложением больших усилий, достигающих по рулю направления 80 кг, по элеронам — 30 кг. При указанном отклонении руля направления полет сопровождается тряской самолета.

После уборки шасси скорость полета нарастает быстро, потребный расход рулей уменьшается и тряска самолета прекращается.

277. Для уменьшения отклонения руля направления и усилий на педалях рекомендуется перед дачей РУД создать крен 7—8° в сторону работающих двигателей. По достижении скорости 290—300 км/ч убрать закрылки, уменьшить режим работы двигателей до номинального, набрать высоту полета по кругу и повторить заход на посадку. Набор высоты выполнять на скорости 310—320 км/ч по прибору.

Останов и запуск двигателя в полете

278. Разрешается производить останов и запуск двигателей в воздухе при проведении испытательных и учебно-тренировочных полетов.

Предупреждение. Во всех случаях перед остановом или запуском двигателя в полете генераторы СТГ-12ТМО-1000 и СГО-12 останавливаемого или запускаемого двигателя должны быть выключены.

279. Для останова двигателя в полете в учебных целях необходимо:

— РУД установить в положение «Полетный малый газ» (16° по УПРТ);

— нажать на 2—3 сек и отпустить кнопку флюгирования КФЛ-37;

— убедиться в том, что винт зафлюгировался.

Предупреждения: 1. В случае необходимости флюгирование винтов допускается при любом режиме работы двигателей.

2. При останове двигателя в полете в учебных целях пожарный кран и стопкран не закрывать.

280. При останове двигателя в полете путем флюгирования его винта возникают незначительные кренящий и разворачивающий моменты, которые легко устраняются соответствующим отклонением руля направления и элеронов. При этом расход рулей и возникающие усилия невелики и легко снимаются триммерами.

281. Запускать двигатель в полете разрешается только в исключительных случаях, когда двигатель, будучи вполне исправным, остановлен с учебной целью или по ошибке экипажа, а также по другим причинам, которые не могут вызвать его повреждения.

282. При запуске двигателя в полете категорически запрещается нажимать на кнопку «Запуск», расположенную на щитке запуска. Запуск двигателя выполнять командиру экипажа совместно со старшим бортовым техником.

Запуск двигателя в полете разрешается производить на высотах 2000—8000 м включительно при скорости по прибору 300—340 км/ч

в зависимости от веса самолета и высоты полета.

283. Для запуска двигателя в воздухе необходимо:

— убедиться, что винт остановленного двигателя медленно вращается;

— поставить РУД в положение 0° по УПРТ;

— проверить положение переключателя «Земля—Воздух» (щиток запуска закрыт);

— проверить положение переключателя снятия винта с упора, который должен стоять в положении «Винт на упоре»;

— убедиться, что пожарный кран и стопкран открыты;

— за 8—10 сек до начала расфлюгирования снять пломбу с предохранительного колпачка выключателя «Запуск двигателя в воздухе», поставить его в положение «Запуск в воздухе» для прожига запальных свечей (работа пусковой катушки КРН-4 хорошо прослушивается по СПУ как помеха);

— произвести частичное расфлюгирование винта кнопкой КФЛ-37 до оборотов двигателя 15—20%; при медленном выходе двигателя на обороты необходимо продолжать расфлюгирование винта кнопкой КФЛ-37 до оборотов 22—25%, после чего отпустить кнопку, наблюдая за появлением давления топлива перед рабочими форсунками (должно быть 7—10 кг/см²) и воспламенением топлива в камере сгорания (растет температура газов за турбиной);

— при достижении температуры газов за турбиной 300°С выключатель «Запуск в воздухе» поставить в положение «Выключено»; дальнейший выход двигателя на режимные обороты происходит автоматически; если в процессе вывода винта из флюгерного положения при оборотах двигателя 15—20% воспламенения топлива в камере сгорания не произошло (нет показаний температуры газов за турбиной), необходимо немедленно зафлюгировать винт кнопкой флюгирования и выключить переключатель «Запуск в воздухе»;

— после выхода двигателя на установившиеся режимные обороты (94,8—95,5%) рычаг управления запущенного двигателя плавно перевести в положение полетного малого газа (16° по УПРТ) и проверить работу двигателя по приборам;

— установить необходимый режим, заданный для выполнения полета.

Предупреждение. Если винт остановленного двигателя на рекомендуемых для его запуска скоростях полета не вращается, убедиться в свободном вращении винта, увеличив для этого скорость на 25—30 км/ч. Если и после этого винт не вращается, то двигатель запускать запрещается.

284. При запуске двигателя в воздухе в момент расфлюгирования винта возникает разворачивающий момент в сторону запускаемого двигателя, а при последующем быстром нарастании оборотов появляется рыбок в про-

твояположную сторону, что легко парируется соответствующим отклонением рулей.

Предупреждения: 1. Если во время запуска двигателя переключатель «Запуск в воздухе» не будет выключен своевременно, то запуска может не произойти и винт перейдет в режим авторотации, создавая отрицательную тягу.

2. Если во время запуска двигателя в воздухе переключатель «Запуск в воздухе» будет включен ошибочно на работающем двигателе, то при этом:

- винт работающего двигателя зафлюгируется (режим выше $56 \pm 2^\circ$ по УПРТ);

- винт работающего двигателя перейдет в режим авторотации или двигатель будет работать неустойчиво (режим ниже $56 \pm 2^\circ$ по УПРТ).

3. **Запрещается** в одном полете производить более трех запусков одного и того же двигателя в учебных целях, так как из-за возможного отказа свечей зажигания не гарантируются последующие запуски. Повторный запуск производить через 2—3 мин.

Если был осуществлен запуск двигателя в воздухе, на земле необходимо проверить состояние пусковых свечей.

Полет при авторотирующем винте внешнего двигателя

285. При отказе двигателя в полете и несрабатывании систем флюгирования винт его переходит в режим авторотации. При этом возникает большой разворачивающий момент в виде рывка с креном самолета в сторону отказавшего двигателя с уменьшением скорости полета на 20—25 км/ч.

Для удержания самолета от заваливания на крыло требуется немедленное вмешательство в управление; командир экипажа при этом обязан:

- удерживать самолет в прямолинейном полете;

- обеспечить скорость полета не менее минимально допустимой для данного веса самолета соответствующим подбором мощности работающих двигателей;

- симметрично работающим двигателям установить номинальный или кратковременно взлетный режим, а двигателю, расположенному симметрично отказавшему, — $40\text{--}60^\circ$ по УПРТ;

- снять триммерами усилия с органов управления;

- убрать рычаг управления авторотирующего двигателя до 0° по УПРТ и закрыть пожарный кран.

286. Максимальные усилия в момент перехода винта внешнего двигателя в режим авторотации могут достигать 90 кг по рулю направления и 30 кг по элеронам.

По мере установления оборотов авторотации, соответствующих скорости полета, указанные усилия уменьшаются в 1,5—2 раза.

Нагрузки от элеронов на штурвале триммерами снимаются полностью, от руля направления полностью не снимаются.

287. При отказе двигателя и систем флюгирования его винта на высотах 8000 м и более необходимо произвести постепенное снижение на скорости по прибору 310—350 км/ч до высоты, на которой возможен полет на трех двигателях (6000—7000 м).

Если полет выполняется на высотах 6000—7000 м и скоростях полета более 320 км/ч по прибору, необходимо, сохраняя исходную скорость, продолжать полет на трех работающих двигателях. Обороты винта при этом будут равновесными (94,8—95,5%) или близкими к ним и сопротивление авторотирующего винта будет невелико.

Изменение скорости в сторону увеличения практически не отражается на сопротивлении винта.

288. Снижение для захода на посадку производить в районе аэродрома на скорости 310—350 км/ч по прибору. В этом случае уход винта с равновесных оборотов произойдет на высоте около 5000 м, на которой отрицательная тяга будет значительно меньше, чем у земли.

После перехода винта в режим авторотации необходимо снять винт с упора. Снятие винта с промежуточного упора производить на приборной скорости 310—350 км/ч по прибору. Наиболее благоприятная скорость из условий пилотирования при снятии винта с промежуточного упора равна 330—340 км/ч.

Для уменьшения разворота и крена самолета в момент ухода лопастей винта с промежуточного упора необходимо перед снятием винта с упора создать крен $10\text{--}15^\circ$ в сторону, противоположную авторотирующему винту.

Снятие авторотирующего винта с промежуточного упора облегчает технику пилотирования самолета как в полете, так и на посадке.

289. При снятии винта с промежуточного упора кратковременно возрастает отрицательная тяга, в результате чего возникают дополнительный разворачивающий момент и крен самолета. В дальнейшем с уменьшением оборотов авторотации винта отрицательная тяга резко падает и становится меньше, чем при положении винта на промежуточном упоре. Скорость полета при этом несколько возрастает.

Горизонтальный полет при авторотирующем винте внешнего двигателя (лопасти винта сняты с промежуточного упора) с убранными шасси и закрылками возможен на скорости 310—350 км/ч по прибору на высотах до 4000 м.

Предупреждение. После снятия винта отказавшего двигателя с промежуточного упора выключатель снятия винта с упора поставить в положение «Винт на упоре».

290. Если система снятия винта с промежуточного упора отказала и лопасти винта не снимаются с упора, продолжать полет с авторотирующим винтом на упоре ($\varphi=12^\circ$). При этом выполнение горизонтального полета до ближайшего аэродрома возможно на высотах не более 4000 м и на скорости по прибору 310—350 км/ч в зависимости от полетного веса самолета.

Примечание. Использование мощности двигателя, расположенного симметрично отказавшему, свыше 40° по УПРТ затруднено, так как приводит к срыву потока с хвостового оперения при больших углах отклонения руля направления (более 16°), что вызывает сильную тряску самолета.

291. Во всех случаях, когда при отказе двигателя требуется отклонение руля направления более 16° при скоростях полета по прибору 350 км/ч и меньше, появляющуюся тряску самолета необходимо устранять созданием крена до $7-8^\circ$ в сторону работающих двигателей с последующим уменьшением угла отклонения руля направления, что позволяет использовать мощность двигателя, расположенного симметрично отказавшему, более 40° по УПРТ. Кроме того, создание крена в сторону работающих двигателей позволяет значительно снизить нагрузки на педалях. Так, например, при полете с креном 3° усилия на педалях уменьшаются на 15—20 кг, а при крене $7-8^\circ$ — на 30—40 кг.

Заход на посадку и посадка самолета с авторотирующим винтом внешнего двигателя

292. Полет по кругу следует выполнять на высоте 500 м с убранными шасси на скорости 310—350 км/ч по прибору.

Примечание. Из-за наличия отрицательной тяги авторотирующего винта и за счет отклонения рулей несколько уменьшается аэродинамическое качество самолета.

293. Четвертый разворот выполнять на скорости 310—350 км/ч с креном не более 15° без снижения на высоте круга. Выпуск шасси производить на прямой после четвертого разворота. После выпуска шасси начать пологое снижение с расчетом прохода ДПРМ на высоте 300—400 м, затем изменить балансировку самолета путем возвращения триммеров элеронов и руля направления в нейтральное или близкое к нему положение.

294. Над ДПРМ на скорости полета 290—330 км/ч выпустить закрылки на 25° и установить скорость планирования 260—280 км/ч.

После пролета БПРМ, убедившись в точности расчета на посадку, выпустить закрылки на 35° . При наличии бокового ветра самолет пилотировать в соответствии с требованиями ст. 118 и 119.

295. К началу выравнивания скорость самолета выдерживать 250—280 км/ч по прибору в зависимости от полетного веса, скорости и

направления ветра, а РУД работающих двигателей поставить на проходную защелку. В конце выравнивания плавно убрать рычаг управления двигателя, расположенного симметрично авторотирующему, до 0° по УПРТ и одновременно удерживать самолет от разворота.

После приземления рычаги управления симметрично работающих двигателей убрать до 0° по УПРТ и винты их снять с промежуточного упора. Стремление самолета при пробеге к развороту парировать соответствующими отклонениями руля направления, используя взлетно-посадочное управление передними колесами, а при необходимости — тормозами. Во второй половине пробега на скорости около 60 км/ч подать команду старшему бортовому технику снять с промежуточного упора винт двигателя, расположенного симметрично авторотирующему.

Примечания: 1. При отказе одного из внутренних двигателей и переходе его винта в режим авторотации возникают значительно меньшие разворачивающий и кренящий моменты, чем при отказе одного из внешних двигателей, что облегчает технику пилотирования на всех этапах полета.

2. Посадку самолета с весом более 54 т производить при положении рычагов управления работающими двигателями на проходной защелке.

296. Командиру экипажа при заходе на посадку с авторотирующим винтом как на $\varphi=12^\circ$, так и на $\varphi=0^\circ$, как правило, выполнять посадку без ухода на второй круг. С авторотирующим винтом на $\varphi=12^\circ$ уход на второй круг практически невозможен.

297. В случае крайней необходимости самолет Ан-12 позволяет в визуальном полете выполнить уход на второй круг с режима предпосадочного планирования при наличии следующих условий:

- высота полета не менее 150 м;
- закрылки выпущены на угол не более 25° ;
- посадочный вес самолета не более 52 т;
- температура наружного воздуха не более $+25^\circ\text{C}$.

В этом случае командир экипажа обязан:

- увеличить режим всех работающих двигателей до взлетного, одновременно дать команду «Шасси убрать. Закрылки — на 15° »;
- удерживать самолет от разворота и крена в сторону авторотирующего винта соответствующими отклонениями рулей;
- установить скорость полета 290—300 км/ч по прибору и крен $4-5^\circ$ в сторону работающих двигателей, при этом вертикальная скорость будет 2—3 м/сек;
- дать команду убрать закрылки импульсами до 0° и сбалансировать самолет триммерами.

Предупреждение. В полетах с учебной целью во избежание выхода из строя топливных насосов высокого давления запрещается работа двигателя на режиме авторотации более 10 мин.

Пилотирование самолета при отказе внешнего двигателя на предпосадочном планировании при высоте менее 150 м

298. При отказе внешнего двигателя с авторотацией винта на промежуточном упоре ($\varphi=12^\circ$) во время предпосадочного планирования самолет Ан-12 с выпущенным шасси и отклоненными в посадочное положение закрылками ($\delta_3=35^\circ$) обладает достаточным запасом устойчивости и управляемости для продолжения полета по глиссаде и выполнения посадки. Расход руля направления и элеронов при этом не превышает $2/3$ их максимальных отклонений.

299. При отказе внешнего двигателя на предпосадочном планировании до начала выравнивания командир экипажа обязан:

- удерживать самолет от крена и разворота энергичным отклонением рулей;
- увеличить мощность всех двигателей для продолжения полета по нормальной глиссаде с заданной скоростью;
- подать команду старшему бортовому технику зафлюгировать винт отказавшего двигателя.

Триммерами руля направления и элеронов не пользоваться.

После удерживания самолета на глиссаде и ввода винта во флюгер выполнить посадку на трех двигателях, как указано в соответствующем разделе настоящей Инструкции.

300. При отказе систем флюгирования винт с упора не снимать и выполнять посадку с авторотирующим винтом отказавшего двигателя, как указано в ст. 295. В этом случае после первоначального удерживания самолета на глиссаде рекомендуется уменьшить мощность двигателя, расположенного симметрично отказавшему, до $30-40^\circ$ по УПРТ, а заданный режим планирования выдерживать изменением мощности внутренних двигателей.

301. При отказе двигателя на высоте начала выравнивания и ниже посадку выполнять без флюгирования винта.

В этом случае необходимо:

- удерживать самолет от крена и разворота энергичным отклонением штурвала и педалей;

— мощность двигателей не увеличивать, посадку выполнять на том же режиме работы двигателей, при котором произошел отказ (16° по УПРТ или выше в зависимости от температуры наружного воздуха);

— после приземления рычаги управления всех двигателей убрать за проходную защелку до 0° по УПРТ и снять винты внутренних двигателей с промежуточного упора;

— стремление самолета к развороту на пробеге парировать соответствующими отклонениями руля направления, используя управление передними колесами шасси, а при необходимости торможением колес;

— во второй половине пробега на скорости

около 60 км/ч снять с промежуточного упора винты внешних двигателей.

Предупреждения: 1. Если в момент отказа крайнего двигателя без флюгирования его винта закрылки находились в посадочном положении, то дальнейшее снижение по глиссаде и посадку производить, не изменяя положения закрылков.

2. Если отказ двигателя произошел до выпуска закрылков в посадочное положение, то довыпуск их производить после прохода БПРМ, убедившись в точности расчета.

302. На самолетах с подключенной системой РПМГ-ЗА при отказе двигателя винт автоматически флюгируется на высоте начала выравнивания и ниже.

В этом случае командир экипажа обязан:

- удерживать самолет от разворота и крена координированными отклонениями штурвала и педалей;

— рычаги управления симметрично работающих двигателей после выравнивания перед приземлением убираются до 0° по УПРТ или остаются в положении полетного малого газа в зависимости от полетного веса самолета;

— после приземления самолета на пробеге рычаги управления симметрично работающих двигателей, если они находились в положении полетного малого газа, убираются на 0° по УПРТ, после чего их винты снимаются с промежуточного упора; затем рычаг управления двигателем, работающим симметрично отказавшему, ставится на 0° по УПРТ и во второй половине пробега на скорости около 60 км/ч винт его снимается с упора;

— направление пробега выдерживается отклонением педалей (используя взлетно-посадочное управление передней ногой) и при необходимости тормозами; кренение самолета на пробеге парируется отклонением элеронов.

ТЕХНИКА ПИЛОТИРОВАНИЯ САМОЛЕТА НА БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ И В БОЛТАНКУ

303. Самолет Ан-12 обладает достаточной степенью устойчивости и управляемости на больших углах атаки вплоть до $C_{y \text{ макс}}$ в диапазоне эксплуатационных центровок как с убранными, так и с выпущенными шасси и закрылками.

Однако на всех эксплуатационных режимах полета самолета не имеется достаточно надежных признаков, предупреждающих летчика о приближении к режиму сваливания.

304. С приближением к режиму сваливания при постепенном уменьшении скорости полета с убранными шасси и закрылками на скорости, большей на $20-25 \text{ км/ч}$ скорости сваливания, появляется незначительная тряска самолета. Сваливание самолета при выпущенных шасси и закрылках, отклоненных на углы 25 и 35° , происходит без какой-либо предупредительной тряски.

При приближении к скорости сваливания (минимальной скорости) нагрузки на штурвале от руля высоты прямые и величина их зависит от скорости, балансировки самолета, центровки, положения шасси и закрылков, а также от режима работы двигателей (табл. 23).

Таблица 23

Высота по прибору, м	Вес самолета, т	Отклонение закрылков, град	Положение шасси	УПРГ, град	Минимальная скорость по прибору, км/ч
4000	47—49	0	Убрано	20	208—210
4000	47—49	0	"	84	205—210
4000	47—49	35	Выпущено	20	150—155
4000	47—49	25	"	100	160—165
8000	47—49	0	Убрано	20	220—225
8000	47—49	0	"	84	215—220
5000	59—60	0	"	20	245
5000	59—60	25	Выпущено	100	195—200
5000	59—60	35	"	20	180—185
8000	59—60	0	Убрано	20	260—269
8000	59—60	25	Выпущено	100	210—215
8000	59—60	35	"	20	195—200

Примечание. Для режимов работы двигателей 84 и 100° по УПРГ приведены значения наименьших достигнутых скоростей полета (без сваливания самолета).

305. Сваливание самолета может произойти не только при потере скорости до скорости срыва, но и при получении положительных перегрузок на всем диапазоне эксплуатационных скоростей в результате резкого отклонения штурвала на себя или действия на самолет вертикального порыва при полете в турбулентной атмосфере.

В этом случае характер сваливания самолета зависит от высоты полета и числа M . На малых числах M (до 0,45—0,5) характер сваливания плавный, с опусканием крыла (преимущественно левого) и носа фюзеляжа. На числах $M=0,55 \div 0,65$ характер сваливания резкий, с падением на крыло и на нос, со значительной тряской самолета в момент сваливания. С уменьшением высоты полета характер срыва становится более резким.

306. Зоны с болтанкой различной интенсивности могут встречаться на всех высотах как в облаках, так и при безоблачной погоде.

Зоны с сильной болтанкой необходимо обходить, а при попадании в них прекратить обороты (если он выполнялся), оценить обстановку и наметить маршрут выхода из зоны, так как в этих зонах могут быть большие нагрузки на конструкцию самолета, а также возможен выход самолета на максимально допустимые углы атаки.

Пилотирование самолета при выходе из зон сильной болтанки ($0,5 \leq \Delta n_y \leq 1$) можно выполнять как вручную (автопилот выключен), так и с помощью автопилота с включенным корректором высоты.

При попадании в зону с умеренной и сильной болтанкой пилотирование самолета как

вручную (автопилот выключен), так и с помощью автопилота на высотах 300—6000 м выполнять соответственно на скоростях по прибору 400—440 км/ч, а на высотах от 6000 м до практического потолка — на скоростях по прибору соответственно от 440 км/ч до $V_{г.п. макс}$ на номинальном режиме работы двигателя.

Пилотирование самолета в условиях слабой ($0,05 \leq \Delta n_y \leq 0,2$) и умеренной ($0,2 \leq \Delta n_y \leq 0,5$) болтанки сложности не представляет.

Использование автопилота при пилотировании в болтанку слабой и умеренной интенсивности, а также при выходе из зоны сильной болтанки облегчает технику пилотирования и повышает точность выдерживания заданного режима.

307. При выполнении полетов на высотах, близких к практическому потолку самолета, в случае попадания в зону сильной болтанки необходимо уменьшить высоту полета на 1000—2500 м. Скорость при снижении не должна превышать величину, соответствующую числу $M=0,6$.

Запрещается в условиях болтанки уменьшать или увеличивать скорость за пределы рекомендованной и выполнять резкие маневры, так как при этом увеличивается опасность выхода самолета на максимально допустимые углы атаки.

Предупреждение. При попадании самолета в штормовую болтанку ($\Delta n_y > 1$) автопилот выключить и выход из зоны болтанки выполнять при ручном управлении самолетом.

308. При попадании в зону сильной болтанки для сохранения заданного режима полета командир экипажа должен действовать рулями только для предотвращения значительных отклонений от заданного режима, не парирова слабых бросков, во избежание еще большего раскачивания самолета.

Но несвоевременное вмешательство командира экипажа в управление самолетом при воздействии больших вертикальных порывов может привести к режиму сваливания самолета, который характеризуется:

- падением скорости;
- неуправляемым перебрасыванием из крена при числах $M > 0,6$;
- произвольным кренением самолета или опусканием носа;
- снижением эффективности органов управления.

Предупреждение. Для исправления положения самолета в продольном направлении делать резкие движения штурвалом, особенно на себя, **запрещается.**

309. В случае выхода самолета на режим начала сваливания командир экипажа должен немедленно и энергично отдать штурвал от себя для вывода самолета на эксплуатационные углы атаки с последующей дачей ноги и штурвала по элеронам для ликвидации возникшего крена.

После прекращения произвольного крена необходимо вернуть руль высоты в положение, близкое к балансирующему, и плавно вывести самолет в горизонтальный полет по мере нарастания скорости. Резкое отклонение штурвала на себя для уменьшения угла снижения при недостаточном наборе скорости может привести к повторному сваливанию. Для вывода самолета из режима начала сваливания с минимальной скорости на всех высотах, где предупредительная тряска отсутствует, необходимо немедленно отклонить штурвал от себя за нейтральное положение, не допуская кренов.

Предупреждение. При наличии срывной тряски на крыле парировать кренение самолета элеронами и рулем направления до отдачи штурвала от себя **категорически запрещается.**

Основным прибором, контролирующим действительное положение самолета в пространстве в условиях болтанки, является авиагоризонт, дополнительными — указатель поворота и скольжения, указатели скорости и высоты.

310. Попадание самолета в область грозовой деятельности и значительной болтанки иногда может сопровождаться нарушением работы приборов скоростной группы (высотометры, вариометры, указатели скорости). В этих условиях выдерживание заданного режима полета может быть достигнуто поддержанием постоянного режима работы двигателей по УПРТ и угла тангажа по авиагоризонту.

Предупреждение. При полете в турбулентной атмосфере на режиме работы двигателей $18-30^\circ$ по УПРТ в случае падения давления масла в ИКМ и отсутствия признаков отказа двигателя (прекращение подачи топлива, рост температуры газов за турбиной и т. д.) необходимо увеличить режим работы двигателя до $40-50^\circ$ по УПРТ; при этом провал мощности и тяги, вызванный резким изменением воздушного потока, будет устранен.

311. Вывод самолета из снижения после сваливания с минимальной скорости производить плавным отклонением штурвала на себя после достижения скорости по прибору $280-300$ км/ч при убранных шасси и закрылках и $220-240$ км/ч при выпущенном шасси и выпущенных на угол 35° закрылках, не допуская повторного выхода самолета на режим сваливания.

312. Контроль за положением самолета в пространстве в момент вывода из сваливания осуществлять по естественному горизонту, а при полете по приборам — по авиагоризонту, указателю поворота и скольжения.

При образовании прогрессирующего крена под действием сильного и неравномерного движения воздушных масс летчик должен немедленно устранить крен элеронами, если на самолете нет срывной тряски.

313. Заданный курс в условиях сильной бол-

танки необходимо выдерживать по УК-1 (ГПК), выход на новый курс производить в момент уменьшения болтанки последовательными короткими координированными доворотами самолета с креном $5-10^\circ$. В случае необходимости быстрого доворота следует выполнять его со снижением, но с креном не более 20° .

314. Если после сваливания на больших высотах самолет вошел в установившийся нормальный штопор, то штопор характеризуется (по данным испытаний в аэродинамической трубе ЦАГИ) такими параметрами: угол атаки $35-40^\circ$, угловая скорость крена $0,8-0,9$ рад/сек ($45-50$ град/сек), время одного витка около $7-8$ сек, вертикальная скорость снижения $120-140$ м/сек.

315. Для вывода самолета из установившегося нормального штопора необходимо отклонить руль направления влево при правом штопоре, вправо при левом штопоре и через половину витка после отклонения руля направления отклонить руль высоты полностью от себя при нейтральных элеронах.

После прекращения вращения на любом этапе вывода из штопора все рули немедленно поставить в нейтральное положение и вывести самолет в горизонтальный полет, не допуская выхода за установленные ограничения по приборной скорости и перегрузке (в случае необходимости убрать рычаги управления всеми двигателями до проходной защелки — 16° по УПРТ). При применении данного метода пилотирования самолет должен выходить из штопора без запаздывания.

Случай попадания самолета Ан-12 в штопор является маловероятным. Необходимо твердо различать срыв и установившийся штопор. При срыве на любых режимах полета самолет легко выходит в режим горизонтального полета при правильных действиях летчика с потерей высоты $100-500$ м.

316. В целях предупреждения летчика о приближении к режиму сваливания при полетах с убранными и выпущенными шасси и закрылками на самолетах Ан-12 устанавливается автоматический сигнализатор критических режимов (АСКР-10). Этот прибор выдает звуковой и световой сигналы, предупреждающие летчика о потере скорости в режиме горизонтального полета и приближении к $C_{y\text{доп}}$.

317. При установке автомата углов атаки и перегрузки (АУАСП-6) вместо автоматического сигнализатора критических режимов (АСКР-10) на указателе УАП-6 выдаются текущие и предельные значения углов атаки и перегрузки, по которым летчик определяет располагаемый запас по углу атаки и перегрузке в различных режимах полета. При достижении предельных значений угла атаки и перегрузки прибор выдает световой сигнал, предупреждающий о потере скорости или достижении предельной перегрузки.

Во всех случаях после получения сигнала от АСКР-10 или АУАСП-6 необходимо немедленно

но отдать штурвал от себя за нейтральное положение для вывода самолета на эксплуатационные углы атаки и восстановления заданной скорости полета.

ПОЛЕТ С ОТКРЫТЫМИ ЛЮКАМИ

318. Открытие аварийного люка воздушного стрелка в полете создает значительный пикирующий момент, особенно на скоростях полета 450—500 км/ч по прибору. Для удержания самолета в режиме горизонтального полета с открытым люком стрелка на указанных скоростях к штурвалу необходимо прикладывать усилия в пределах 40—50 кг.

Усилия, прикладываемые к штурвалу, для удержания самолета в горизонтальном полете на высоте 4000 м приведены в табл. 24. Эти усилия легко снимаются триммерами руля высоты. Расход триммера при этом небольшой — 1—1,5 деления.

Таблица 24

Скорость по прибору, км/ч (H = 4000 м)	280	320	350	400	450	500	520
Усилия на штурвале, кг	—22	—26	—30	—38	—42	—48	—53

Открытие нижнего аварийного люка кабины экипажа не оказывает влияния на поведение самолета, но создает сильный шум в кабине.

Предупреждение. Открывать аварийный люк при открытой двери выхода в грузовую кабину (на 13-м шпангоуте) запрещается.

319. Открытие грузового люка на скоростях полета 280—350 км/ч по прибору также не влияет на поведение самолета.

Однако на скоростях полета 350—520 км/ч по прибору наблюдается тряска самолета, которая усиливается с ростом скорости. В момент открытия и закрытия грузового люка в полете на скоростях более 350 км/ч самолет рыскает по курсу, что легко парируется рулями.

320. Полеты со снятыми боковыми створками грузового люка выполнять, как правило, с открытой (поднятой) задней створкой. В исключительных случаях, когда необходимо достигнуть наибольшей дальности полета, разрешается выполнять отдельные полеты с закрытой (опущенной) задней створкой.

321. При полете на крейсерском режиме (истинная скорость полета 550—650 км/ч) километровый расход топлива при снятых боковых створках больше километрового расхода при полностью закрытых створках грузового люка:

- на 11% при закрытой задней створке;
- на 15—18% при открытой задней створке.

С уменьшением скорости полета относительный километровый расход уменьшается и

на скорости по прибору 360—370 км/ч в диапазоне высот 4000—8000 м превышение километрового расхода составит 5—7 и 10—12% соответственно при закрытой и открытой задней створке.

ОСОБЕННОСТИ ПИЛОТИРОВАНИЯ САМОЛЕТА С ОТКРЫТЫМ ГРУЗОВЫМ ЛЮКОМ ПРИ ЦЕНТРОВКАХ 38—40% САХ

322. Выдерживание режима полета с такими центровками при пилотировании самолета требует повышенного внимания летчика, особенно в режиме набора высоты, в облаках и в болтанку, так как самолет легко меняет скорость полета от малых произвольных движений штурвала (скорость полета изменяется значительно, а усилия на штурвале от руля высоты — незначительно).

323. На всех высотах при скоростях полета, близких к минимально допустимым, самолет охотно выходит на перегрузку со сравнительно небольшим отклонением руля высоты при небольших усилиях на штурвале. Особенно это явление наблюдается на высотах более 6000 м, так как демпфирующие свойства самолета на больших высотах хуже, чем на малых.

ПОЖАР НА САМОЛЕТЕ В ВОЗДУХЕ

324. Каждый член экипажа при обнаружении пожара на самолете должен сообщить командиру экипажа о месте и характере пожара.

Во всех случаях возникновения пожара на самолете командир экипажа обязан, принимая меры к тушению, сообщить на КП о пожаре и действовать по указанию руководителя полетов.

325. При обнаружении пожара на взлете, до отрыва самолета, командир экипажа обязан прекратить взлет и дать команду старшему бортовому технику о тушении пожара. При невозможности прекратить взлет (наличие препятствий) — продолжать его.

При пожаре в отсеках крыла для срыва пламени на высоте 50 м убрать закрылки, не допуская при этом просадки самолета; при необходимости разрядить следующую очередь огнетушителей и произвести посадку по возможности на аэродром.

326. При возникновении пожара в отсеке двигателя или внутри двигателя и исправных системах пожаротушения и пожарной сигнализации (первая очередь огнетушителей сработала автоматически) командир экипажа подает команду на флюгирование винта и проверку результатов тушения пожара первой (автоматической) очередью огнетушителей.

Старший бортовой техник по команде командира экипажа обязан:

- зафлюгировать винт двигателя кнопкой КФЛ-37;

— если винт не зафлюгировался, произвести флюгирование краном гидроостанова;

— закрыть пожарный кран;

— произвести проверку результатов тушения пожара первой автоматически сработавшей очередью огнетушителей согласно ст. 444 и 445.

Помощник командира экипажа обязан закрыть отбор воздуха от двигателя, на котором произошел пожар.

327. В случае возникновения пожара в отсеках крыла или в отсеках дополнительных топливных баков и автоматического срабатывания первой очереди огнетушителей командир экипажа дает команду старшему бортовому технику произвести проверку результатов тушения пожара первой (автоматической) очередью огнетушителей.

328. В случае когда пожар обнаружен, а система пожарной сигнализации не сработала, командир экипажа обязан при пожаре в отсеке двигателя дать команду старшему бортовому технику на флюгирование винта и применение системы пожаротушения.

По этой команде старший бортовой техник обязан:

— зафлюгировать винт двигателя;

— закрыть пожарный кран;

— разрядить в очаг пожара вторую очередь огнетушителей.

329. При пожаре в крыле или в отсеках дополнительных топливных баков командир экипажа должен дать команду старшему бортовому технику разрядить вторую очередь огнетушителей в очаг пожара.

330. Во всех случаях, когда пожар на самолете не ликвидирован, старший бортовой техник обязан применить последующую очередь огнетушителей до полной ликвидации пожара в соответствии с указаниями, изложенными в гл. VI.

331. При пожаре в кабине всем членам экипажа необходимо надеть кислородные маски, перейти на питание чистым кислородом, выключить наддув, разгерметизировать кабину и потушить пожар ручными огнетушителями, находящимися на борту самолета.

332. В случае возникновения пожара в электропотребителе немедленно обесточить его.

333. В случае возникновения пожара в крыльевых отсеках при заходе на посадку тушение пожара должно производиться при убранных закрылках. Расчет на посадку производится с убранными закрылками.

334. После ликвидации пожара командир экипажа обязан подать команду одному из членов экипажа вести тщательное наблюдение за отсеком и двигателем, в котором ликвидирован пожар, до посадки самолета.

335. Запускать в воздухе двигатель, на котором был пожар, **запрещается**.

336. В случае прямой угрозы безопасности самолету и экипажу подать команду о покидании самолета с парашютами.

ПОСАДКА С НЕИСПРАВНЫМ ШАССИ

337. Во всех случаях при неисправности системы выпуска шасси командир экипажа обязан использовать все имеющиеся в его распоряжении средства для того, чтобы выпустить шасси, т. е. повторить выпуск от основной и аварийной систем, от ручного насоса, а при их отказе — использовать систему механического выпуска шасси.

Убедившись в невозможности выпуска шасси или закрытия замков в выпущенном положении шасси, командир экипажа обязан доложить руководителю полетов о положении шасси и принятых мерах по их выпуску и принять решение на посадку.

Посадку выполнять на специально отведенную грунтовую полосу аэродрома или грунт (при вынужденной посадке вне аэродрома) с открытым грузовым люком и дверьми на шпангоутах № 9 и 13. Топливо из подпольных баков должно быть выработано.

338. Перед заходом на посадку воздушный радист по команде командира экипажа включает аварийное питание, на высоте 50—70 м выключает все генераторы СТГ-12ТМО и СГО-12 (переключатель «Борт—Аэродром» должен стоять в положении «Борт»).

339. Посадку с полностью убраным шасси выполнять на фюзеляж. Перед посадкой командиру экипажа и его помощнику подтянуть привязные ремни. После четвертого разворота открыть грузовой люк и входные двери.

По команде командира экипажа штурману, старшему бортовому технику и воздушному радисту занять место в кабине расчета. Воздушный радист занимает место в кабине расчета после включения аварийного питания и выключения генераторов.

340. В момент приземления командиру экипажа убрать все рычаги управления двигателями до 0° по УПРТ, закрыть стоп-краны и пожарные краны. После посадки самолета перед выходом из него экипажа воздушному радисту по команде командира экипажа обесточить бортовую сеть самолета выключателем «Аварийное выключение аккумуляторов и аэродромного питания».

341. При неисправной или убранной передней ноге шасси посадку производить на основные ноги шасси.

Перед посадкой, если это возможно, сместить центровку самолета назад до 32%, штурману занять место по указанию командира экипажа. Приземление самолета произвести на основные ноги, не допуская «клевка». После приземления удерживать переднюю часть фюзеляжа от касания о грунт как можно дольше, затем плавно опустить ее на грунт. Тормозами не пользоваться.

Управление двигателями такое же, как и при нормальной посадке.

342. В процессе устойчивого пробега самолета на основных ногах шасси снять винты с

упора сначала внутренних, а затем и внешних двигателей. После снятия винтов с упора закрыть стоп-краны и пожарные краны.

343. Посадку с убранными основными ногами и неубранной передней ногой (если ее убрать невозможно) выполнять на фюзеляж, не допуская приземления самолета на малом угле атаки и удара о землю передними колесами. В этом случае штурман, старший бортовой техник, воздушный радист, воздушный стрелок и бортовой техник по АДО по команде командира экипажа занимают места в грузовой кабине за шпангоутом № 13.

Управление двигателями и винтами такое же, как и при посадке с полностью убранными шасси.

344. В случае невыпуска одной из основных ног шасси посадку производить с убранными шасси на фюзеляж в порядке, изложенном выше.

345. В случае когда зеленые лампочки выпущенного положения шасси исправны, но не загораются при выпуске или не гаснут при повторных уборках, командир экипажа обязан производить посадку с наличием давления гидросмеси в цилиндрах выпуска шасси в соответствии с рекомендациями, изложенными в ст. 463.

ОТКАЗЫ ВЫСОТНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

346. Признаками нарушения герметичности кабин являются: падение избыточного давления и увеличение «высоты» в кабине по УВПД-15.

При нарушении герметичности кабины экипажа всем членам экипажа необходимо перейти на дыхание чистым кислородом.

347. При нарушении герметичности кормовой кабины воздушному стрелку немедленно перейти на дыхание чистым кислородом и доложить о случившемся командиру экипажа.

Если угроза разрушения кабины отсутствует, наддув кабины не выключать.

При необходимости уменьшить высоту полета.

348. При повышении избыточного давления в кабинах более $0,45 \text{ кг/см}^2$ необходимо:

— установить переключатель «Аварийный сброс давления» в кабине экипажа в положение «Включено», а в кормовой кабине ручку «Герметизация кабины» — в крайнее положение по полету. Если давление в кабинах не падает, установить на 20—25 сек переключатель «Наддув передней кабины» в положение «Закрывать», а в кормовой кабине ручку (вентиль) «Подача воздуха в кабину» — в положение «Закрывать».

349. В случае появления признаков разрушения остекления или конструкции фюзеляжа перейти на пониженный режим давления («Боевой»). Если это мероприятие не устраняет угрозы разрушения, произвести аварийный сброс давления.

В случае разгерметизации кабин выполнение боевого задания возможно на высотах до 7000 м при исправных системе кондиционирования и кислородном оборудовании.

ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА САМОЛЕТА НА ВОДУ

350. При полетах на удалении от берега 25 км на борту самолета должны быть авиационные спасательные жилеты АСЖ-58 и лодки типа МЛАС-1 на каждого члена экипажа и лодки типа ЛАС-5М для группового пользования.

При полетах над водным пространством на удалении от берега свыше 100 км на борту самолета, кроме указанных выше средств, должны быть:

— аварийно-спасательный плот ПСН-6 или П6Н-10 (СП-12) в зависимости от числа людей, находящихся на борту (при отсутствии на борту людей один на группу самолетов до 4 включительно);

— аварийный запас продовольствия (НАЗ-7) и воды;

— аварийные средства связи и сигнализации.

351. Приняв решение о посадке на воду, командир экипажа обязан:

— подать команду экипажу надеть спасательные жилеты, закрепиться на сиденьях привязными ремнями и приготовиться к посадке;

— по командной радиостанции, а по КВ радиостанциям через воздушного радиста передать координаты предполагаемого приведения на КП (ГРДП), подать сигнал «SOS», дублируя его на волне 500 кГц для приема морскими судами и включить сигнал «Бедствие»;

— на высоте не выше 1000 м дать команду помощнику командира экипажа разгерметизировать кабину аварийным сбросом давления и открыть форточку;

— подать воздушному стрелку команду на переход в грузовую кабину;

— дать указание бортовому технику по АДО и воздушному стрелку подготовить спасательный плот к выбросу.

В условиях беспокойного моря при ветре скоростью до 15 м/сек посадку производить в направлении параллельно гребню волны, не считаясь с направлением ветра, так как такой вид посадки является наиболее безопасным. При более сильном ветре, а также при ветровой волне без наката садиться на воду следует против ветра. Заход на посадку и посадку производить с убранными шасси и полностью выпущенными закрылками.

Выравнивание начинать на высоте 8—10 м. В конце выдерживания зафлюгировать винты внешних двигателей кнопкой КФЛ-37, а внутренние — от аварийной системы. Посадку производить на минимально возможной скорости.

При посадке ночью на высоте 150—100 м включить фары и все внимание сосредоточить на выравнивании самолета перед приводнением, не допуская удара его о воду или потери скорости.

В тумане и облаках фары не включать.

352. Совершив посадку на воду, командир экипажа обязан:

- оценить положение самолета на воде и возможность открытия входной двери и аварийных люков с тем, чтобы вода как можно дольше не смогла проникнуть внутрь самолета;

- дать команду бортовому технику по АДО и воздушному стрелку открыть входную дверь и выбросить аварийно-спасательные средства: плот, аварийную радиостанцию, запас продовольствия и воды, средства связи и сигнализации, предварительно прикрепив эти средства к самолету;

- подать команду экипажу покинуть самолет;

- покинуть самолет последним, разместиться на плоту и руководить спасением людей, попавших в воду;

- отвести спасательный плот от самолета на 50—100 м.

ВЫНУЖДЕННОЕ ПОКИДАНИЕ САМОЛЕТА ЭКИПАЖЕМ С ПРИМЕНЕНИЕМ ПАРАШЮТОВ

353. В случае необходимости покинуть самолет в воздухе командир экипажа обязан:

- подать команду «Приготовиться к прыжку»;

- набрать безопасную для покидания самолета высоту;

- перевести самолет в режим горизонтального полета;

- уменьшить скорость;

- после открытия крышки аварийного люка подать команду «Прыжок»;

- удерживать самолет в режиме горизонтального полета до покидания его всеми членами экипажа и десантом;

- при наличии времени и высоты направить самолет в сторону от жилых, промышленных и железнодорожных объектов;

- включить автопилот;

- откатить сиденье в крайнее заднее положение;

- поднять правый подлокотник вверх;

- расстегнуть привязные ремни;

- последним покинуть самолет.

Примечание. Если аварийный люк не открыт помощником командира экипажа, выполнить эту операцию, для чего поставить рукоятку крана открытия аварийного люка в положение «Открыто».

354. По команде «Приготовиться к прыжку» члены экипажа обязаны:

а) помощник командира экипажа:

- закрыть все краны отбора воздуха от двигателей и кран подачи воздуха в кабину;

- поставить переключатель аварийного сброса давления в кабине в положение «Сброс давления»;

- поставить кран герметизации кабины в положение «Разгерметизировано»;

- при избыточном давлении, не превышающем $0,25 \text{ кг/см}^2$ (по указателю УВПД), убедившись в том, что старший бортовой техник покинул свое рабочее место и отвел сиденье назад в сторону, поставить рукоятку крана открытия аварийного люка в положение «Открыто»; избыточное давление падает за 25 сек с $0,4$ до $0,25 \text{ кг/см}^2$;

- откатить сиденье в заднее крайнее положение, поднять левый подлокотник вверх;

- отстегнуть привязные ремни;

б) штурман:

- передать по СПУ данные воздушному радисту о местонахождении самолета;

- при перевозке парашютистов-десантников открыть грузовой люк и с помощью сигнализации десанту и через бортового техника по авиационному и десантному оборудованию дублировать команды командира экипажа;

- вместе с сиденьем откатиться назад и развернуться влево в крайнее положение;

- отстегнуть привязные ремни;

в) воздушный радист:

- установленным порядком передать сигнал бедствия и координаты местонахождения самолета на пункт управления, с которым поддерживается радиосвязь;

- вместе с сиденьем развернуться влево лицом к аварийному люку;

- отстегнуть привязные ремни;

г) старший бортовой техник:

- отвести сиденье назад в сторону;

- отстегнуть привязные ремни и встать с сиденья;

- занять место перед аварийным люком со стороны кабины штурмана;

д) бортовой техник по АДО:

- включить прибор КП-23 вручную, потянув за карабин шпильки разъединителя прибора;

- снять маску КМ-15И и надеть КМ-16Н, соединив ее со шлангом прибора КП-23;

- войти через проем двери кабины расчета в кабину экипажа;

- привязать (зацепить карабин) фал прибора КАП-3 к подноге сиденья старшего борт-техника;

е) воздушный стрелок:

- закрыть кран подачи воздуха в кабину;

- поставить переключатель аварийного сброса давления в положение «Сброс давления»;

- поставить ручку крана герметизации кабины в крайнее положение по полету;

- при достижении избыточного давления в кабине около нуля поставить переключатель открытия аварийного люка в положение «Открыто», а если крышка люка не открылась, открыть ее краном воздушной системы;

— откатиться с сиденьем вперед по полету до отказа;

— отстегнуть привязные ремни;

— расстопорить чашку сиденья для перевода ее в наклонное положение;

— встать с сиденья, повернуться на 180° правым плечом вперед и ногами встать на окантовку люка.

355. После получения команды командира экипажа «Прыжок» экипаж покидает самолет через аварийный люк в такой последовательности: старший бортовой техник, бортовой техник по АДО, штурман, воздушный радист, помощник командира экипажа, командир экипажа. При этом необходимо:

— встать с рабочего места на передний обреш люка, перехватывая руками за скобы, подножки тумб сидений летчиков и за шток левого цилиндра открытия крышки люка;

— сойти, начиная с правой ноги, по двум ступенькам крышки люка;

— поворачиваясь к крышке люка правым боком, вынести правую ногу перед левой, сгруппироваться и соскользнуть по крышке люка на правом боку.

Воздушному стрелку для покидания самолета необходимо:

— удерживаясь руками поочередно за скобы на стенках кабины и штоки цилиндров открытия крышки люка, сойти спиной назад по ступенькам крышки люка;

— приседая, сгруппироваться и, отпуская руки, но не отбрасываясь назад, соскользнуть с крышки люка.

356. Если на борту самолета находятся парашютисты-десантники или боевой расчет, бортовой техник по авиационному и десантному оборудованию обязан:

а) при перевозке парашютистов в грузовой кабине:

— следить за подготовкой парашютистов к покиданию самолета и докладывать по СПУ командиру экипажа;

— помогать парашютистам-десантикам в покидании самолета через грузовой люк, если это необходимо;

— покинуть самолет после парашютистов-десантников через грузовой люк.

Примечание. Парашютисты-десантники по команде «Прыжок» покидают самолет через грузовой люк в два потока одновременно;

б) при перевозке боевых расчетов:

— открыть дверь из кабины расчета в грузую кабину;

— подать команду расчету следовать за ним в грузовую кабину;

— зацепить фал прибора КАП-3 за трос;

— открыть входную дверь;

— по команде «Прыжок», оттолкнувшись

левой ногой от пола у двери, первым покинуть самолет.

Солдатам боевых расчетов:

— по команде бортового техника по АДО перейти в грузовую кабину;

— при выходе в грузовую кабину зацепить карабин вытяжной веревки за трос левого борта (справа по ходу) и приготовиться к покиданию самолета;

— покинуть самолет через входную дверь вслед за бортовым техником вниз головой, отталкиваясь левой ногой от пола у двери.

Парашют у членов экипажа раскрывается прибором КАП-3П через 2 сек после отделения от самолета на высоте менее 1000 м. При покидании самолета на высоте больше 1000 м необходимо раскрывать парашют вытяжным кольцом через 5 сек, а на высоте меньше 500 м — немедленно после отделения от самолета.

ПОКИДАНИЕ САМОЛЕТА В ПОЛЕТЕ ПРИ ОТКАЗЕ МЕХАНИЗМОВ ОТКРЫТИЯ АВАРИЙНЫХ ЛЮКОВ

357. Для подготовки к покиданию самолета члены экипажа обязаны:

Воздушный стрелок:

— отсоединить карабин прибора КАП-3 от удлинителя;

— расстегнуть привязные ремни;

— перейти из своей кабины в грузовую кабину.

Штурман:

— убедиться в переходе воздушного стрелка в грузовую кабину;

— поставить переключатель открытия грузового люка в положение «Открыто»;

— отстегнуть карабин прибора КАП-3 от удлинителя;

— расстегнуть привязные ремни.

Остальные члены экипажа (кроме бортового техника по АДО):

— отстегнуть карабин прибора КАП-3 от удлинителя;

— расстегнуть привязные ремни.

358. Для покидания самолета все члены экипажа обязаны:

— перейти в грузовую кабину;

— в последовательности: бортовой техник по АДО, старший бортовой техник, воздушный стрелок, воздушный радист, штурман, помощник командира и командир экипажа покинуть самолет через грузовой люк, для чего сгруппироваться и энергично оттолкнуться от края люка.

Примечание. Если отказали механизмы грузового люка, открыть входную дверь и через нее в той же последовательности покинуть самолет;

— почувствовав свободное падение, определить высоту над местностью.

Глава V

ОБЯЗАННОСТИ ЧЛЕНОВ ЭКИПАЖА В ПОЛЕТЕ

359. Все члены экипажа обязаны:

— выполнять полет с надетым парашютом и застегнутыми привязными ремнями. При перевозке пассажиров, не обеспеченных парашютами, экипаж выполняет полет с ненадежными спасательными парашютами;

— иметь подготовленные к немедленному использованию кислородные маски.

Командир экипажа или его помощник (по команде командира экипажа) на высоте 4000 м должен надеть кислородную маску и в дальнейшем в течение всего полета до снижения самолета на высоту 4000 м выполнять полет с надетой на лицо кислородной маской, периодически контролируя подачу кислорода по индикаторам.

ОБЯЗАННОСТИ ШТУРМАНА ЭКИПАЖА

360. Перед запуском двигателей штурман обязан проверить и установить:

— исходное положение органов управления АРК-11, ДАК-ДБ-5, ДИСС, КС-6Г, РСБН-2С, ПДСП-2С, РБП-3 на левом и правом пультах;

— точное время на часах;

— барометрическое давление аэродрома вылета;

— частотно-кодovou комбинацию на ПДСП-2;

— угол карты, направление и скорость ветра на приборах АНУ-1;

— стрелки счетчика НИ-50Сч на нуль;

— широту аэродрома вылета и индексы склонения на УШ-1 и КМ-4 на нуль.

Включить СПУ и доложить о готовности к запуску.

361. После запуска одного из двигателей необходимо:

а) проверить наличие постоянного и переменного тока;

б) включить:

— все АЗС на щитке штурмана, за исключением воздушной помпы, которую включать по истечении 15—20 мин после включения ее обогрева при отрицательных температурах;

— КС-6Г, АРК-11, ДАК-ДБ-5, ДИСС, ПДСП-2С, РБП-3;

в) настроить АРК-11: кнопку № 1 (АРК-5 № 1) — на ДПРМ, кнопку № 2 (АРК-5 № 2) — на БПРМ аэродрома вылета;

г) убедиться в нормальной работе ДАК-ДБ-5 по загоранию лампочки «Контроль» и установить координаты на вычислителе независимо от видимости Солнца.

362. После запуска двигателей и включения генераторов убедиться в наличии постоянного и переменного токов по приборам, включить КС-6Г, через 5—10 мин согласовать ее в режиме «МК» и установить режим «ГПК».

Доложить о готовности к полету.

В процессе руления вести наблюдения в передней полусфере и докладывать командиру экипажа о всех замеченных препятствиях.

363. После выруливания на исполнительный старт необходимо:

— проверить правильность показания гироскопического курса на УШ-1 (ГПК-52);

— убедиться в правильности показаний АРК-11 (АРК-5 № 1) на ДПРМ;

— уточнить установку стрелок барометрического высотомера;

— доложить командиру корабля: «Курсовая система на курсе взлета, АРК на дальний, проверить авиагоризонты».

В момент начала движения самолета включить секундомер и нажать головку часов «Время полета».

364. При взлете докладывать командиру экипажа скорости 150, 180, 210 км/ч и высоты 50, 150 м.

Записать время и курс взлета в бортовой журнал, а по истечении 90 сек на высоте не ниже 150 м сообщить командиру экипажа о выполнении разворота.

Включить тумблер «Высокое» на щитке управления ДИСС на высоте не менее 200 м (в режиме «Малые высоты» тумблер «Высокое» можно включить в процессе взлета).

365. Следить за выдерживанием заданного режима полета в соответствии со схемой и порядком выполнения полета и предупреждать

командира экипажа о начале выполнения разворотов. Моменты начала разворота определять по значениям КУР (МНР) и времени, определенному по путевой скорости для каждого этапа схемы.

366. Вход в зону и выход из зоны производить в соответствии с инструкцией по производству полетов на данном аэродроме и указаниями руководителя полетов.

В процессе набора заданной высоты (снижения) на высоте 2000 м подать команду воздушному радисту «Включить (выключить) обдув СП-1».

367. При полете в зону контролировать высоту и скорость полета и периодически докладывать командиру экипажа о месте самолета и времени полета.

Контроль за местом самолета в зоне осуществлять с помощью самолетной аппаратуры и наземных средств.

368. В процессе выхода на посадочный курс, сообразуясь с показаниями приборов, помогать командиру экипажа точно выполнить разворот. При наличии уклонения исправить курс следования на ДПРМ.

Докладывать командиру экипажа дальность до полосы, момент и высоту прохода ДПРМ, высоту выхода из облаков, скорость планирования, высоту прохода БПРМ и высоту 50 м.

После перехода командира экипажа на визуальный полет штурману непрерывно следить по приборам за высотой и скоростью полета и докладывать командиру экипажа их фактические значения.

369. Перед посадкой выключить питание РБП-3 и ДИСС (на высоте не менее 200 м в режиме «Большие высоты»). После пробегать остановить часы «Время полета» и записать время посадки. Перед остановом двигателя выключить аппаратуру и установить ее органы управления в исходное положение. Привести в порядок рабочее место.

О всех замечаниях и неисправностях в работе аппаратуры доложить командиру экипажа.

370. Перед полетом по маршруту произвести подготовку к полету в полном объеме в соответствии с Наставлением по штурманской службе.

При полете по маршруту штурман обязан: — после взлета включить высокое напряжение передатчика РБП-3 и ДИСС;

— выполнить маневр для выхода на ИПМ;

— по команде командира экипажа после набора истинной высоты полета не менее 400 м произвести установку деления «760» подвижной шкалы давления высотомера против неподвижного индекса;

— проход ИПМ определить с максимальной точностью, ввести условное склонение на УШ-1, дать командиру экипажа курс на первый этап полета, выключатель «Счетчик» перевести в положение «Включено», установить на путевом корректоре путевую скорость и зафиксировать время.

После набора заданного эшелона сообщить командиру экипажа местонахождение самолета и радиостанции, на которые настроены радиосредства.

371. Проверку ухода гироагрегата КС-6Г производить сличением показаний шкалы УШ-1, стрелки «Г» указателя УГА-1У, КМ-4, КИ-13 и ДАК-ДБ с учетом соответствующих поправок на исполнительном старте после полной остановки самолета, в горизонтальном прямолинейном полете с установившейся скоростью, перед НБП и построением маневра для захода на посадку.

372. Через каждые 20—30 мин в горизонтальном прямолинейном полете проверять правильность показания условного курса УШ-1, для чего к показанию стрелки «Г» прибора УГА-1У с учетом девиации прибавить величину условного склонения ($\Delta_{м. усл.}$) пролетаемой местности. Полученное значение фактического условного курса сравнить с показанием курса на шкале УШ-1. При наличии расхождения в курсах более 2° ручкой ввода склонения на УШ-1 установить фактический условный курс.

Предупреждения: 1. При включенном автопилоте переключение гироагрегатов КС-6Г не производить.

2. Переключатель «Арретирование» в полете должен быть в положении «АГД-1». В случае отказа АГД-1 или появления больших послевиражных ошибок переключатель «Арретирование» установить в положение «КС-6Г».

373. При полетах над морем правый переключатель на пульте управления ДИСС перевести из положения «Суша» в положение «Море».

374. Ориентировка (определение места самолета) по показаниям счетчика НИ-50С4 производится в соответствии с выбранной системой координат.

375. В системе НАС-1 из тактических соображений предусмотрена возможность включения ДИСС в режим «Память». В этом режиме счисление пути осуществляется по последнему «запомненному» значению ветра. Для перехода в указанный режим работы необходимо левый переключатель на пульте управления переключить в положение «Память», при этом загорается табло с надписью «Память» на индикаторе путевой скорости и угла сноса.

При крене самолета, превышающем 10°, а также при отсутствии доплеровской информации система переключается в режим работы «Память» автоматически. При этом также загорается табло «Память».

Предупреждение. Если на индикаторе путевой скорости и угла сноса горит табло «Память», то его показания не соответствуют действительности.

376. Следует учитывать, что в показаниях индикатора пройденного пути при работе в режиме «Память» постепенно накапливаются ошибки из-за несоответствия «запомненного»

значений ветра и фактического за период работы аппаратуры в режиме «Память».

Если параметры ветра значительно изменились, а доплеровская информация продолжает отсутствовать, то переключатель «ДИСС — Автономно» следует перевести в положение «Автономно». При этом навигационное устройство работает в автономном режиме с задатчиком ветра (ЗВ-1), на котором должны быть установлены более точные значения параметров ветра и угол карты.

377. При выполнении маршрутного полета штурман обязан:

- вести общую и детальную ориентировку комплексным применением всех средств самолетовождения, следить за точным выдерживанием летчиками заданных режимов полета и докладывать командиру экипажа место самолета, расчетное и фактическое время пролета контрольных ориентиров и время прибытия на цель, а также угол сноса и путевую скорость;

- фотографировать характерные радиолокационные ориентиры по маршруту на экране РБП-3 фотоприставкой ФАРМ-2;

- путем изменения режима полета обеспечивать точный проход контрольных ориентиров и поворотных пунктов, выдерживание заданного места в боевом порядке и выход в точку начала выброски в соответствии со штурманским планом полета;

- для определения места самолета, выдерживания линии заданного пути и определения навигационных элементов использовать систему РСБН-2С;

- сообщать командиру экипажа и радисту время прохода ИПМ (КО), курс, высоту и путевую скорость, расчетное и фактическое время пролета зоны АДС (РДС) и метеорологические условия полета;

- для определения истинной воздушной скорости поправку к указателю температуры наружного воздуха ТНВ-15 определять по табл. 25;

Таблица 25

$V_{ист. км/ч}$	200	300	400	500	600
$\Delta t_{н. в.}^{\circ}C$	1	2	3	4	8

- расчет истинной воздушной скорости производить по показаниям широкой стрелки КУС-1200;

- при использовании РБП-3 учитывать ухудшение изображения на экране в заднем секторе, особенно при малых углах наклона антенны, поэтому для определения навигационных элементов необходимо выбирать радиолокационные ориентиры в переднем секторе;

- при наличии мощнокучевой облачности следить за грозовой деятельностью с помощью РБП-3 на минимальном угле наклона антенны; при обнаружении грозowych облаков до-

жить командиру экипажа направление и дальность до них;

- при подходе к аэродрому посадки просмотреть схему захода на посадку, уточнить курс посадки и установленный минимум погоды;

- при пробивании облаков вывести самолет в исходную точку начала маневра для захода на посадку, используя для этого РСБН-2С, радиокompас, РБП-3 и ПДСП-2С; перед использованием РСБН-2С для пробивания облаков необходимо убедиться в правильности установки барометрического давления на уровне аэродрома на ДВ-47;

- по команде командира экипажа перед снижением с нижнего эшелона установить высотомер на давление, соответствующее уровню аэродрома;

- перед выполнением маневра для захода на посадку в район аэродрома перевести показания шкалы УШ-1 с условного на магнитный курс, для чего изменить условный курс на величину условного склонения аэродрома посадки, взятую с обратным знаком, или установить на УШ-1 склонение, равное нулю, и переключить КС-6Г на запасной гироагрегат;

- сличить курс на УШ-1 с магнитным курсом стрелки «Г» прибора УГА-1У. Разность в курсах не должна превышать 1° .

О переводе курсовой системы на магнитный курс доложить командиру экипажа.

378. Для выдерживания линии заданного пути с помощью системы автоматического управления (САУ) необходимо:

- установить угол карты на ЗУК, равный путевому углу;

- установить стрелки счетчика НИ-50Сч на координаты места самолета (по стрелке С — пройденное расстояние, по стрелке В — боковое уклонение);

- включить тумблер счетчика;

- ручкой «Ввод ЛБУ» установить БУ, равное нулю;

- включить систему автоматического управления поворотом ручки «Вкл. САУ» на пульте управления по часовой стрелке до упора, при этом должна загореться зеленая лампочка. С этого момента начинается автоматическое управление самолетом.

379. При уклонении самолета от линии заданного пути необходимо:

- определить величину бокового уклонения;

- ручкой «Ввод ЛБУ» установить стрелку на величину бокового уклонения (слева от нуля, если самолет находится левее линии пути, и справа — если правее).

При этом самолет выполняет правый (левый) крен, изменяя курс в сторону линии заданного пути. Стрелка бокового уклонения начинает перемещаться к нулю. При подходе к ЛЗП крен постепенно уменьшается и при выходе на нее самолет переходит в горизонтальный полет.

380. При выходе на ППМ система автоматического управления обеспечивает выход на другую линию пути двумя способами:

- разворотом без упреждения;
- разворотом с упреждением.

381. Для выполнения разворота без упреждения штурман должен установить на ЗУК угол карты, равный новому путевому углу, при этом самолет будет разворачиваться на заданную линию пути.

Стрелка бокового уклонения начинает перемещаться от 0 км до максимального значения $Z_{\text{макс}}$, соответствующего наибольшему уклонению самолета от вновь заданной ЛП, затем по мере приближения самолета к ЛП возвращается к нулю. Движение самолета будет происходить около линии по закону затухающих колебаний, амплитуда которых, т. е. боковое уклонение, со временем будет уменьшаться. При боковом уклонении, равном нулю, САУ стабилизирует самолет на линии пути.

382. Для выполнения разворота с упреждением штурман должен:

- рассчитать линейное упреждение разворота

$$ЛУР = R \operatorname{tg} \frac{\Delta\psi}{2}$$

и боковое уклонение самолета от вновь заданной линии пути

$$Z = ЛУР \cdot \sin \Delta\psi = R \operatorname{tg} \frac{\Delta\psi}{2} \sin \Delta\psi = 2R \sin^2 \frac{\Delta\psi}{2};$$

— в момент выхода в точку, удаленную от заданной линии пути на величину ЛУР, установить УК, равный новому путевому углу, и одновременно ручкой «Ввод ЛБУ» установить стрелку блока на величину Z справа (слева) от нуля при правом (левом) разворотах. При этом самолет входит в правый (левый) крен, изменяя курс в сторону новой линии пути, при выходе на которую ($Z=0$) самолет переходит в горизонтальный полет.

383. При пролете конечного пункта маршрута система автоматического управления выключается поворотом ручки «Вкл. САУ» против часовой стрелки до упора.

384. Если в полете при включенной системе автоматического управления необходимо немедленно изменить курс, то разворот самолета производится рукояткой «Разворот» автопилота.

САУ при этом выключается автоматически. Для повторного включения САУ необходимо его выключить и затем вновь включить.

ОБЯЗАННОСТИ СТАРШЕГО БОРТОВОГО ТЕХНИКА

385. Перед выруливанием по команде командира экипажа произвести запуск двигателей. Включить автоматы расхода топлива, топливометры, насосы дежурных групп. Установить переключатель «Автомат—Ручное» в

положение «Автомат»; выключить подкачивающие насосы групп, включенных при запуске двигателей, и убедиться, что переключатели находятся в положениях:

- проверки автофлюгера — «Выключено» (переключатели закрыты крышкой);
- гидроупора винта — «Снят с упора»;
- автомат торможения — «Включено»;
- пожаротушения — «Пожаротушение»;
- питание ЦГВ — «Включено»;
- управления створками маслорадиатора — «Автомат».

Рукоятки кранов управления шасси и закрылками должны быть в нейтральном положении и законтрены защелками, лампочки «Шасси выпущены, створки закрыты» — гореть.

Доложить командиру экипажа: «Дежурные группы включены, топливная система на «Автомат» работает нормально. Старший бортовой техник к полету готов».

386. В ночное время выпускать и включать посадочные фары по команде командира экипажа.

387. При рулении следить за работой силовой установки, при повышении температуры масла выше $+90^\circ\text{C}$ включить эжекцию маслорадиатора, створки маслорадиаторов при этом должны быть полностью открыты.

Предупреждение. Системой эжекции маслорадиаторов пользоваться только на режимах не выше 0,2 номинального. При переходе на более высокие режимы работы двигателей систему выключить.

По команде командира экипажа выпустить закрылки на взлетный угол.

388. Перед взлетом:

- поставить винты на упор, установив переключатели в положение «На упоре», и закрыть их защитным колпачком;
- убедиться в нормальных показаниях приборов контроля работы силовых установок;
- проверить, стоят ли закрылки на взлетном угле, включено ли взлетно-посадочное управление передними колесами.

389. При даче РУД следить за приемистостью двигателей и показаниями приборов ИТЭ-2, ИКМ, ЭМИ-ЗРИ, ТВГ и РТМС. При установившихся показаниях соответствующих стрелок доложить: «Внешние и внутренние винты загружены. Лампочки готовности автофлюгера горят».

390. На взлете:

- контролировать работу двигателей по приборам ИТЭ-2, ИКМ, ЭМИ-ЗРИ, ТВГ и РТМС и докладывать о характере неисправности в работе двигателей;
- быть готовым по команде командира экипажа произвести флюгирование винта в случае отказа двигателя;
- по команде командира экипажа убрать шасси и закрылки. Установить переключатели в нейтральное положение и законтрить (на самолетах, оборудованных пультом старшего бортового техника).

391. В полете:

- контролировать работу двигателей по приборам;
- контролировать работу топливной системы и докладывать командиру экипажа об остатке топлива;

- производить перекачку топлива из подпольных баков в баки первых групп;

- периодически, через 30—40 мин, проверять количество масла в маслобаках двигателей;

- следить за количеством смеси АМГ-10 в гидробаках (20 ± 3 л);

- включать по необходимости отопление грузовой кабины и следить за температурой;

- о всех ненормальностях в работе силовой установки и оборудования докладывать командиру экипажа и действовать по его указанию.

392. При снижении и посадке:

- в порядке взаимного контроля убедиться в правильности установки давления на высотомерах;

- по команде командира экипажа выпустить шасси, включить взлетно-посадочное управление и доложить: «Шасси выпущено, створки закрыты, кран нейтрально, законтрен, взлетно-посадочное включено, полетный вес... тонн».

Предупреждение. Если необходимо проверить выпущенное положение ног шасси и постановку их на замки выпущенного положения, осмотр произвести через смотровые лючки;

- перед входом в глиссаду выключить подачу воздуха на обогрев грузовой кабины;

- убедиться, что переключатели гидроупора винтов стоят в положении «На упоре»;

- по командам командира экипажа выпустить закрылки на 15, 25, 35° и докладывать об этом;

- следить за синхронностью уборки РУД по УПРТ и докладывать об их положении командиру экипажа.

393. После приземления:

- по команде командира экипажа снять винты с упора — вначале внутренние, затем внешние;

- следить за работой автомата тормозов шасси и наличием масла АМГ-10 в гидробаках;

- убрать закрылки;

- следить за работой двигателей и их температурным режимом, при интенсивном росте температуры масла включить эжекцию маслорадиаторов.

После за руливания произвести охлаждение и выключение двигателей. Замерить выбег ротора двигателя.

Предупреждение. Перед выключением двигателей подготовить ТГ-16 к запуску на случай необходимости холодной прокрутки двигателя при дымлении после останова.

Доложить командиру экипажа о работе авиационной техники в полете.

ОБЯЗАННОСТИ ВОЗДУШНОГО РАДИСТА

394. После запуска двигателей, убедившись в исправности оборудования на своем рабочем месте, доложить командиру экипажа о готовности к полету.

При выруливании следить за радиосвязью командира экипажа или его помощника с руководителем полета.

395. В полете:

- осуществлять ведение радиосвязи согласно плану связи на полет и прослушивать командную радиосвязь;

- регулярно принимать циркулярные сведения о погоде в пункте посадки и на запасных аэродромах, докладывая об этом командиру экипажа в письменном виде;

- периодически контролировать напряжение на шинах всех генераторов;

- регулировать параллельную работу СТГ-12ТМО при разбалансе тока генераторов более 40 а;

- осуществлять контроль за работой противообледенительных систем хвостового оперения, винтов и их коков по показаниям амперметров постоянного и переменного тока;

- периодически контролировать работу лентопротяжного механизма системы МСРП-12 по миганию сигнальной лампочки;

- при возникновении неисправностей оборудования немедленно докладывать об этом командиру экипажа и принимать меры для их устранения.

396. Во всех случаях при отказе генераторов постоянного или переменного тока их необходимо выключить. Отказ СТГ-12ТМО обнаруживается по падению тока нагрузки генератора до нуля или по чрезмерно большому росту тока нагрузки — более 550 а. Чтобы убедиться в том, что СТГ-12ТМО действительно неисправен, а не отключен от бортсети комплексным аппаратом ДМР-400Д (ДМР-600), необходимо выключить генератор и по вольтметру проверить его напряжение. Если напряжение СТГ-12ТМО будет близко к номинальному, то следует подрегулировать его и включить генератор в бортсеть. В случае значительного падения напряжения генератор оставить выключенным.

Следует иметь в виду, что при перенапряжении СТГ-12ТМО автомат АЗП-8М подает командный сигнал комплексному аппарату ДМР-400Д (ДМР-600) на отключение генератора от бортсети и разрывает цепь обмотки возбуждения генератора. За счет остаточного магнетизма в цепи обмотки возбуждения напряжение генератора будет порядка 4—7 в. Перед повторным включением генератора необходимо нажать кнопку на АЗП-8М.

Отказы СГО-12 обнаруживаются по загоранию сигнальных лампочек, после чего отказавшие СГО-12 выключаются вручную. Резервный ПТ-1000Ц при отказе основного включается автоматически, при этом загорается сигнальная лампочка.

397. В случае возникновения неисправностей в электрооборудовании воздушный радист обязан сделать следующее:

— при повреждении системы распределения постоянного тока, а также при отказе всех СТГ-12ТМО перейти на аварийное питание от аккумуляторов в порядке, изложенном в гл. VI;

— при отказе всех четных генераторов СТГ-12ТМО для предотвращения разряда бортовых аккумуляторов произвести кольцевание шин, для чего включить выключатель «Кольцевание левых и правых генераторов» или выключить бортовые аккумуляторы;

— при отказе двух-трех четных или нечетных генераторов и включенной системе противообледенения хвостового оперения для равномерного распределения нагрузки между работающими СТГ-12ТМО произвести кольцевание шин;

— при отказе приборов контроля работы двигателей, питающихся через понижающие трансформаторы сети однофазного переменного тока, переключатель трансформаторов питания ДИМ-100 поставить в положение «Резервный».

398. При посадке:

— докладывать командиру экипажа о соответствии установки частот УКВ радиостанций частотам посадки;

— прослушивать команды наземного пункта управления по УКВ радиостанциям и в случае необходимости дублировать их командиру экипажа;

— прекратить работу КВ радиостанции на передачу и приемника РПС на III и IV поддиапазонах, чтобы исключить возможные помехи в работе радиоконпасов, приемников систем слепой посадки и приемников УКВ радиостанций.

399. После за руливания на стоянку выключить радио- и электрооборудование.

После останова винтов всех двигателей по команде останова экипажа выключить все АЗС на щитке и обесточить самолет.

Предупреждение. Переключатель «Борт — Аэродром» должен оставаться в положении «Борт» до полной остановки винтов всех двигателей.

Доложить командиру экипажа о работе оборудования в полете.

Примечание. Во всех случаях перед остановом двигателей бортовой радист обязан производить кольцевание шин левых и правых генераторов.

ОБЯЗАННОСТИ БОРТОВОГО ТЕХНИКА ПО АВИАЦИОННОМУ И ДЕСАНТНОМУ ОБОРУДОВАНИЮ

400. Перед запуском двигателей для вы руливания подготовить к действию кислородное оборудование самолета.

401. После запуска двигателей включить вилку «Взрыв» и занять место в кабине расчета. Связь со всеми членами экипажа осуществлять через абонентский аппарат СПУ, расположенный на шпангоуте № 9.

402. После взлета перед герметизацией кабины визуальн о из грузовой кабины убедиться в отсутствии подтекания топлива, масла и смеси АМГ из мотогондол двигателей и крыла.

Закр ыть дверь и люк на шпангоуте № 13.

403. В полете периодически контролировать:

— состояние аварийного и грузового люков, а также состояние и надежность крепления грузов;

— работу источников постоянного и переменного тока; потребляемый ток при работе противообледенительных систем (совместно с радистом);

— давление перед кислородным прибором КП-32 (в кабине расчета), которое должно быть в пределах 8—12 кг/см²;

— соответствие фактического давления в питающей магистрали (после прибора КП-32) давлению, которое должен создавать прибор КП-32.

404. На всех этапах полета докладывать командиру экипажа о всех ненормальностях в работе оборудования. В случае возникновения отказов в работе оборудования принимать возможные меры к их устранению с соблюдением правил безопасности.

После разгерметизации кабины открыть люк выравнивания давления и дверь на шпангоуте № 13.

При заходе на посадку в сложных метеорологических условиях через смотровое окно фюзеляжа проверять состояние передней кромки стабилизатора и перед выпуском закрылков на 35° докладывать командиру экипажа: «Стабилизатор чист» или «Обледенел».

ОБЯЗАННОСТИ ВОЗДУШНОГО СТРЕЛКА

405. Перед запуском двигателей для вы руливания:

— закрыть входную дверь на замок;

— занять рабочее место и подключиться к СПУ.

406. После запуска двигателей:

— включить все АЗС на щитке стрелка и с разрешения командира экипажа открыть и закрыть аварийный люк (при этом пользоваться воздушной системой **запрещается**);

— убедившись в исправности оборудования, доложить командиру экипажа о готовности к полету.

407. При рулении и в полете контролировать синхронность выпуска и уборки закрылков и докладывать командиру экипажа.

408. После взлета:

— убедиться, что кран вентиляции кабины находится в положении «Закрыто», а переключатель «Нормально — Боевое» в положении «Нормально»;

— по команде командира экипажа загерметизировать кабину;

— краном регулировки наддува кабины установить расход воздуха по УРВК 3—5 единиц;

— контролировать по приборам «высоту» в кабине, перепад давления и расход воздуха;

— включить все выключатели на ВП-54М, кроме выключателя «Агрегат» (выключатель «Вычислитель» на КПС-53А должен быть выключен).

409. Во время всего полета следить за воздушной обстановкой в задней полусфере и докладывать командиру экипажа о каждом замеченном самолете, а на высоте полета более 4000 м днем и 2000 м ночью через каждые 15 мин — о своем самочувствии.

Контролировать работу приборов и агрегатов кабины.

410. При возникновении особых случаев:

— немедленно доложить командиру экипажа о случившемся;

— при отказе коллиматорного визира произвести прицеливание по атакующей цели, используя механический визир;

— при отказе вычислительного блока произвести прицеливание по коллиматорному визиру, рассчитывая угол упреждения в тысячных;

— при появлении запаха гари в кабине или при проникновении дыма через систему наддува перекрыть кран наддува кабины, установить кран на КП-24М в положение «100% O_2 » и при необходимости разгерметизировать кабину;

— при возникновении пожара в кабине действовать, как указано выше, разгерметизировать кабину и применить огнетушитель;

— при ухудшении самочувствия кран на КП-24М установить в положение «100% O_2 », а при необходимости включить аварийную подачу кислорода;

— при увеличении перепада давления в кабине выше 0,4 переключатель «Нормально — Боевое» поставить в положение «Боевое», если после этого перепад давления все же увеличивается, кабину разгерметизировать;

— при отсутствии показаний манометра давления в шлангах герметизации следить за «высотой» и перепадом давления в кабине, если эти величины будут нормальны, то отказала не система герметизации, а только ее манометр;

— при отказе кислородного прибора КП-24М выдернуть шпильку разъединителя КП-23 и пользоваться кислородом от парашютного кислородного прибора.

411. Вынужденное покидание самолета воздушному стрелку производить по команде командира экипажа (см. гл. IV). Во всех остальных особых случаях стрелок должен действовать, сообразуясь с возникшей обстановкой и указаниями командира экипажа.

412. Перед посадкой:

— разгерметизировать кабину перед входом в глиссаду, закрыть кран наддува кабины, при необходимости с высоты 1500 м открыть кран вентиляции кабины;

— если полет производился с заряженными пушками, то поставить их в крайнее верхнее положение и, не отпуская рычаг действия, выключить все выключатели на ВП-54М (при полете на учебную стрельбу вышеуказанные действия производить после окончания стрельбы);

— установить прицельную станцию КПС-53А на стопору;

— откатить сиденье в крайнее к входной двери положение и застопорить его.

413. После посадки и заруливания на стоянку:

— выключить все АЗС;

— закрыть бортовой вентиль кислородного прибора КП-24М;

— доложить командиру экипажа о работе оборудования в полете.

Глава VI

ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ САМОЛЕТА

ЭКСПЛУАТАЦИЯ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ

414. Топливная система самолета включает:

- топливные баки;
- систему управления и подачи топлива;
- дренажную систему;
- систему заправки.

Весь запас топлива размещается на самолетах:

- Ан-12 — в 22 мягких топливных баках;
- Ан-12А — в 26 мягких топливных баках;
- Ан-12Б — в 26 мягких топливных баках и 2 баках-кессонах, которые образуют нулевые группы.

Топливные баки объединены в 12 групп, расположенных симметрично по 6 групп в правой и левой половинах крыла. Баки-кессоны расположены в отъемных частях крыла.

Самолеты Ан-12П, Ан-12АП, Ан-12БП (БК) в отличие от самолетов Ан-12, Ан-12А, Ан-12Б (соответственно) имеют по 3 дополнительных мягких топливных бака, установленных в подпольном пространстве фюзеляжа.

Заправка самолета топливом

415. Перед заправкой необходимо убедиться в кондиционности топлива (проверить паспорт на топливо), в отсутствии в топливе механических примесей, кристаллов льда и воды, заземлить самолет, заправочный пистолет и топливозаправщик.

Затем в соответствии с предстоящим полетом (заданием) определить вес необходимого для заправки топлива и в зависимости от фактического удельного веса топлива в топливозаправщике определить количество заправляемого топлива в литрах, а также группы баков, заправляемые при этом полностью и частично.

Заправочная емкость в литрах, по группам и общая при централизованной и полной (по обрезы заливных горловин) заправках для различных модификаций самолета Ан-12 приведена в табл. 26.

416. Заправка самолета топливом может производиться через заливные горловины топливных баков или под давлением через горловину централизованной заправки.

Заправку самолета, как правило, необходимо производить через централизованную систему заправки.

Централизованная заправка позволяет производить заправку топливом всех баков самолета через одну заправочную горловину, установленную в передней части правого обтекателя шасси.

Топливо под давлением подается через эту горловину по трубопроводам к заправочным кранам, установленным в расходных баках (кроме VI дежурных групп).

Управление порядком централизованной заправки может быть ручное, когда открытие заправочных кранов происходит от переключателей, установленных на щитке заправки (рис. 38), а закрытие — от верхних сигналов датчиков топливомера, и автоматическое, когда открытие и закрытие кранов заправки происходит от верхних сигналов в датчиках топливомера.

Примечания: 1. Краны могут быть закрыты и вручную от переключателей на щитке заправки.

2. На самолетах с дополнительными топливными баками установлены два щитка заправки. Открытие заправочных кранов дополнительных баков осуществляется только вручную от переключателей со щитка заправки (рис. 39).

417. При ручном управлении может быть выбрана любая последовательность заправки групп баков топливом, а при автоматическом управлении обеспечивается определенная последовательность, а именно: VI, V, IV, III, II, I и 0 группы баков. Заправка VI групп осуществляется одновременно с заправкой V групп, подкачивающие насосы которых перекачивают топливо по специальной магистрали в VI группы.

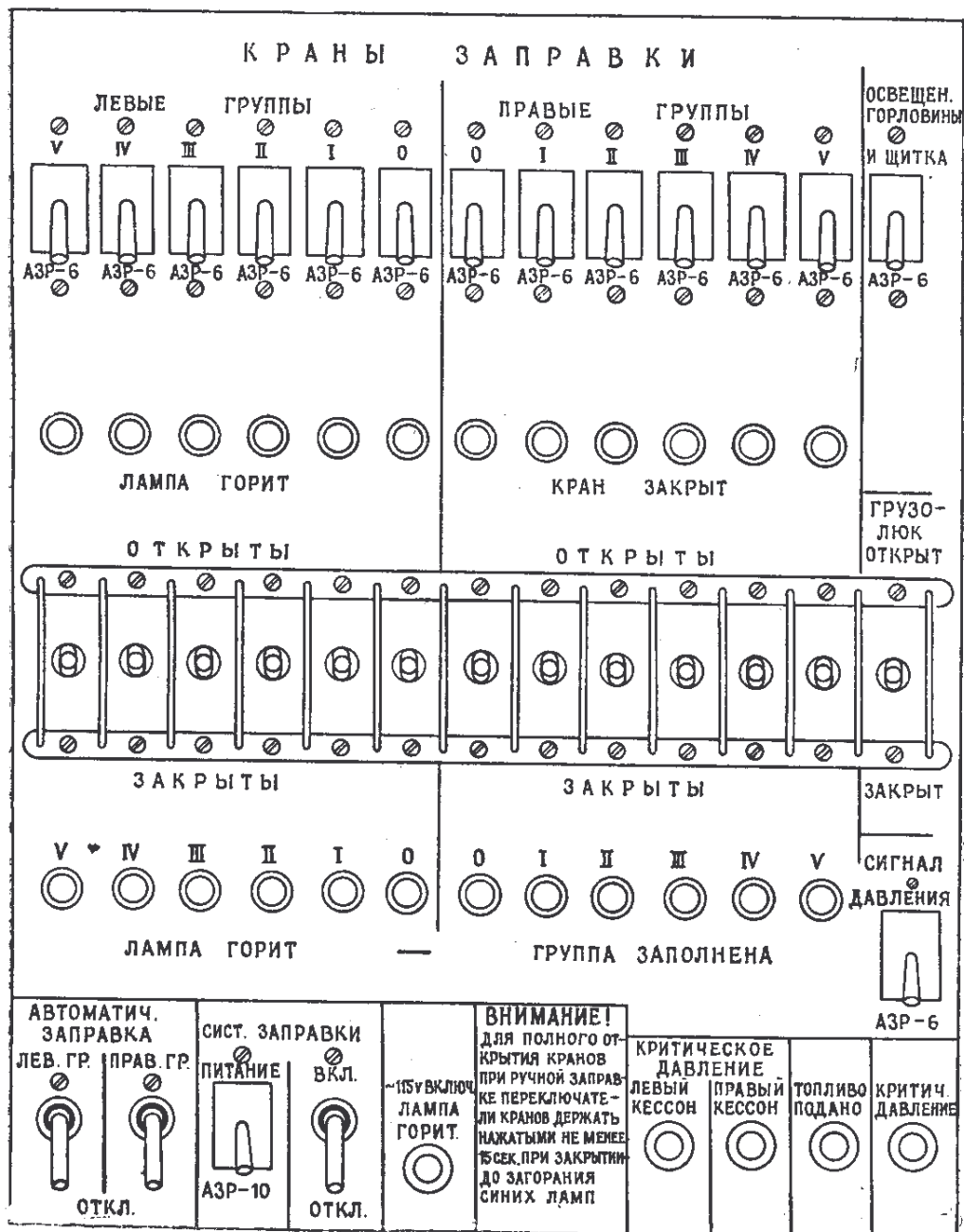


Рис. 38. Щиток управления кранами централизованной заправки топливом крыльевых баков

Емкость групп баков в л при централизованной и полной заправках самолетов

Наименование групп баков	№ группы баков	Ан-12, Ан-12П		Ан-12А, Ан-12АП		Ан-12Б, Ан-12БП (БК)	
		Централизованная	Полная	Централизованная	Полная	Централизованная	Полная
Основные (крыльевые) группы баков	0	—	—	—	—	2800	2900
	I	4000	4450	4000	4450	4000	4450
	II	1800	1900	1800	1900	1800	1900
	III	2300	2500	2300	2450	2300	2450
	IV	1840	2100	2740	2900	2740	2900
	V	1680	1800	1680	1800	1680	1800
	VI	1660	1750	2920	3100	2920	3100
Итого в основных (крыльевых) баках . .		13280	14500	15440	16600	18240	19500
Дополнительные (фюзеляжные) группы баков	Передняя	4620	5500	4620	5500	4620	5500
	Задняя	4120	4350	4120	4350	4120	4350
Итого в дополнительных (фюзеляжных) баках		8740	9850	8740	9850	8740	9850
Суммарная емкость всех групп баков . . .		22020	24350	24180	26450	26980	29350

Выключение насосов V групп при окончании заправки VI групп производится автоматически верхними сигналами датчиков топливометра VI групп, после чего продолжается заправка

клапаны, сообщающие трубопровод с атмосферой при сливе топлива из трубопровода заправки.

Для контроля за давлением в системе централизованной заправки в трубопроводе установлены два сигнализатора: СД-29А-0,15, срабатывающий при давлении 0,15 кг/см² (на щитке заправки загорается зеленая лампочка), и СД-24А-3,5, срабатывающий при давлении 3,5 кг/см² (на щитке загорается красная лампочка).

Контроль за открытием (закрытием) заправочных кранов осуществляется по погасанию (горению) синих лампочек на щитке (щитках) заправки. Желтые лампочки сигнализируют полную заправку группы баков.

Количество заправленного топлива контролируется по показаниям указателей топливометров СЭТС-260В (для Ан-12 и Ан-12А), СЭТС-260Д (для Ан-12Б) и СЭТС-480А (для дополнительных баков).

418. По окончании заправки:

— подать шоферу топливозаправщика команду о прекращении подачи топлива;

— с помощью топливозаправщика откачать топливо из трубопровода заправки. Слить топливо из трубопровода заправки заднего дополнительного бака через сливной кран у заправочного крана в нише шасси;

— выключить все АЗР и переключатели на электрощитках централизованной заправки;

— убедиться в отсутствии течи топлива из баков по нижней поверхности крыла и фюзеляжа, из сливных кранов и из контрольных трубок подкачивающих насосов;

— слить отстой из топливных баков и проверить отсутствие в топливе воды и механических примесей.

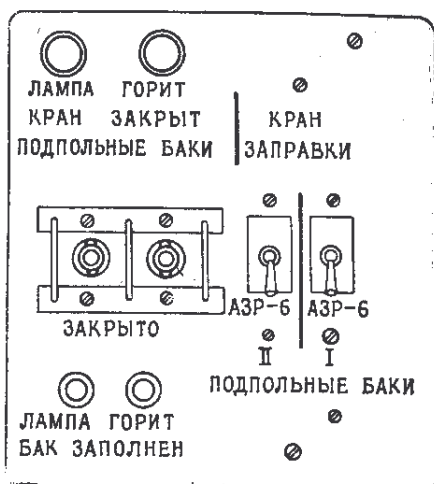


Рис. 39. Щиток управления кранами централизованной заправки топливом подпольных баков

ка V групп. Дополнительные топливные баки заправляются после полной заправки крыльевых баков. При необходимости неполной заправки дополнительных баков передние и задние баки заправлять равномерно. Для предохранения баков от переполнения топливом (на случай несрабатывания заправочного крана) за каждым краном в расходном баке установлен поплавковый клапан, который при заполнении баков топливом перекрывает отверстия заправки.

В трубопроводе централизованной заправки (у нервюры № 14) установлены вакуумные

Предупреждения: 1. При заправке необходимо следить за наличием электроэнергии постоянного и переменного тока в самолетной сети. Если электропитание сети будет нарушено, то при заполненных группах баков заправочные краны не отсекут топливо, подаваемое топливозаправщиком, что может привести к разрушению баков и крыла в случае заедания поплавкового клапана.

2. Если при заправке давление в трубопроводе достигнет величины $3,5 \text{ кг/см}^2$ (загорится красная сигнальная лампочка на щитке заправки), необходимо уменьшить давление топлива снижением оборотов топливозаправщика.

3. При загорании красных сигнальных лампочек критического давления в баках-кессонах заправку прекратить, выяснить и устранить неисправность.

4. Производить заправку с пропуском группы (с неполной заправкой промежуточной группы) **запрещается**. В случае заправки групп баков с пропуском какой-то группы или неполной заправки промежуточной группы система автоматики расхода топлива в той или иной степени будет работать ненормально. Заправку необходимо производить в порядке, обратном порядку выработки топлива (в симметричные группы).

5. При централизованной заправке дополнительных групп баков в стояночном положении самолета не исключены случаи закрытия предохранительного поплавкового клапана передней группы баков (при заправке в нее 4620 л топлива) раньше, чем заправочного крана.

Проверка топливомеров перед полетом (к ст. 17 данной Инструкции)

419. Для проверки измерительной части необходимо:

- включить АЗС топливной системы;
- включить преобразователь переменного тока;
- выключатели топливомеров и блоков автоматики расходов топлива поставить в положение «Включено» (рис. 40);
- переключатели топливомеров поставить в положение проверяемой группы или суммарного измерения («Сумма»);
- после 2 мин прогрева нажать поочередно кнопки на указателях (нижние части шкал указателей), при этом стрелки будут двигаться и остановятся у нулевых отметок шкал; при освобождении кнопок стрелки должны остановиться у отметок шкал, соответствующих количеству топлива;
- сравнить показания топливомеров с фактически залитым количеством топлива;
- установить по суммарной шкале каждого расходомера $1/4$ количества топлива на самолете.

Примечание. На самолете Ан-12А с топливомером СЭТС-260В при сличении показания топливомера с фактически залитым количеством топлива учитывается поправка к показанию топливомера по бортовой таблице для IV и VI групп баков.

Для определения суммарного запаса топлива на самолете Ан-12А нужно пользоваться формулой

$$G_{\text{сумм. действ}} = G_{\text{сумм. приб}} + \Delta G_{\text{VI лев}} + \Delta G_{\text{VI прав}} + \Delta G_{\text{IV лев}} + \Delta G_{\text{IV прав}},$$

где $G_{\text{сумм. действ}}$ — суммарный действительный запас топлива;

$G_{\text{сумм. приб}}$ — суммарное количество топлива, определяемое по указателям топливомера в левых и правых группах;

$\Delta G_{\text{VI лев}}$; $\Delta G_{\text{VI прав}}$; $\Delta G_{\text{IV лев}}$; $\Delta G_{\text{IV прав}}$ — соответственно поправки к показаниям топливомера из бортовой таблицы поправок для VI и IV групп баков.

420. Для проверки ручного управления выработки топлива необходимо:

- включить АЗС топливной системы;
- переключатель «Автомат — Ручное» поставить в положение «Ручное» (рис. 40);
- поочередно включать переключатели топливоподкачивающих насосов групп баков, при этом должны загораться зеленые лампочки включенных групп;
- переключатели дежурных подкачивающих насосов VI групп поставить в положение «Включено»; при этом должны загораться четыре зеленые лампочки дежурных групп; на самолете Ан-12Б при включенных подкачивающих насосах нулевых групп должны гореть и желтые лампочки сигнализации работы насосов дежурных групп на номинальном режиме;

— при закрытых пожарных кранах и включенных подкачивающих насосах убедиться в отсутствии давления топлива по манометрам 2ДИМ-4Т. Это говорит о герметичности пожарных кранов;

— открыть пожарные краны, при этом давление по манометрам на центральной приборной доске должно быть $0,5—1,5 \text{ кг/см}^2$ в зависимости от того, на каком режиме работают подкачивающие насосы (на дежурном режиме — $0,5—0,6 \text{ кг/см}^2$, на основном режиме — $1,1—1,2 \text{ кг/см}^2$ и на форсажном режиме — $1,4—1,5 \text{ кг/см}^2$);

— выключить АЗР топливоподкачивающих насосов.

421. Для проверки автоматического управления выработки топлива необходимо:

- переключатель «Автомат — Ручное» поставить в положение «Автомат» (рис. 40);
- переключатели автоматов расхода топлива поставить в положение «Включено»;
- включить переключатели дежурных (VI) групп;

— при нормальной работе автоматики загораются синие лампочки, начиная с нулевой (0) группы и кончая группой, из которой ведется очередная выработка топлива, а также зеленые лампочки подкачивающих насосов групп, из которых ведется выработка, и насосов дежурных групп.

Предупреждение. Во всех случаях независимо от вариантов заправки топливной системы при обесточенных топливоподкачивающих насосах взлет самолета категорически запрещается.

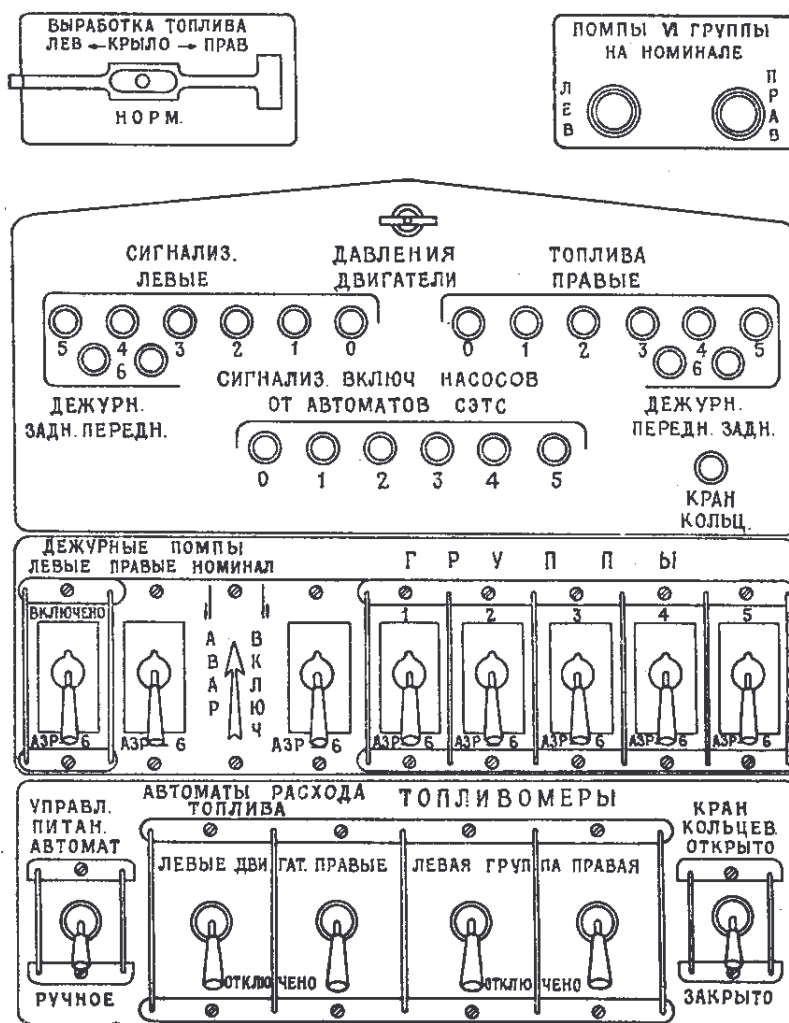


Рис. 40. Щиток сигнализации и управления выработкой топлива из крыльевых баков

На самолете Ан-12Б, если заправлены нулевые группы баков или в VI группах имеется более 1000 ± 50 л топлива, горят желтые лампочки сигнализации работы насосов дежурных групп на номинальном режиме.

Для проверки работы автоматики одной половины крыла необходимо выключить блок автоматики другой половины крыла; при нормальной работе не должно быть изменений в сигнализации (горении лампочек) на щитке выработки топлива на центральной приборной доске. Аналогично проверить работу автоматики другой половины крыла.

Примечание. Полная проверка работы автоматики топливной системы на земле возможна только при сливе топлива.

Управление порядком выработки топлива в полете

(к ст. 391 данной Инструкции)

422. Последовательность выработки топлива из групп баков на самолете Ан-12Б следующая: вначале топливо полностью вырабатывается из нулевых групп баков (баков-кессонов), затем производится частичная выработка топлива из VI групп баков (до остатка по 1000 ± 50 л). Далее топливо последовательно вырабатывается из I, II, III, IV, V, VI групп топливных баков.

На самолетах Ан-12 и Ан-12А топливо вырабатывается последовательно из I—VI групп баков.

423. В полете возможно автоматическое и ручное управление порядком выработки топлива из топливной системы (рис. 40). Ручное управление применять только при неисправной автоматике топливной системы.

424. Для включения автоматики должны быть включены следующие переключатели:

— выключатели автоматов расхода топлива (вверх);

— выключатели дежурных групп (вверх);

— переключатель «Автомат — Ручное» — в положение «Автомат» (вверх);

— выключатели топливомеров (вверх).

Пожарные краны должны быть открыты (должны гореть зеленые лампочки, сигнализирующие их открытие).

Примечание. При нормальной работе автоматики горят зеленые лампочки вырабатываемых и дежурных (VI) групп, а также синие лампочки вырабатываемых групп и групп, из которых топливо выработано.

На самолетах Ан-12Б при выработке топлива из нулевых (0) групп и из VI до остатка 1000 ± 50 л горят также и желтые лампочки сигнализации работы насосов дежурных групп на номинальном режиме.

Предупреждения: 1. При отказе автоматики расхода топлива перейти на ручное управление, насосы дежурных групп при этом должны быть включены.

2. На самолетах Ан-12Б:

а) в отдельных случаях при неблагоприятных сочетаниях допусков на срабатывание сигнализаторов датчиков топливомера СЭТС-260Д в IV, V и VI группах может быть неполная выработка топлива из IV групп баков при автоматическом управлении. При необходимости довыработку топлива из IV групп баков нужно производить, как правило, в горизонтальном полете при ручном управлении выработкой топлива с последующим переходом на автоматическое управление;

б) выключателем аварийного перевода дежурных групп на номинальный режим в полете пользоваться только в случае погасания лампочек сигнализации номинального режима насосов дежурных групп в момент выработки топлива из баков-кессонов и дежурных групп до остатка 1000 ± 50 л. При включении насосов I групп выключатель аварийного перевода насосов дежурных групп **обязательно выключать**;

в) на взлете (на разбеге), при наборе высоты и скольжениях самолета при наличии топлива в дежурных группах баков по 1000 ± 50 л и автоматическом управлении выработкой топлива (насосы дежурных групп работают на ослабленном режиме) возможны случаи мигания зеленых сигнальных лампочек СДУ2А-0,18 передних подкачивающих насосов этих групп; при исправной работе задних подкачивающих насосов дежурных групп и насосов групп, из которых производится выра-

ботка топлива, питание двигателей топливом не нарушается.

3. При включенной системе обогрева винтов и коков могут иметь место колебания стрелки топливомера в пределах $150 \div 250$ кг по суммарной шкале.

425. При переходе на ручное управление необходимо:

— переключатель «Автомат — Ручное» поставить в положение «Ручное» (вниз);

— включить (вверх) переключатель ручного управления топливоподкачивающими насосами групп баков, соответствующих горящей синей лампочке последней по порядку выработки;

— при загорании синей лампочки следующей группы включить переключатель ручного управления этой группы.

Примечание. Сигнализация при ручном управлении будет такой же, как и при автоматическом управлении порядком выработки топлива, но при включенном хотя бы одном блоке автоматики.

На самолетах Ан-12Б при наличии топлива в баках-кессонах и заправленных остальных группах необходимо при переходе на ручную выработку включить насосы баков-кессонов. При этом насосы дежурных групп будут работать на номинальном режиме. После выработки топлива из нулевых групп выключить подкачивающие насосы баков-кессонов. Насосы дежурных групп при этом перейдут на ослабленный режим. Дальнейшая ручная выработка остальных групп производится в обычном порядке.

Предупреждение. К моменту посадки самолета Ан-12Б топливо из баков-кессонов рекомендуется выработать полностью.

Очередность выработки топлива на самолетах Ан-12П, Ан-12АП, Ан-12БП (БК) в полете при полной заправке

426. При автоматическом (или ручном) управлении топливной системой выработать полностью топливо из баков-кессонов и из I крыльевых групп до нижнего сигнала датчика топливомера, т. е. когда включатся насосы I крыльевых групп на форсированный режим, а насосы II крыльевых групп на номинальный режим.

427. Продолжая выработку топлива из I крыльевых групп, включить подкачивающие насосы передней группы дополнительных баков (при этом заправочные краны первых групп должны быть открыты). При остатке топлива в передней группе, равном количеству топлива в задней группе, включить подкачивающий насос задней группы и перекачку вести одновременно из обеих групп.

Управление заправочными кранами и подкачивающими насосами осуществляется выключателями на щитке управления топливной системой дополнительных групп баков (рис. 41 и 42). Контроль за заполнением I крыльевых

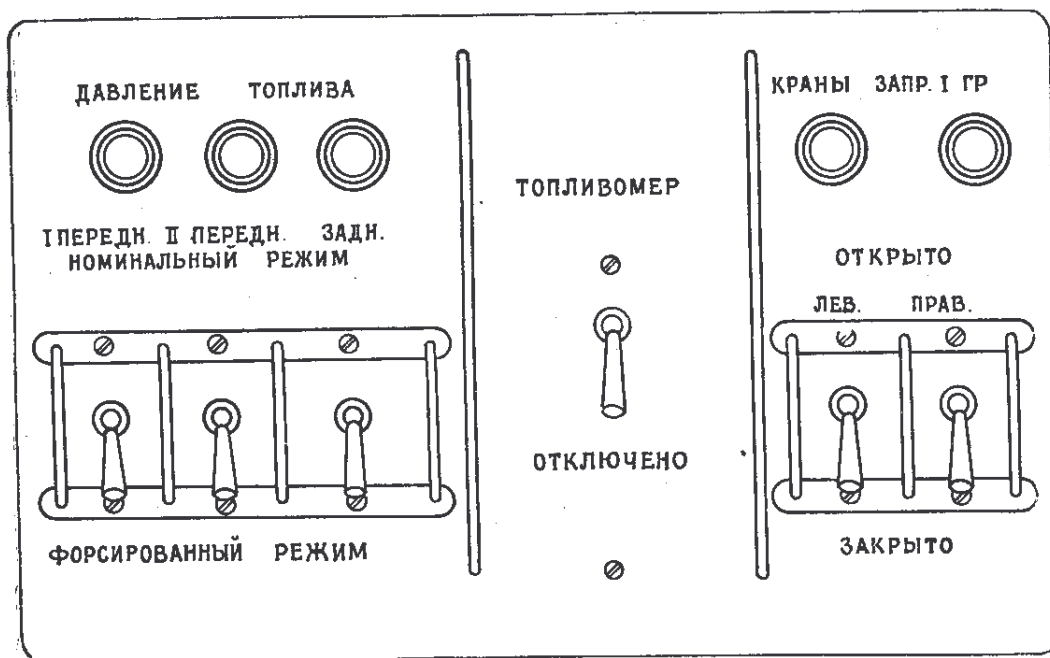


Рис. 41. Щиток сигнализации и управления выработкой топлива из подпольных баков

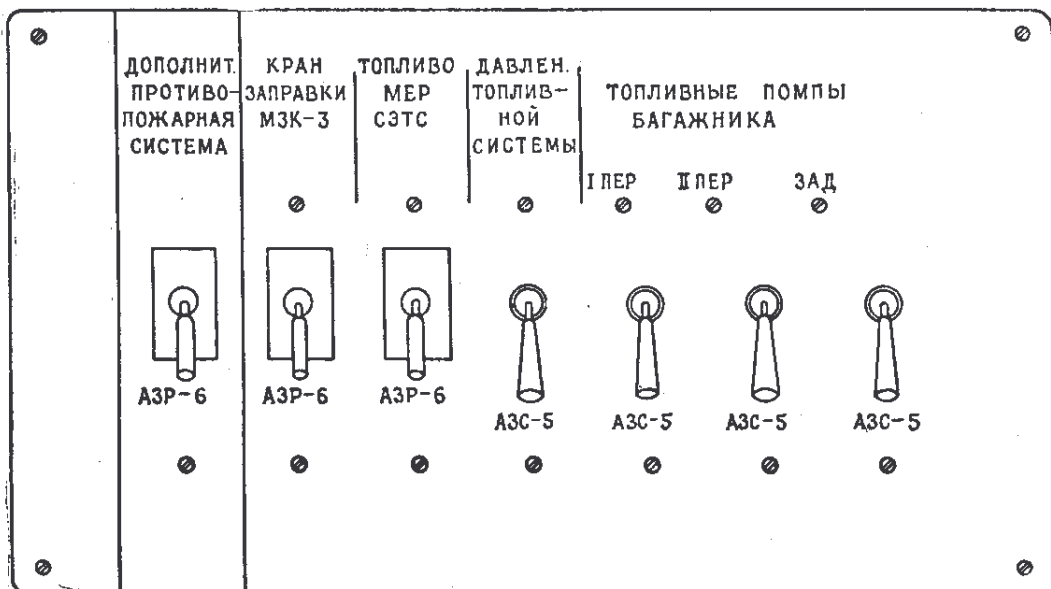


Рис. 42. Щиток АЗР системы подпольных топливных баков

групп баков и расходом топлива из них ведется по указателю топливомера СЭТС-260В, СЭТС-260Д, а контроль выработки (перекачки) топлива из дополнительных групп баков — по указателю топливомера СЭТС-480А.

Примечание. При необходимости пополнения топливом одной I крылевой группы баков открывается запорочный кран только этой группы.

428. При приближении уровня топлива в I крыльевых группах баков к полной заправке выключить подкачивающие насосы дополнительных баков. Запорочные краны оставить открытыми.

429. Повторить операции по ст. 427 и 428 до полной выработки топлива из дополнительных баков. После полной выработки топлива из дополнительных баков выключить их подкачивающие насосы и закрыть запорочные краны I крылевых групп баков.

Дальнейшая выработка топлива из групп баков производится в обычном порядке.

Предупреждения: 1. При полностью заправленных топливом группах баков крыла и при выходе из строя подкачивающего насоса бака задней дополнительной группы топливо из баков передней дополнительной группы можно перекачивать полностью в I крыльевые группы (если центровка самолета на взлете не превышала 23,5% САХ). В этом случае центровка самолета остается в допустимых пределах.

При выходе из строя обоих подкачивающих насосов передней группы баков перекачивать топливо из бака задней группы нельзя, так как центровка самолета выйдет из допустимых пределов. В этом случае полет можно продолжать только с выработкой топлива из крылевых групп баков.

2. В случае отказа подкачивающего насоса (агр. 463) одной из первых крылевых групп баков необходимо закрыть запорочный кран этой группы, а перекачку топлива из дополнительных баков производить в I крылевую группу с исправным подкачивающим насосом. При этом необходимо открыть кран кольцевания и питание топливом всех четырех двигателей осуществлять от I крылевой группы с исправным подкачивающим насосом.

Особенности расходования топлива из дополнительных баков

430. Расходование полного запаса топлива из баков под полом грузовой кабины смещает центровку в полете до 3,3% САХ назад. В связи с этим необходимо располагать грузы в самолете так, чтобы центровка на взлете при заправленных баках не превышала 28% САХ.

При отказе в полете насосов задней дополнительной группы расходования топлива из

передней дополнительной группы разрешается только в случае, если взлетная центровка не превышала 23,5% САХ.

При отказе насосов передней дополнительной группы баков расходование топлива из задней дополнительной группы необходимо прекратить.

431. При полной заправке дополнительных баков топливом необходимо вначале произвести выработку топлива из передней группы с тем, чтобы в передней и задней группах было одинаковое количество топлива, а затем производить одновременную выработку топлива обеих дополнительных групп баков.

При неполной заправке топливом дополнительных баков заправляемое топливо распределять между этими группами поровну и выработку из этих групп производить одновременно.

Неисправности топливной системы в полете

(к ст. 391 данной Инструкции)

432. При обнаружении любой неисправности топливной системы в полете прежде всего необходимо убедиться в нормальном рабочем положении соответствующих переключателей (рис. 40) на щитке (щитках) управления топливной системой (на приборной доске летчиков) и АЗС на щитке, расположенном на шпангоуте № 9.

433. При отказе в работе одного из подкачивающих насосов 0, I, II, III, IV, V групп одной половины крыла, что можно определить по погасанию зеленой лампочки отказавшего насоса, необходимо:

- открыть кран кольцевания;
- поставить переключатель «Автомат — Ручное» в положение «Ручное»;
- включить переключатель подкачивающих насосов вырабатываемых групп баков, при этом будет производиться выработка топлива из группы, симметричной группе с отказавшим насосом.

При переходе на расходование топлива из следующих по порядку выработки групп (определяется по загоранию синей лампочки этих групп) включить переключатель подкачивающих насосов этих групп. При этом не отказавший насос предыдущей группы будет работать на форсированном (кроме 0 группы) режиме и вырабатывать оставшееся топливо. После полной выработки топлива из группы, симметричной группе с отказавшим топливподкачивающим насосом, закрыть кран кольцевания, перейти на автоматическое управление выработкой топлива и продолжать полет.

При отказе в работе двух подкачивающих насосов одной из дежурных групп при наличии топлива в других группах необходимо выключить переключателем насосы отказавшей дежурной группы, открыть кран кольцевания и продолжать полет при автоматическом управлении подкачивающими насосами.

При этом необходимо следить за равномерностью выработки топлива из групп баков. При появлении неравномерности выработки топлива из групп баков устранить ее, как это указано в ст. 435.

434. В случае обесточивания всех подкачивающих топливных насосов топливной системы (не горят зеленые лампочки) в диапазоне высот 0—10000 м продолжать полет, исходя из запаса топлива, определяемого по табл. 27 и 28, и соблюдая следующее:

а) самолет перевести в горизонтальный полет (если обесточивание произошло в другом режиме полета) и продолжать полет на заданной высоте до ближайшего аэродрома посадки.

Таблица 27

Заправка групп баков в момент обесточивания топливоподкачивающих насосов	Все группы полные	I гр. пустая, остальные полные	I и II гр. пустые, остальные полные	I, II и III гр. пустые, остальные полные	I, II, III и IV гр. пустые, остальные полные
Количество топлива на самолете в момент обесточивания насосов, кг	11330 10620	7910 7460	6400 6040	4450 4200	2900 2740
Невырабатываемый остаток топлива на самолете при обесточенных насосах, кг	Произвести посадку на аэродроме вылета	5260	4180	2380	1460

В числителе дано количество топлива при заправке через верхние горловины, в знаменателе — при централизованной заправке.

б) переключатель топливомера СЭТС-260 установить в положение «Сумма» и при питании от аварийного источника тока определить запас топлива на самолете сразу после обесточивания (в том числе и располагаемого топлива для продолжения полета); количество невырабатываемого топлива на самолете Ан-12 при обесточенных насосах в зависимости от остатка топлива в топливной системе в момент обесточивания приведено в табл. 27; количество невырабатываемого топлива на самолетах Ан-12 и Ан-12Б с установленными подпружиненными обратными клапанами за насосами подкачки V групп и за передними насосами VI групп при обесточенных насосах в зависимости от остатка топлива в топливной системе в момент обесточивания приведено в табл. 28;

в) полет выполнять на режиме максимальной дальности с минимальными эволюциями и перегрузками;

г) избегать резкого изменения режима работы двигателей (температура перевода РУД по УПРТ не более 10—12° в секунду) и работы двигателей на режиме выше соответствующего 74° по УПРТ;

д) уход на второй круг допускается только в исключительных случаях;

е) во время выполнения самолетом эволюций при заходе на посадку и при посадке разрешается включать подкачивающие насосы дежурных (VI) групп баков, подключенных к аварийной сети самолета.

В случае обесточивания подкачивающих насосов одной половины крыла необходимо выполнять следующие дополнительные условия:

а) перейти на ручное управление подкачивающими насосами, для чего:

— переключатель «Автомат—Ручное» поставить в положение «Ручное»;

Таблица 28

Заправка групп баков топливом в момент обесточивания подкачивающих насосов	Самолет Ан-12						Самолет Ан-12Б					
	Все группы полные	I гр. пустая, остальные полные	I и II гр. пустые, остальные полные	I, II, III гр. пустые, остальные полные	I, II, III и IV гр. пустые, остальные полные	I, II, III и VI гр. пустые, остальные полные	Все группы полные	0 и I гр. пустые, остальные полные	0, I и II гр. пустые, остальные полные	0, I, II и III гр. пустые, остальные полные	0, I, II, III и IV гр. пустые, остальные полные	0, I, II и VI гр. пустые, остальные полные
Количество топлива на самолете в момент обесточивания насосов, кг	10290	7190	5790	4010	2585	2725	14130	8860	7460	5680	3560	5200
Невырабатываемый остаток топлива на самолете при обесточенных насосах, кг	Произвести посадку на аэродроме вылета	2300	2100	1800	1600	1400	Произвести посадку на аэродроме вылета	2900	2600	2400	2000	2500

Количество топлива дано при централизованной заправке.

Примечания: 1. При определении количества невырабатываемого топлива по таблицам считать пустыми группы баков, имеющие запас топлива менее 50% емкости группы.

2. Для определения невырабатываемого количества топлива на одну половину крыла необходимо невырабатываемое количество топлива, указанное в таблице, разделить на два.

— включить переключатель насосов вырабатываемой группы;

— переключателем «Выработка топлива из баков» отключить подкачивающие насосы половины крыла, имеющей неисправность;

б) в случае израсходования топлива самоотком из групп баков половины крыла с выключенными насосами до невырабатываемого остатка (согласно таблицам) необходимо своевременно открыть кран кольцевания для питания топливом всех двигателей из групп баков с работающими подкачивающими насосами;

в) при заходе на посадку подкачивающие насосы дежурной группы баков включить на форсированный (номинальный для Ан-12Б) режим;

г) до приземления пилотировать самолет так же, как и при равных количествах топлива в группах баков левой и правой половины крыла.

После приземления самолет стремится приобрести крен и разворот в сторону половины крыла, в которой осталось больше топлива. Направление, на пробеге выдерживать рулем направления, сблокированным с управлением передней ногой, и в случае необходимости — тормозами. При необходимости отклонить элероны против крена для уменьшения нагрузки на ногу шасси половины крыла с большим количеством топлива. Стремление к развороту в сторону половины крыла с большим количеством топлива практически не затрудняет руление.

Допустимая скорость бокового ветра (под углом 90° к ВПП) на посадке не более 15 м/сек.

435. При неравномерной выработке топлива из групп баков правой и левой половины крыла необходимо:

а) открыть кран кольцевания;

б) выключить подкачивающие насосы той половины крыла, из групп баков которой выработано топлива больше, для чего перекидной выключатель выработки топлива поставить из нейтрального положения в сторону той половины крыла, в группах баков которой осталось больше топлива;

в) после уравнивания количества топлива в группах баков левой и правой половины крыла включить подкачивающие насосы, поставив переключатель выработки топлива в нейтральное положение и закрыть кран кольцевания.

Предупреждение. Неравномерность выработки топлива (разница в количествах топлива в левых и правых группах) не должна превышать 500—600 кг. Если разница достигла 500—600 кг и невозможно ее уменьшить выключением подкачивающих насосов той половины крыла, в группах баков которой осталось меньше топлива, то неравномерность выработки следует уменьшать изменением режима работы двигателей (двигатели со стороны

половины крыла, в группах баков которой осталось больше топлива, должны работать на повышенном режиме, а двигатели с противоположной стороны — на пониженном режиме).

436. Причинами резкого уменьшения количества топлива по указателям топливомера и несоответствия их показаний данным расходомеров могут быть:

а) неисправность топливомера; в этом случае запас топлива контролировать по суммарным шкалам расходомеров;

б) наличие большой течи в одной из групп баков; в этом случае необходимо:

— открыть кран кольцевания;

— перейти на ручное управление топливной системой;

— переключателем «Выработка топлива из баков» отключить подкачивающие насосы половины крыла, имеющей исправные группы;

— перевести насос группы баков, в которой наблюдается резкое уменьшение количества топлива, на форсированный режим, для чего включить подкачивающий насос следующей по порядку выработки группы баков;

— выработать все топливо в неисправной группе, уравнивать количество топлива в левой и правой половинах крыла, перейти на автоматическое управление топливной системой и продолжать полет до ближайшего аэродрома.

437. В случае загорания в полете сигнальной лампочки «Топливный фильтр засорен» необходимо:

— усилить контроль за работой двигателя с засоренным топливным фильтром тонкой очистки;

— после посадки установить причину засорения топливного фильтра и в зависимости от установленной причины принять необходимые меры;

— заменить все фильтроэлементы тонкой очистки (даже если в полете загоралась только одна сигнальная лампочка «Топливный фильтр засорен»).

ЭКСПЛУАТАЦИЯ МАСЛЯНОЙ СИСТЕМЫ

Назначение и состав масляной системы

438. Масляная система служит для смазки и охлаждения трущихся деталей двигателя, управления воздушным винтом и автоматикой двигателя.

Каждая двигательная установка имеет свою самостоятельную маслосистему, включающую:

— масляный бак с дренажным бачком;

— маслорадиатор с системой эжекции и управления створкой туннеля;

— воздухоотделитель, маслонасосы, маслофильтры и сливные краны;

— систему флюгирования воздушного винта;

— контрольную и регулирующую аппаратуру;

— трубопроводы.

Маслосистема двигателей выполнена по короткозамкнутой схеме, в которой нагнетаемое в двигатель и откачиваемое из двигателя масло непрерывно циркулирует по замкнутому контуру, минуя масляный бак.

Первоначальное заполнение маслomagистралей двигателя, а также пополнение масла, израсходованного в системе, производятся из маслобака насосом подпитки.

Общая емкость маслосистемы каждого двигателя 110 л, из которых 59 ± 1 л составляет емкость маслобака, а остальная часть приходится на емкости маслосистем двигателя и винта, а также трубопроводов и радиатора.

Для поддержания рекомендуемой температуры масла на входе в двигатель ($70-80^\circ\text{C}$) и для предохранения маслорадиатора от действия повышенных давлений на самолете установлен автоматический регулятор температуры масла (АРТМ).

Система эжекции маслорадиатора служит для улучшения охлаждения выходящего из двигателей масла при температурах наружного воздуха $+25^\circ\text{C}$ и выше.

Управление кранами системы эжекции маслорадиаторов производится со щитка, установленного внизу на центральной панели приборной доски летчиков.

Контрольно-измерительные приборы маслосистемы обеспечивают:

- контроль давления масла в двигателе;
- контроль количества масла в баке;
- контроль температуры масла на входе в двигатель;
- контроль за состоянием подшипниковых узлов задних опор ротора двигателя.

Заправка маслобаков

439. Для смазки двигателей применяется смесь: 75% по объему трансформаторного масла ГОСТ 982—56 или авиационного масла МК-8 ГОСТ 6457—66 и 25% масла МК-22 или МС-20 ГОСТ 1013—49.

Количество масла в баке, необходимое для выполнения полета заданной продолжительности, определять по формулам:

$V_m = 47 + 1,2 T_{\text{пол}}$ — для самолетов с двигателями АИ-20А;

$V_m = 47 + 0,8 T_{\text{пол}}$ — для самолетов с двигателями АИ-20К;

$V_m = 39 + 0,8 T_{\text{пол}}$ — для самолетов с двигателями АИ-20М,

где V_m — объем масла в маслобаке, необходимый для выполнения полета, в литрах;

$T_{\text{пол}}$ — продолжительность полета в часах.

Минимальное количество масла в маслобаке перед запуском должно быть не менее:

47 л — для самолетов с двигателями АИ-20А и АИ-20К,

39 л — для самолетов с двигателями АИ-20М.

Максимально допустимое количество масла, заправляемого в маслобак, не должно превышать:

58 л — для самолетов с двигателями АИ-20А и АИ-20К,

52 л — для самолетов с двигателями АИ-20М.

Предупреждение. Дозаправку баков маслом производить через 5—10 мин после опробования и остановки двигателя.

Управление маслосистемой

(к ст. 385—393 данной Инструкции)

440. При температуре наружного воздуха выше $+25^\circ\text{C}$ после запуска двигателей поставить выключатели «Управление клапаном эжекции маслорадиатора» в положение «Открыто». Системой эжекции маслорадиатора пользоваться только на режимах от земного малого газа (0° по УПРТ) до 0,2 номинала (20° по УПРТ). При переходе на более высокие режимы работы двигателя систему эжекции выключить.

Предупреждение. Категорически запрещается взлет с включенной системой эжекции маслорадиатора.

При включенной системе эжекции маслорадиатора отбор воздуха от двигателя на другие нужды **запрещается**.

АЗС маслорадиатора и АЗС «АРТМ-64» включать, а переключатели П2-НПН-45 устанавливать в положение «Автомат» непосредственно перед запуском двигателей или перед проверкой системы.

Сразу же после выключения двигателей или окончания проверки системы регулирования температуры масла переключатели управления створками П2-НПН-45 установить в нейтральное положение, а АЗС «АРТМ-64» установить в положение «Отключено».

При проверке работы системы регулирования температуры масла на автоматическом режиме работы при холодном масле и выключенных двигателях переключатель П2-НПН-45 установить в нейтральное положение сразу же после достижения заслонкой крайнего положения «Закрыто», после чего АЗС «АРТМ-64» установить в положение «Отключено».

В том случае, если в полете наблюдается колебание заслонки маслорадиатора от полностью открытого до полностью закрытого положения (что можно заметить по указателю УЮЗ-4 или визуальным наблюдением), необходимо вручную открыть заслонку маслорадиатора на величину, соответствующую открытию заслонки симметричного двигателя (если на нем автомат АРТМ работает нормально), и оставить выключатель управления заслонкой в нейтральном положении.

В дальнейшем управлять заслонкой маслорадиатора вручную так, чтобы температура

масла на входе в двигатель поддерживалась в пределах 70—80°С.

441. Если при наборе высоты или при снижении происходит интенсивный уход масла в двигатель или в бак, необходимо перевести самолет в горизонтальный полет и, после того как установится постоянный уровень масла, продолжать набор или снижение. Если уровень масла в баке продолжает интенсивно убывать (давление масла в двигателе не падает), выключить двигатель и зафлюгировать винт краном гидроостанова; если винт не зафлюгировался, произвести флюгирование от кнопки КФЛ-37.

Минимальное количество масла в баке (на работающем двигателе), при котором обеспечивается работа двигателя в течение 1 ч, равно 32 л (по МЭС-1687В) или 29 л (по МЭС-1687Г). Этот остаток масла сигнализируется загоранием красной лампочки.

Предупреждения: 1. В случае падения давления масла ниже 4 кг/см² зафлюгировать винт от кнопки КФЛ-37 и выполнить все операции, изложенные в ст. 278—280.

2. При полетах с околонулевыми и отрицательными перегрузками допускается кратковременное (в течение 6—8 сек) снижение давления масла на входе в двигатель ниже 4 кг/см².

СИСТЕМА ТЕРМОСТРУЖКОСИГНАЛИЗАЦИИ ДВИГАТЕЛЯ

442. Система термостружкосигнализации двигателя предназначена для сигнализации момента появления стружки в масле и превышения температуры масла в задних подшипниковых узлах двигателя.

В состав данной системы входят:

- два термостружкосигнализатора, расположенные вместе с маслофильтрами магистрали отдачи масла от подшипника турбины и заднего подшипника компрессора;

- сигнальная лампочка «Винт застопорен. Стружка в двигателе», расположенная в кабине экипажа на средней панели приборной доски.

Сигнальная лампочка «Винт застопорен. Стружка в двигателе» загорается в случаях:

- появления стружки в двигателе;
- повышения температуры масла, выходящего из задних подшипниковых опор ротора двигателя;

- при застопоренном воздушном винте на остановленном двигателе.

В процессе всей эксплуатации двигателя на земле и в полете при растопоренном воздушном винте сигнальная лампочка «Винт застопорен. Стружка в двигателе» не должна гореть.

При загорании сигнальной лампочки «Винт застопорен. Стружка в двигателе» на работающем двигателе необходимо:

- а) на земле — двигатель остановить, выяснить причину, устранить дефект, после чего опробовать двигатель;

- б) в полете — проконтролировать по бортовым приборам параметры работы двигателя.

Если обнаружены отклонения параметров нормальной работы двигателя, двигатель остановить, винт зафлюгировать.

Если параметры работы двигателя соответствуют нормам ТУ, полет продолжать до ближайшего базового аэродрома, усилив контроль за работой двигателя.

ЭКСПЛУАТАЦИЯ ПРОТИВОПОЖАРНОЙ СИСТЕМЫ

Общие сведения

443. Противопожарная система самолета состоит из системы пожаротушения, системы пожарной сигнализации и системы нейтрального газа (НГ).

На самолете предусмотрены:

- сигнализация о возникновении пожара во внутренних полостях двигателей (система ССП-7), в отсеках двигателей, топливных баках и турбогенератора (система ССП-2А);

- тушение пожара во внутренних полостях и в подкапотном пространстве двигателей, в отсеках крыла, в отсеке турбогенератора и в кабинах самолета;

- заполнение надтопливного пространства всех топливных баков нейтральным газом.

Оборудование противопожарной системы состоит из пяти огнетушителей ОС-8М и восьми ОС-2, заряженных составом «3,5» или «Фреон 114В-2»; блоков электромагнитных распределительных кранов; распылительных коллекторов и трубопроводов; систем пожарной сигнализации ССП-2А и ССП-7; от четырех до десяти (в зависимости от модификации самолета) баллонов ОСУ-5, заряженных углекислотой; дозирующих и обогревных устройств системы НГ; аппаратуры управления и проверки исправности противопожарной системы и пяти ручных углекислотных огнетушителей типа «ОУ».

При исправных системах пожаротушения и пожарной сигнализации в случае пожара в любом отсеке (в подкапотном пространстве двигателя, в отсеке крыла или турбогенератора) разрядка первой очереди огнетушителей происходит автоматически. Одновременно загорается красная лампочка-кнопка, указывающая место пожара, и гаснут две желтые лампочки разрядившихся огнетушителей.

В случае возникновения пожара внутри двигателя по сигналу датчиков системы пожарной сигнализации ССП-7 автоматически срабатывают два огнетушителя ОС-2 и огнегасящий состав заполняет внутренние полости лобового картера, подшипников компрессора и турбины. Одновременно с этим откроется рас-

пределительный кран и автоматически срабатывает первая очередь огнетушителей ОС-8М основной системы пожаротушения в подкапотное пространство соответствующего двигателя.

При срабатывании системы пожаротушения от системы сигнализации ССП-7 загораются красная лампочка сигнализации пожара внутри двигателя, красная лампа-кнопка соответствующего двигателя, гаснут желтая сигнальная лампочка-кнопка и желтые сигнальные лампочки разрядившихся огнетушителей.

Примечания: 1. Если на самолете отключена автоматическая подача огнегасящего состава от системы ССП-7, то тушение пожара внутри двигателя осуществляется вручную нажатием на желтую лампу-кнопку тушения пожара внутри двигателя, расположенную на приборной доске.

2. Загорание красной лампы-кнопки обозначает открытие соответствующего электромагнитного распределительного крана; после окончания пожара эта лампа не гаснет.

На самолетах с установленными в подпольном пространстве фюзеляжа тремя дополнительными топливными баками в противопожарной системе выполнены следующие изменения:

1. Сделан подвод НГ во все три подпольных топливных бака; в связи с этим на самолете установлены дополнительно 4 баллона ОСУ-5 с обогревными чехлами, размещенные в районе шпангоутов 26—30 по правому борту.

В системе НГ установлены электромагнитный кран, два обратных клапана и три жиклера диаметром 0,8 мм (по одному на каждом баке).

2. В переднем и заднем отсеках дополнительных баков установлено по 9 датчиков системы ССП-2А. Сигнал о пожаре выдается на лампу-кнопку переднего или заднего отсека.

Аппаратура управления пожаротушением, подачи НГ в дополнительные баки и проверки исправности цепей сигнализации пожара установлена на дополнительных щитках (рис. 43).

3. В системе пожаротушения предусмотрена отдельная подача огнегасительного состава в передний и задний отсеки дополнительных баков из основной самолетной системы через дополнительно установленный электромагнитный распределительный кран.

Проверка исправности системы пожаротушения и пожарной сигнализации

(к ст. 15—17 данной Инструкции)

444. Проверку исправности системы пожаротушения и пожарной сигнализации (рис. 43) производить перед каждым опробованием двигателей перед полетами в такой последовательности:

— проверить наличие красных очков сигнализации саморазрядки баллонов ОС-8М, ОСУ-5;

— проверить наличие ручных огнетушителей на своих местах и их пломбировку;

— проверить зарядку огнетушителей ОС-8М и ОС-2 в соответствии с данными, приведенными в табл. 29 и 30;

— поставить главный выключатель системы пожаротушения на центральной приборной доске (рис. 43) в положение «Проверка», а выключатель отключения кранов пожаротушения при проверке — в положение «Краны отключены»;

— включить АЗС противопожарного обо-

Таблица 29

Огнегасящий состав „3,5“

Температура окружающей среды (огнетушителя), °С	—60	—50	—40	—30	—20	—10	0	10	15	20	30	40	50	60
Нормальное давление в огнетушителе (не менее), кг/см ²	44	49	53	58	64	70	76	82	85	89	96	103	112	121
Минимальное допустимое в эксплуатации давление в огнетушителе, кг/см ²	39	43	47	51	56	61	66	72	75	78	84	91	98	105

Таблица 30

Огнегасящий состав „Фреон 114В-2“

Температура наружного воздуха, °С	—60	—50	—40	—30	—20	—10	0	10	20	30	40	50	60
Давление в огнетушителе (допуск ± 5 кг/см ²), кг/см ²	60	63	68	72	77	82	88	94	100	107	114	121	136

дования; при исправной системе все желтые лампочки сигнализации исправности электроцепи пиропатронов огнетушителей ОС-8М и ОС-2 должны гореть, а красные сигнальные лампочки и лампы-кнопки гореть не должны; в случае загорания красных лампочек

лампочка пожара внутри двигателя и красная лампа-кнопка отсека двигателя или одна красная лампа-кнопка, соответствующая данному переключателю; после отпускания переключателя красная сигнальная лампочка и лампа-кнопка погаснут; при кратковременном

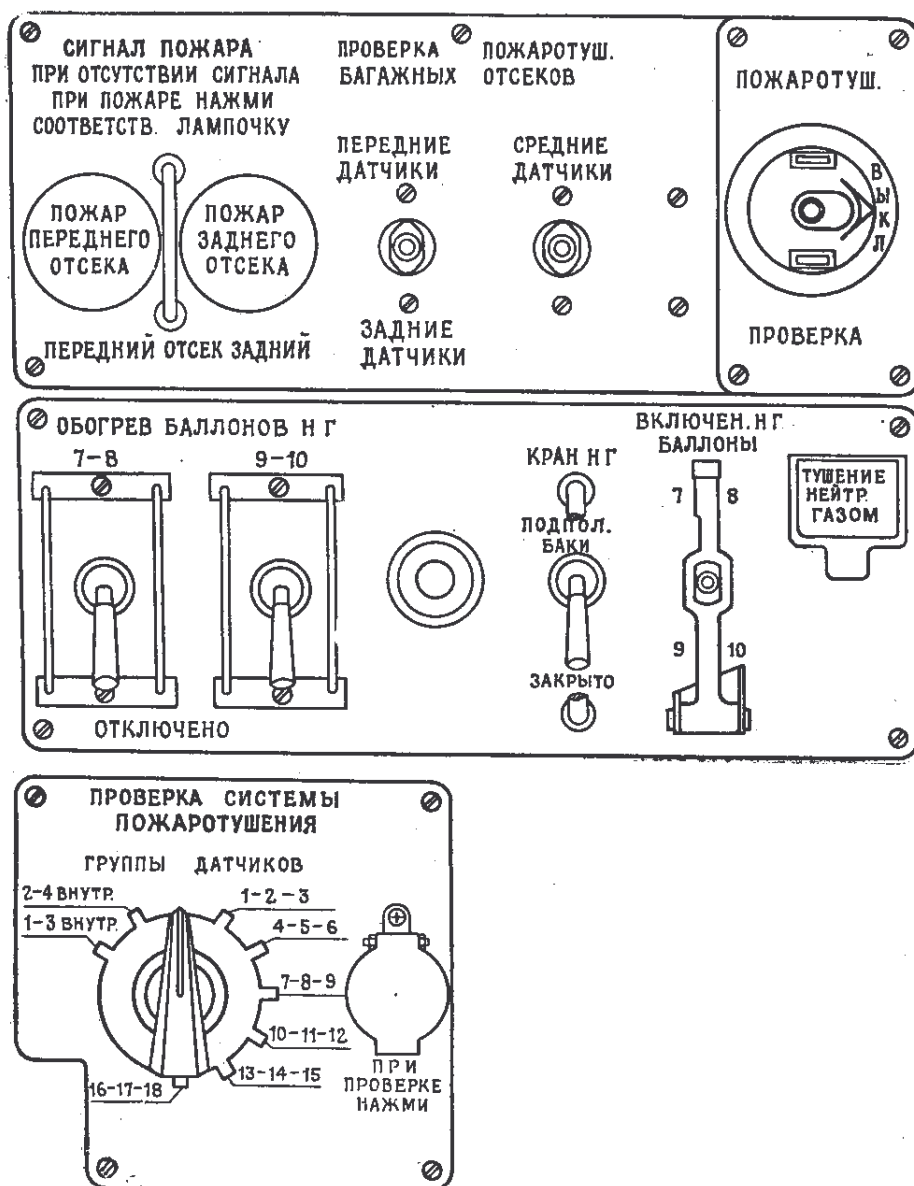


Рис. 43. Щитки управления системами пожаротушения и НГ подпольных топливных баков

и ламп-кнопок дальнейшую проверку прекратить, выяснить и устранить неисправность;

— проверить исправность систем сигнализации ССП-2А и ССП-7 по кратковременному загоранию красных ламп-кнопок и красных сигнальных лампочек от переключателей проверки, установленных на щитке проверки системы пожаротушения, для чего кратковременно нажать любой переключатель проверки датчиков ССП-7 или датчиков системы ССП-2А, установленных в отсеках двигателей; при этом загорается красная сигнальная лам-

нажати любого переключателя проверки датчиков системы ССП-2А, установленных в отсеках крыла и турбогенератора, загорится красная лампа-кнопка соответствующего отсека; после отпускания переключателя лампа-кнопка гаснет (лампа-кнопка отсека турбогенератора не гаснет);

— проверить поочередно все группы датчиков системы пожарной сигнализации каждого защищаемого от пожара отсека самолета в соответствии с изложенным в предыдущем пункте;

— поставить выключатель кранов пожаротушения в положение «Краны включены».

Примечания: 1. На самолетах более поздних серий на щитке проверки системы пожаротушения вместо нажимных переключателей установлен галетный переключатель с кнопкой.

2. Если на самолете отключена автоматическая подача огнетушащего состава от системы ССП-7, то при проверке датчиков сигнализации пожара внутри двигателя загорается одна красная лампочка;

— нажать поочередно лампы-кнопки всех защищаемых от пожара отсеков; при исправной системе лампы-кнопки загораются и должны гореть после отпускания кнопок, что указывает на открытие распределительных кранов; при проверке во избежание срабатывания огнетушителей ОС-8М нажимать кнопки пожаротушения **запрещается**;

— поставить главный выключатель системы пожаротушения в положение «Выключено», при этом красные лампы-кнопки и желтые лампочки погаснут;

— установить главный выключатель в положение «Пожаротушение», при этом загораются желтые лампочки сигнализации исправности электроцепи пиропатронов огнетушителей — система готова к действию.

445. Проверку системы пожаротушения и пожарной сигнализации отсеков дополнительных топливных баков производить после проверки основной системы пожаротушения и пожарной сигнализации.

Порядок проверки:

— переключатель ЗППН-45 на дополнительной щитке поставить в положение «Проверка», а выключатель кранов пожаротушения — в положение «Краны отключены»;

— кратковременно поставить переключатель (нажимного типа) контроля исправности цепей системы пожарной сигнализации отсеков дополнительных топливных баков в положение «Передние датчики» и отпустить его (переключатели находятся на дополнительном щитке); при этом должны загореться лампы-кнопки сигнализации пожара в отсеках дополнительных баков, которые гаснут после отпускания переключателя.

Аналогично проверить исправность цепей системы пожаротушения «Средние датчики» и «Задние датчики»;

— поставить выключатель кранов пожаротушения в положение «Краны включены»;

— нажать поочередно лампы-кнопки отсеков переднего и заднего дополнительных топливных баков; при исправной системе лампы-кнопки загораются и лампочки горят после отпускания кнопок, что указывает на открытие распределительных кранов; при проверке во избежание срабатывания огнетушителей ОС-8М нажимать кнопки пожаротушения **запрещается**;

— поставить переключатель ЗППН-45 в положение «Выключено» (нейтральное положение), при этом лампы-кнопки погаснут;

— установить главный выключатель и переключатель ЗППН-45 в положение «Пожаротушение». Загораются желтые лампочки сигнализации исправности электроцепи пиропатронов огнетушителей — система готова к действию.

Предупреждения: 1. До устранения дефекта в противопожарной системе главный выключатель и переключатель ЗППН-45 во избежание автоматического срабатывания первой очереди огнетушителей в положение «Пожаротушение» не включать.

2. При нахождении главного выключателя или переключателя ЗППН-45 в положении «Пожаротушение» и при включенных АЗС противопожарного оборудования **запрещается** нажимать лампы-кнопки и переключатели проверки во избежание автоматического срабатывания первой очереди огнетушителей ОС-8М и ОС-2.

446. Проверку исправности цепи пироголовок баллонов ОСУ-5 производить следующим образом:

— переключатель на щитке «Проверка системы НГ» (под колпачком) перевести из положения «Работа» в положение «Проверка»;

— установить галетный переключатель в положение «1» шкалы «Пироголовки НГ пожаротушения» или шкалы «Пироголовки НГ»; при исправной цепи пироголовки 1-го баллона горит зеленая лампочка;

— аналогично последовательно проверить исправность цепей всех пироголовок баллонов ОСУ-5 по горению зеленой лампочки;

— после проверки исправности всех пироголовок выключить галетный переключатель, а переключатель под колпачком установить в положение «Работа».

Подготовка системы НГ перед выполнением боевого полета

(к ст. 15—17 данной Инструкции)

447. Предполетная подготовка системы НГ выполняется старшим бортехником в такой последовательности:

а) при отрицательной температуре наружного воздуха включить обогрев всех баллонов нейтрального газа (НГ) на время, указанное в табл. 31;

Таблица 31

Температура наружного воздуха, °C	—50	—40	—30	—20	—10	0
Время подогрева баллонов, ч. мин	2.30	2.00	1.30	1.00	0.30	Не греть

Примечание. За время, указанное в таблице, обеспечивается подогрев баллонов до 0°С. Подогрев баллонов НГ может производиться во время подогрева и опробования двигателей. (При задержке вылета производится повторный подогрев баллонов; за 1 ч баллоны охлаждаются на 5°С, а при включении обогрева нагреваются на 5°С за 15 мин.)

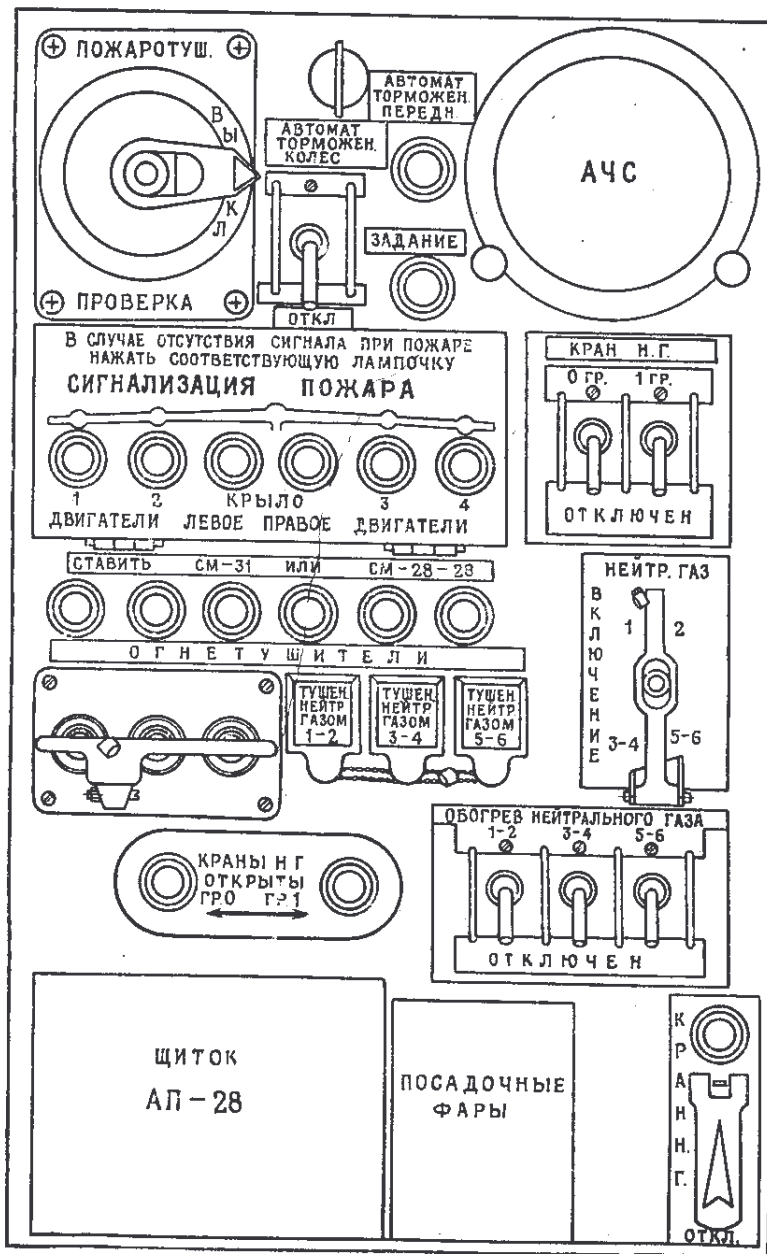


Рис. 44. Щитки управления системами пожаротушения и НГ

б) путем включения выключателей управления кранами подачи НГ в нулевые (0), I и подпольные группы топливных баков (рис. 44 и 45) убедиться в исправности кранов по загоранию лампочек сигнализации;

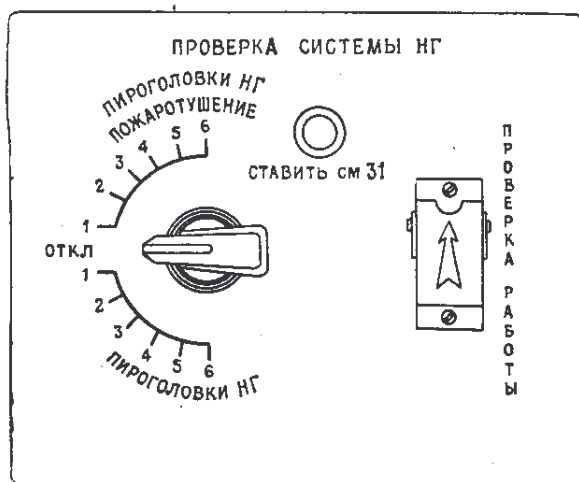


Рис. 45. Щиток управления проверкой системы НГ

в) слить отстой из отстойников системы НГ, закрыть краны и законтрить их; во время слива отстоя должны быть открыты краны подачи НГ в нулевые и I группы топливных баков.

Управление системой НГ в полете (к ст. 388—393 данной Инструкции)

448. Система НГ включается в полете на боевое задание. Управление системой НГ в полете состоит из управления разрядкой баллонов и управления кранами подачи НГ.

449. Управление разрядкой баллонов производится следующим образом:

а) на предварительном старте выключателями на средней панели приборной доски включить обогрев и разрядку первого и второго баллонов; при отрицательных температурах обогрев этих баллонов включать за 10 мин до начала разрядки;

б) через 1 ч после начала разрядки первого и второго баллонов включить обогрев третьего и четвертого баллонов (вторая очередь);

в) через 2 ч после начала разрядки первого и второго баллонов включить разрядку третьего и четвертого баллонов (второй очереди);

г) через 3 ч после начала разрядки первого и второго баллонов выключить их обогрев;

д) включение последующих очередей баллонов производится в таком же порядке, как и включение второй очереди после первой;

ж) после посадки и заруливания на стоянку выключить обогрев последней очереди разряжающихся баллонов НГ после полной их разрядки; обогрев предыдущих очередей выключить, если они не отключались в полете.

Управление кранами подачи НГ производится следующим образом: непосредственно после включения первой очереди баллонов системы НГ на разрядку выключателями на средней панели приборной доски открыть кран подачи нейтрального газа в нулевые группы топливных баков (кессон-баки). Открытие кранов системы НГ контролируется по загоранию соответствующих зеленых сигнальных лампочек.

По окончании выработки топлива из нулевых групп топливных баков кран подачи в них нейтрального газа закрыть и открыть кран подачи нейтрального газа в дополнительные подпольные баки.

По окончании выработки топлива из дополнительных баков закрыть кран подачи в них нейтрального газа, открыть кран подачи нейтрального газа в основную систему.

450. Перед каждым снижением самолета при изменении эшелона необходимо включать кран подачи нейтрального газа в нулевые (0), I топливные группы и дополнительные топливные баки на время снижения (независимо от того, есть топливо в баках или нет), а при снижении на высоту десантирования необходимо открыть указанные краны за 10 мин до начала снижения и выключить их через 7—8 мин после снижения.

После посадки и заруливания на стоянку оставить включенным только кран подачи НГ в основную систему до полной разрядки разряжающейся группы баллонов НГ.

Примечание. Если кран подачи НГ в основную систему не включался, включить его. Выключение крана произвести после полной разрядки разряжающейся группы баллонов НГ.

Управление системой пожаротушения при пожаре

451. При возникновении пожара в отсеке двигателя или внутри двигателя и при исправных системах пожаротушения и пожарной сигнализации (первая очередь ОС-8М и ОС-2 сработали автоматически) командир экипажа подает команду на флюгирование винта и применение системы пожаротушения.

По этой команде старший бортовой техник обязан:

— зафлюгировать винт нажатием кнопки КФЛ-37; если винт не зафлюгировался, произвести флюгирование краном гидроостанова;

— подать команду воздушному радисту выключить генераторы переменного и постоянного тока аварийного двигателя;

— закрыть пожарный (топливный) кран аварийного двигателя;

— проверить результаты тушения пожара автоматически сработавшими огнетушителями, для чего через 10 сек после того, как погаснут желтые лампочки огнетушителей, поставить главный выключатель противопожарной системы в положение «Выключено» с последующим

переключением в положение «Пожаротушение»; если после проверки горевшая красная сигнальная лампочка-кнопка (лампочка) не загорается, то пожар в данном отсеке (или внутри двигателя) ликвидирован, в противном случае необходимо открыть предохранитель кнопок огнетушителей и нажать кнопку разрядки второй очереди огнетушителей (желтые лампочки сработавших огнетушителей погаснут).

Через 10 сек проверить результаты тушения пожара. Если пожар в данном отсеке не ликвидирован, то разрядить третью очередь огнетушителей основной системы и при необходимости баллоны ОСУ-5 системы НГ, для чего необходимо нажать кнопки, находящиеся под колпачками с надписью «Тушение нейтральным газом».

Помощник командира экипажа обязан закрыть отбор воздуха от двигателя, на котором произошел пожар.

Предупреждения: 1. На ранее выпущенных самолетах, где каждый огнетушитель срабатывает от самостоятельной кнопки, необходимо нажимать две кнопки для разрядки одновременно двух огнетушителей.

2. Главный выключатель системы пожаротушения в положение «Выключено» раньше, чем через 10 сек после срабатывания огнетушителей, не ставить, так как в этом случае при обесточивании системы распределительный кран закроется и оставшееся в трубопроводах давление не позволит вновь открыть электромагнитный распределительный кран.

452. На самолетах, на которых отключена автоматическая подача огнегасительного состава от системы ССП-7, в случае возникновения пожара внутри двигателя (загорелась красная лампочка «Пожар в двигателе») командир экипажа подает команду на флюгирование винта и применение системы пожаротушения.

По этой команде старший бортовой техник обязан:

— зафлюгировать винт нажатием кнопки КФЛ-37; если винт не зафлюгировался, произвести флюгирование краном гидроостанова;

— нажать желтую лампочку-кнопку разрядки огнетушителей ОС-2; при этом погаснут желтые лампочки двух разрядившихся огнетушителей; одновременно загорится красная лампочка-кнопка, откроется электромагнитный кран и автоматически сработают огнетушители ОС-8М первой очереди в подкапотное пространство данного двигателя, погаснут желтые лампочки разрядившихся огнетушителей;

— подать команду воздушному радисту выключить генераторы переменного и постоянного тока аварийного двигателя;

— закрыть пожарный (топливный) кран аварийного двигателя;

— внимательно следить за лампочкой «Пожар в двигателе»; если лампочка погасла, пожар ликвидирован; для приведения системы пожаротушения в исходное положение необходимо не ранее, чем через 10 сек после срабатывания ОС-8М первой очереди, поставить главный выключатель пожаротушения в положение «Выключено», а затем в положение «Пожаротушение».

453. В случае возникновения пожара в отсеках крыла, турбогенератора или в отсеках дополнительных топливных баков и автоматического срабатывания первой очереди огнетушителей командир экипажа дает команду старшему бортовому технику проверить результаты тушения пожара первой (автоматической) очередью огнетушителей.

Если после проверки красная лампочка-кнопка загорается снова, то старший бортовой техник обязан разрядить в очаг пожара следующую очередь огнетушителей согласно ст. 451 до полной ликвидации очага пожара.

454. В случае когда пожар обнаружен, а система пожарной сигнализации не сработала, командир экипажа обязан при пожаре в отсеке двигателя дать команду старшему бортовому технику на флюгирование винта и применение системы пожаротушения.

По этой команде старший бортовой техник обязан:

— зафлюгировать винт нажатием кнопки КФЛ-37; если винт не зафлюгировался произвести флюгирование краном гидроостанова;

— закрыть пожарный кран;

— подать команду воздушному радисту выключить генераторы переменного и постоянного тока аварийного двигателя;

— поставить главный выключатель в положение «Проверка», нажать лампочку-кнопку соответствующего отсека и при загорании ее разрядить вторую очередь огнетушителей в очаг пожара;

— через 10 сек проверить результаты тушения пожара визуально и путем постановки главного выключателя в положение «Выключено», а затем в положение «Пожаротушение»; если пожар не ликвидирован, нажать лампочку-кнопку разрядки огнетушителей ОС-2 (при этом также разрядятся огнетушители первой очереди); при необходимости разрядить огнетушители третьей очереди в той же последовательности, что и второй очереди, а также баллоны ОСУ-5 системы НГ.

При пожаре в отсеках крыла, турбогенератора или в отсеках дополнительных топливных баков командир экипажа должен дать команду старшему бортовому технику разрядить вторую очередь огнетушителей в очаг пожара в последовательности, изложенной выше. Желтые лампочки разрядившихся огнетушителей погаснут.

455. При пожаре в кабине необходимо потушить пожар ручными огнетушителями, находящимися на борту самолета.

Для приведения огнетушителя в действие необходимо:

- повернуть раструб в направлении огня;
- нажать до отказа спусковой крючок;
- подвести выбрасываемую в снегообразном виде углекислоту к огню, начиная с края;
- зону пожара перекрывать с края по всей площади, остерегаясь выброса пламени при прямой подаче углекислоты на горящее вещество. После ликвидации пожара спусковой крючок отпустить — выброс углекислоты прекратится.

В случае возникновения пожара в электропотребителе немедленно обесточить его.

456. При возникновении пожара на самолете во время нахождения на стоянке тушить пожар следует в первую очередь самолетными средствами пожаротушения в последовательности, аналогичной тушению пожара в воздухе, а при необходимости — и наземными средствами пожаротушения.

ЭКСПЛУАТАЦИЯ ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

Состав гидравлической системы

457. Гидравлическая система самолета состоит из двух самостоятельных систем — правой и левой.

Обе системы закольцованы. При помощи крана кольцевания правая система может питать все потребители левой системы, а левая система может питать магистрали управления передними колесами, стеклоочистителя, аварийного торможения колес, люка кабины экипажа и закрылков правой системы. Для большей надежности управление основными механизмами дублировано, т. е. может производиться как от правой, так и от левой системы. Кроме того, имеется система ручного насоса. Нормальное рабочее давление в системах 150 кг/см^2 .

Рабочая жидкость — масло АМГ-10. Общий объем гидросистем равен приблизительно 120 л. Полная емкость каждого гидробака составляет 38 л. Нормальное рабочее количество жидкости в каждом гидробаке 20—22 л.

Правая система

Давление рабочей жидкости в правой системе создается двумя плунжерными гидронасосами переменной производительности, установленными по одному на правых двигателях, с максимальной производительностью 28 л/мин каждый. Правая система предназначена для выполнения следующих операций:

- выпуска и уборки закрылков;
- уборки и выпуска шасси с открытием и закрытием створок;
- открытия и закрытия створок грузолюка;
- открытия и закрытия створки кормового люка;
- открытия и закрытия створок спецлюков;
- управления передними колесами;

— управления рулевыми машинками автопилота;

- управления стеклоочистителями;
- аварийного управления тормозами колес;
- аварийного открытия и закрытия люка кабины экипажа.

Примечание. При открытии крана на уборку шасси давление по аварийной тормозной магистрали поступает на затормаживание колес.

Левая система

Давление рабочей жидкости в левой системе создается двумя шестеренчатыми гидронасосами, установленными по одному на левых двигателях, с максимальной производительностью 19,5 л/мин каждый. Левая система предназначена для выполнения следующих операций:

- выпуска и уборки закрылков;
- торможения колес;
- открытия и закрытия люка кабины экипажа;
- аварийного открытия и закрытия створок шасси;
- аварийной уборки и выпуска шасси;
- аварийного открытия и закрытия створок грузолюка;
- аварийного открытия и закрытия створок спецлюков;
- аварийного флюгирования винтов и останова двигателей.

На самолетах, имеющих в левой системе насосную станцию 465 МТВ, уборка и выпуск шасси и закрылков, открытие и закрытие аварийного люка, спецлюков, грузолюка могут быть произведены с помощью этой станции. Включается она с правого пульта кабины экипажа.

Работоспособность каждого из двух гидронасосов в правой и левой системах можно проверять по создаваемому ими давлению. С этой целью запуск и выключение всех четырех двигателей при подготовке к полету всегда выполнять в следующем порядке по принятой нумерации двигателей: 1—4—3—2. При таком же порядке запуска и выключения двигателей последовательно проверяется исправность всех четырех насосов по манометрам левой и правой систем.

Система ручного насоса

Давление рабочей жидкости в системе создается ручным насосом НР-01. Жидкость для системы ручного насоса может использоваться из гидробаков левой и правой систем или из любой емкости (бидона). Подключение ручного насоса к указанным емкостям производится при помощи трехпозиционного крана.

Система ручного насоса предназначена для выполнения при наземных работах и в аварийных случаях в полете следующих операций:

- открытия створок шасси;
- выпуска передней ноги шасси;
- выпуска основных ног шасси;
- закрытия створок шасси;
- открытия створок грузового люка;
- закрытия створок грузового люка;
- выпуска закрылков.

Кроме того, ручной насос используется для:

- создания давления в левой гидросистеме;
- заполнения жидкостью правого гидробака;
- заполнения жидкостью левого гидробака;
- зарядки гидроаккумулятора правой системы;
- зарядки гидроаккумулятора левой системы;
- перекачки жидкости из одного бака в другой.

Основная работа ручным насосом должна производиться при его питании из левого гидробака.

В полете при отсутствии жидкости в гидробаках через систему ручного насоса может прокачиваться топливо двигателей (керосин) из топливных баков самолета. Включение ручного насоса для работы на топливе осуществляется краном ГА-98/1. Выключатель управления краном находится на центральной приборной доске.

Управление шасси

458. Для уборки (выпуска) шасси от правой гидросистемы необходимо:

а) расконтрить и перевести ручку управления краном шасси в положение «Уборка» («Выпуск»), при этом:

- погаснет зеленое табло «Створки закрыты»;
- загорится красная лампочка «Створки открыты»;
- погаснут зеленые (красные) лампочки положения шасси;
- за 15—20 сек уберется (за 10—15 сек выпустится) шасси;
- загорятся красные (зеленые) лампочки положения шасси;
- погаснет красная лампочка «Створки открыты»;
- загорится зеленое табло «Створки закрыты»;

б) после загорания табло «Створки закрыты» выдержать ручку управления краном шасси в положении «Уборка» («Выпуск») не менее 5 сек, убедиться в соответствии сигнализации положению шасси, перевести ее в нейтральное положение и законтрить.

Предупреждения: 1. Если при постановке в нейтральное положение ручка управления краном шасси по ошибке будет переведена из одного крайнего положения в другое, необходимо поставить ее в нейтральное положение, выдержать 5 сек, затем перевести в положение, соответствующее операции, которая выполнялась (в чем убедиться по сигнализации), и после ее завершения и выдержки 5 сек поставить ручку в нейтральное положение и законтрить.

2. При выпуске или уборке шасси с левого (центрального) пульта ручка управления краном шасси на правом пульте должна находиться в нейтральном положении и наоборот.

459. Для выпуска шасси от правой гидросистемы в случае обесточивания самолета или отказа электрического привода кранов ГА-142/1 (шасси) и ГА-140 (створки) необходимо (рис. 46):

- снять защитный колпачок с кнопки крана шасси на «Выпуск», нажать кнопку до отказа и удерживать ее в этом положении (откроются створки и выпустится шасси);
- снять защитный колпачок с кнопки крана створок и нажать ее (закроются створки);
- через 5 сек после закрытия створок вначале отпустить кнопку крана шасси, а затем кнопку крана створок.

Контроль за открытием створок, выпуском шасси и закрытием створок — визуальный, через смотровые лючки.

Предупреждение. При загрузке самолета предусматривать возможность подхода к кранам шасси и створок.

460. Для выпуска (уборки) шасси от правой гидросистемы в случае отказа блокировки включения крана створок ГА-140 (створки не открываются при постановке ручки управления краном шасси в положение «Выпуск» или «Уборка») необходимо:

- расконтрить выключатель «Отключение автоматики закрытия створок шасси» на пульте правого летчика;
- перевести этот выключатель в положение «Выключено»;
- расконтрить и перевести ручку управления краном шасси на выпуск (уборку);
- после того как откроются створки и выпустится (уберется) шасси, выдержать ручку управления краном шасси в заданном положении 5 сек;
- перевести выключатель створок в положение «Включено», при этом створки закроются;
- через 5 сек после закрытия створок перевести ручку управления краном шасси в нейтральное положение и законтрить;
- законтрить выключатель «Отключение автоматики закрытия створок шасси».

461. Для выпуска шасси от левой гидросистемы необходимо:

- а) открыть крышку переключателя открытия створок (на правом пульте);
- б) расконтрить ручку управления краном выпуска шасси и закрытия створок шасси (сблокированный переключатель открытия створок шасси переводится в положение «Створки открыты»), при этом:
- погаснет табло «Створки закрыты»;

- через 2—3 сек откроются створки;
- загорится лампочка «Створки открыты»;
- в) выдерживать открытое положение створок не менее 5 сек, после чего ручку управления краном шасси перевести в положение «Выпуск», при этом:
 - погаснут красные лампочки;
 - через 12—14 сек выпустится шасси;
 - загорятся зеленые лампочки;

должна находиться в нейтральном положении.

462. Уборка шасси от левой гидросистемы производится только в случаях крайней необходимости в такой последовательности:

- а) открыть крышку переключателя открытия створок на пульте правого летчика;
- б) открыть крышку крана «Аварийная уборка шасси» на полу у кресла радиста и снять

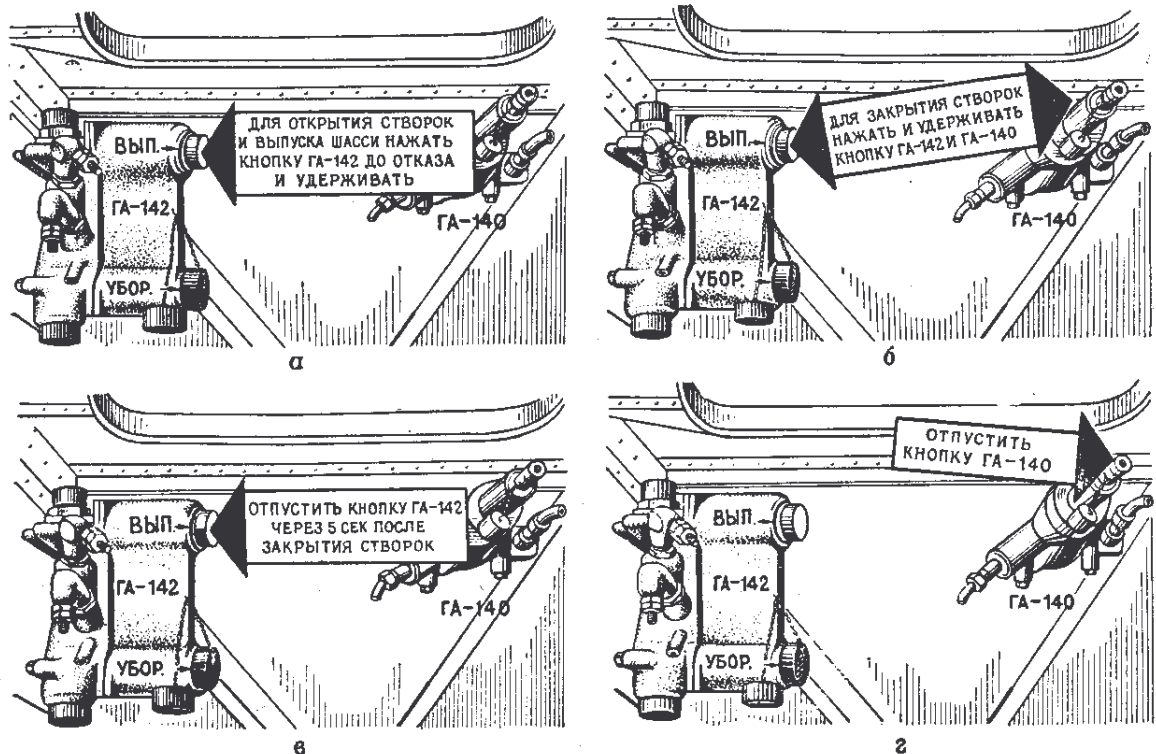


Рис. 46. Порядок действия при выпуске шасси и закрытии створок при обесточенных кранах ГА-142 и ГА-140

г) выдерживать ручку управления краном не менее 5 сек и перевести ее в нейтральное положение:

— законтрить ручку управления краном выпуска шасси и закрытия створок, при этом переключатель открытия створок шасси переводится в нейтральное положение;

е) перевести ручку управления краном шасси и закрытия створок в положение «Закрытие створок шасси», предварительно нажав на ее головку, при этом:

- погаснет лампочка «Створки открыты»;
- через 2—3 сек закроются створки;
- загорится табло «Створки закрыты»;

ж) выдерживать ручку управления краном в положении «Закрытие створок» не менее 5 сек, проверить по сигнализации положение створок и перевести ручку в нейтральное положение;

з) закрыть крышку переключателя открытия створок шасси.

Предупреждение. При выпуске или уборке шасси от левой системы ручка управления краном шасси правой системы

защитный колпачок с кнопки «Уборка шасси»;

в) расконтрить ручку управления краном выпуска шасси и закрытия створок шасси (сблокированный переключатель открытия створок шасси переводится в положение «Створки открыты»), при этом:

- погаснет табло «Створки закрыты»;
- через 2—3 сек створки откроются;
- загорится лампочка «Створки открыты»;

г) выдерживать открытое положение створок не менее 5 сек и нажать кнопку «Уборка шасси» до упора, удерживая ее нажатой до конца цикла уборки шасси, при этом:

- погаснут зеленые лампочки;
- через 14—17 сек уберется шасси;
- загорятся красные лампочки;

д) выдерживать кнопку в нажатом положении после загорания красных лампочек в течение не менее 5 сек и отпустить ее;

е) законтрить ручку управления краном выпуска шасси и закрытия створок, при этом переключатель открытия створок шасси переводится в нейтральное положение;

ж) нажать на головку ручки управления краном выпуска шасси и перевести ее в положение «Закрытие створок», при этом:

- погаснет лампочка «Створки открыты»;
- через 2—3 сек створки закроются;
- загорится табло «Створки закрыты»;

з) выдержать ручку управления краном в положении «Закрытие створок» не менее 5 сек и перевести ее в нейтральное положение;

и) закрыть крышку переключателя открытия створок шасси, надеть защитный колпачок на кнопку «Уборка шасси» и закрыть крышку «Аварийная уборка шасси».

463. В случае отказа сигнализации шасси контроль за открытием створок, выпуском шасси и закрытием створок осуществляется визуально через смотровой люк под полом на шпангоуте № 9 и смотровые люки на шпангоуте № 27.

В случае когда зеленые лампочки выпущенного положения шасси исправны, но не загораются при выпущенном положении шасси или не гаснут при ряде повторных уборок, следует произвести посадку с подачей давления в цилиндры выпуска шасси, т. е. «дожать» шасси от левой гидросистемы. Для этого помощник командира экипажа, убедившись в том, что рукоятки кранов управления шасси от правой системы стоят в нейтральном положении, должен сделать следующее:

— дать команду воздушному радисту на выключение АЗС аварийного управления створок шасси;

— открыть крышку аварийного управления шасси;

— расконтрить ручку управления краном «Выпуск шасси и закрытие створок»;

— нажать на головку ручки управления краном «Выпуск шасси и закрытие створок» и перевести ее в положение «Выпуск шасси».

Положение ручки крана на «Выпуск шасси» сохранить до полной остановки самолета после посадки.

Предупреждение. Если табло «Створки шасси закрыты» не горит, то перед постановкой ручки крана выпуска шасси и закрытия створок в положение «Выпуск шасси» перевести ее в положение «Закрытие створок». Убедившись в закрытии створок, перевести ручку крана в положение «Выпуск шасси» на дожатие.

464. Для открытия створок и выпуска шасси от левой гидросистемы при отказе электрического привода крана необходимо:

а) открыть крышку переключателя открытия створок (на пульте правого летчика);

б) расконтрить ручку управления краном выпуска шасси и закрытия створок шасси, при этом переключатель открытия створок шасси переводится в положение «Створки открыты»;

в) открыть крышку крана «Аварийная уборка шасси» на полу у кресла радиста, снять защитный колпачок с кнопки «Открытие створок»;

г) нажать кнопку «Открытие створок» до

упора, удерживая ее нажатой до конца цикла открытия, т. е. до загорания лампочки «Створки открыты»;

д) выдержать кнопку в нажатом положении после загорания сигнальной лампочки в течение 5 сек и отпустить ее;

е) перевести ручку управления краном выпуска шасси и закрытия створок в положение «Выпуск шасси» и выдержать в таком положении до загорания сигнальных лампочек (зеленых);

ж) выдержав ручку управления краном шасси после загорания сигнальных лампочек в течение 5 сек, перевести ее в нейтральное положение;

з) законтрить ручку управления краном выпуска шасси и закрытия створок, переключатель открытия створок перевести в нейтральное положение;

и) перевести ручку управления краном шасси в положение «Закрытие створок», предварительно нажав на ее головку;

к) выдержать ручку управления краном шасси в положении «Закрытие створок» шасси после загорания табло «Створки закрыты» в течение не менее 5 сек и перевести ее в нейтральное положение;

л) закрыть крышку переключателя открытия створок шасси, надеть защитный колпачок на кнопку «Открытие створок» и закрыть крышку «Аварийная уборка шасси».

Примечание. При уборке и выпуске шасси от левой гидросистемы управление краном открытия створок и уборок шасси (при отказе электрического привода крана) производит воздушный радист по команде помощника командира экипажа после получения команды от командира экипажа.

465. Порядок выпуска шасси от ручного насоса:

а) установить флажок трехходового крана в положение «Из правого гидробака»;

б) установить флажок многоходового крана в положение «Открытие створок шасси»;

в) установить ручку насоса в рабочее положение;

г) производить равномерное качание ручкой с расчетом 60 двойных ходов в минуту, при этом:

— погаснет табло «Створки закрыты»;

— через 1—1,5 мин откроются створки;

— загорится лампочка «Створки открыты»;

д) переставить флажок многоходового крана в положение «Выпуск основного шасси» и продолжать качать, при этом:

— погаснут красные лампочки;

— через 3—4 мин выпустится основное шасси;

— загорятся зеленые лампочки выпущенного положения основных ног шасси;

е) поставить флажок многоходового крана в положение «Выпуск передней ноги» и продолжать качать, при этом:

— погаснет красная лампочка убранного положения передней ноги шасси;

— через 1—2 мин выпустится передняя нога шасси;

— загорится зеленая лампочка выпущенного положения передней ноги шасси;

ж) убедиться по сигнальным лампочкам, что все ноги шасси стоят на замках;

з) переставить флажок многоходового крана в положение «Закрытие створок шасси» и продолжать качать, при этом:

— погаснет лампочка «Створки открыты»;

— через 1—1,5 мин закроются створки;

— загорится табло «Створки закрыты»;

и) флажок многоходового крана поставить в нейтральное положение, а ручку насоса закрепить на постоянном месте хранения.

Предупреждения: 1. При всех операциях выпуска шасси флажок на втором многоходовом кране должен стоять в нейтральном положении.

2. Вследствие перекачки жидкости из правого гидробака в левый, происходящей при выпуске шасси, необходимо в процессе выпуска следить за количеством жидкости в гидробаках и при необходимости производить ее перекачку, не допуская понижения количества жидкости в правом гидробаке менее 12—14 л.

466. На самолетах Ан-12, оборудованных системой механического аварийного выпуска главных ног шасси, при возникновении неисправности в системе выпуска шасси, когда главные ноги не снимаются с замков убранного положения или не становятся на замки выпущенного положения ни от основной, ни от аварийной гидросистем, главные ноги шасси выпустить от аварийной механической системы на приборной скорости полета 320—350 км/ч.

Порядок выпуска главных ног шасси от механической системы следующий:

— визуально определить, в каком положении неисправная нога и открыты ли створки главных ног шасси;

— если створки закрыты, то открыть их с помощью ручного насоса;

— краны управления шасси от основной и аварийной систем установить в положение «Выпуск»;

— снять обе ноги с замков убранного положения (открыть замки), для чего потянуть за ручки «Замок шасси», расположенные в полу за шпангоутом № 30 (у правого борта — для правой ноги и у левого — для левой), усилие снятия с замка достигает 100 кг (эта операция выполняется в том случае, если от гидросистемы ноги с замков не сняты);

— поочередно с помощью тросов «Механический выпуск главных ног шасси», выведенных на шпангоут № 30, дожать ноги на замки выпущенного положения. Неисправная нога шасси может быть дожата на замок выпущенного положения вручную усилием трех—четырех человек путем раскачивания ноги тросом (пять—шесть качаний), лебедкой или с помощью кран-балки (рис. 47) — в зависимо-

сти от расположения грузов и имеющихся на борту средств подтягивания; усилие постановки ноги шасси на замок выпущенного положения не превышает 500 кг;

— после проведения операций по дожатию обеих ног шасси убедиться по световой сигнализации в постановке ног шасси на замки выпущенного положения и с помощью ручного насоса закрыть створки главных ног шасси; при неисправности световой сигнализации контроль постановки ног на замки осуществляется визуально через лючок, находящийся в полу грузовой кабины (слева от оси симметрии самолета перед шпангоутом № 30), или через боковые лючки в полу при помощи специального зеркала. В последнем случае положение замка правой ноги проверяется через левый лючок, а левой — через правый. Если видна красная полоса, нанесенная на защелке замка, — замок выпущенного положения закрыт.

Для визуального контроля в ночное время пользоваться подсветом.

467. На самолетах Ан-12, оборудованных системой механического аварийного выпуска передней ноги шасси, при возникновении неисправностей в системе выпуска, когда передняя нога не снимается с замка убранного положения или не ставится на замок выпущенного положения ни от основной, ни от аварийной гидросистем, переднюю ногу выпустить от аварийной механической системы.

Выпуск передней ноги шасси от механической системы производить в следующем порядке:

— открыть крышку люка наземного кондиционера и визуально определить, в каком положении находится передняя нога и ее створки; если створки закрыты, то открыть их с помощью ручного насоса;

— установить приборную скорость полета 300—320 км/ч и открыть передний аварийный люк экипажа, оставив закрытыми створки пола;

— снять переднюю ногу с замка убранного положения с помощью рукоятки механического открытия, расположенной на кронштейне крепления замка; усилие открытия замка 20 кг (эта операция выполняется в том случае, если передняя нога от гидросистемы не снята с замка);

— выпустить закрывки на 25° и установить скорость полета в зависимости от полетного веса в следующих пределах:

при полетном весе до 50 т $V_{пр} = 250 \div 260$ км/ч;

при полетном весе от 50 до 60 т $V_{пр} = 280 \div 290$ км/ч;

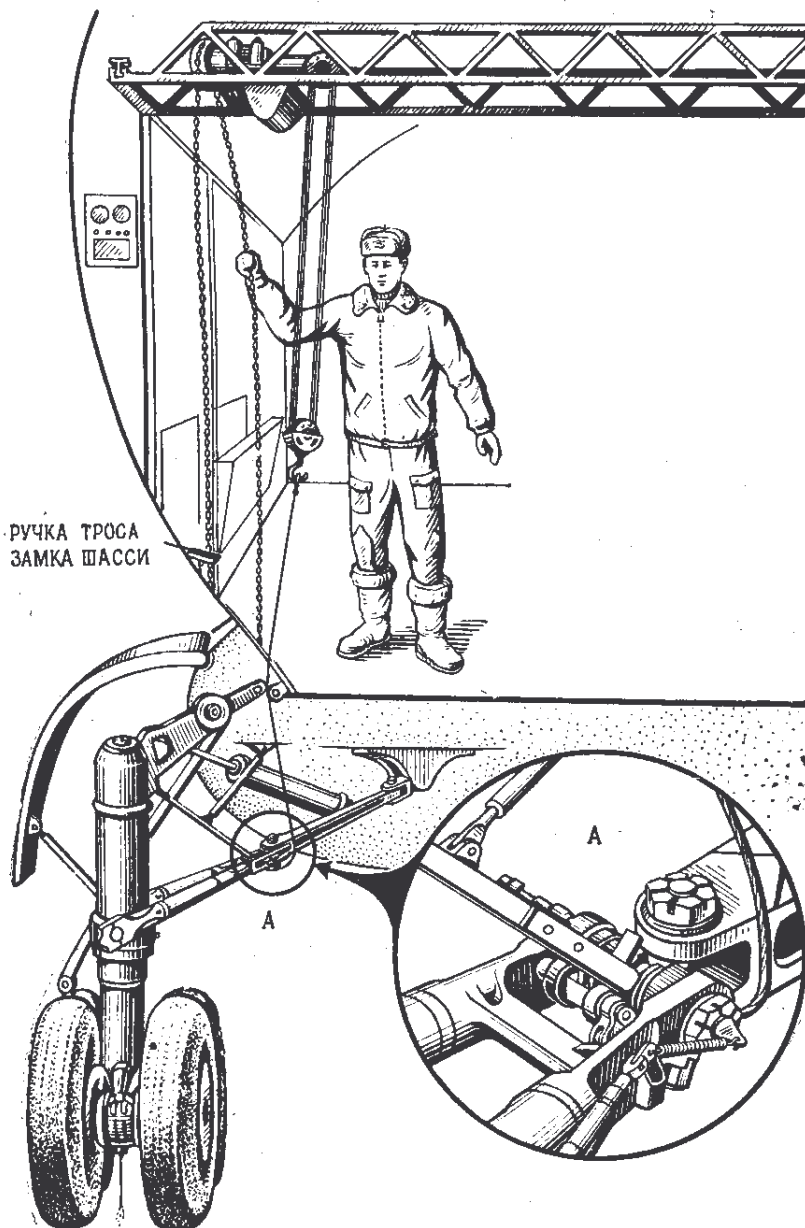
при полетном весе более 60 т $V_{пр} = 300 \div 310$ км/ч;

— освободить из лирок трос механического дожатия ноги, заложить в кольцо троса бортовой лом и дожать ногу на замок выпущенного положения.

После проведения операций по дожатию передней ноги убедиться по световой сигнализации в постановке ее на замки выпущенного положения и с помощью ручного насоса закрыть створки шасси.

ней ноги управляются гидравлически от правой системы.

Предельные углы поворота передних колес при управлении штурвальчиком составляют



Выпуск шасси с помощью кран-балки

1. Открыть створки шасси;
 2. Краны управления шасси от основной и аварийной систем установить в положение «На выпуск»;
 3. Снять главные ноги с замков убранного положения, для чего потянуть за ручку троса «Замок шасси»;
 4. Поочередно (с помощью кран-балки и тросов «Механический выпуск главных ног шасси») дожать шасси на замки выпущенного положения;
 5. Ручным насосом закрыть створки;
- Контроль за выпущенным положением шасси осуществлять по световой сигнализации или визуально через специальные лючки в полу у шпангоута № 30.

Рис. 47. Выпуск шасси с помощью кран-балки

При отказе световой сигнализации контроль постановки ноги на замок выпущенного положения осуществляется визуально через смотровой люк под полом на шпангоуте № 9. Для визуального контроля в ночное время пользоваться подсветом.

468*. Управление колесами передней ноги осуществляется штурвальчиком при рулении, педалями при взлете и посадке. Колеса перед-

35°, при управлении педалями — 6° (10° для Ан-12 и Ан-12А).

Для включения системы в рулевое положение необходимо штурвальчик вытянуть на себя до отказа; при этом загорится желтая сигнальная лампочка готовности системы к работе.

Для включения системы во взлетно-посадочное положение необходимо включить тумблер,

при выполнении ст. 73, 77 и 78 настоящей Инструкции.

* Рекомендациями данной статьи руководствоваться

установленный рядом со штурвальчиком, при этом загорятся зеленые лампочки: одна с надписью «Подготовлено», другая при обжатой передней стойке с надписью «Включено».

Для перехода от взлетно-посадочного управления передними колесами к рулежному штурвальчик необходимо вытянуть (при этом взлетно-посадочное управление автоматически отключается) и выключить тумблер.

Для перехода от рулежного управления к взлетно-посадочному необходимо включить тумблер и утопить до отказа штурвальчик.

469. При отсутствии давления в правой системе управление колесами передней ноги можно осуществлять от левой системы при открытом кране кольцевания. Для этого необходимо:

— после выпуска шасси и закрылков перед посадкой открыть кран кольцевания, предварительно установив флажки кранов на пульте ручного насоса в положения: трехходового — «Из правого бака», многоходового — «На заполнение левого бака», и ручным насосом откачать 5—6 л жидкости из правого бака;

— в процессе руления следить, чтобы количество жидкости в правом баке было не больше 28 л, откачивая ее излишек ручным насосом, а в левом баке — не менее 12 л; при меньшем количестве жидкости в левом баке кран кольцевания закрыть.

Управление тормозами колес

470. Основное торможение колес осуществляется нажатием педалей ножного управления. Контроль за работой основной тормозной системы производится по манометрам тормозов, установленным на центральной приборной доске, и по лампочкам сигнализации работы автомата торможения. При исправной работе автомата во время энергичного торможения колес обе лампочки должны мигать. Нормальное давление в гидроаккумуляторе тормозов 120—150 кг/см². Величина давления в тормозах пропорциональна степени нажатия на педали. При полностью обжатых педалях давление в тормозах 90—100 кг/см².

471. Для получения наименьшей длины пробега самолета торможение колес с включенным автоматом можно производить путем нажатия тормозных педалей до отказа и удержания их в таком положении до полной остановки самолета.

Предупреждения: 1. Категорически запрещается затормаживать колеса перед посадкой.

2. В случае выхода из строя автомата тормозов (о чем свидетельствует продолжительное горение сигнальных лампочек) немедленно отпустить тормозные педали, выключить автомат тормозов и продолжать тормозить, плавно нажимая на педали.

472. В случае разрядки в полете гидроаккумулятора тормозов необходимо после выпуска

шасси и закрылков перед посадкой открыть кран кольцевания, предварительно установив флажки кранов на пульте ручного насоса в положения: трехходового — «Из левого бака»; многоходового — «Заполнение правого бака», и ручным насосом откачать 5—6 л жидкости.

В процессе пробега и руления следить, чтобы количество жидкости в левом баке было не более 28 л, откачивая излишек ее ручным насосом, а количество жидкости в правом баке — не менее 12 л; при меньшем количестве жидкости в правом баке кран кольцевания закрыть и пользоваться аварийной системой управления тормозами.

473. Для установки самолета на стояночный тормоз необходимо:

— нажать равномерно на педали тормозов на рабочем месте командира экипажа до отказа;

— вытянуть кнопку стояночного тормоза до установки ее на упор;

— освободить педали; давление в тормозах при стояночном торможении 75—90 кг/см².

При снятии самолета со стояночного тормоза необходимо нажать на педали; контроль осуществлять по изменению положения кнопки (рукоятки) постановки на стояночный тормоз.

474. Аварийное торможение — раздельное, осуществляется двумя ручками (правой и левой), расположенными справа на левой приборной доске.

Контроль за работой аварийной тормозной системы производится по манометрам.

При вытянутых до упора ручках давление в тормозах 90—100 кг/см².

Аварийное торможение применяется в случае отказа или неисправности основной системы торможения.

При использовании аварийной системы торможения автомат тормозов в работе не участвует.

Предупреждения: 1. При аварийном торможении основными тормозами не пользоваться.

2. Во избежание перегрева колес от торможения при полетах по кругу разрешается охлаждать их водой или сжатым воздухом перед последующим полетом.

3. Включать стояночный тормоз при разогретых колесах не допускается.

Управление закрылками

475. Уборка и выпуск закрылков производятся при помощи левой и правой гидросистем одновременно. Управление закрылками осуществляется выключателями, расположенными на левом (или центральном) и правом пультах.

Контроль за положением закрылков осуществляется по указателю отклонения закрылков на средней приборной доске.

476. Для выпуска (уборки) закрылков необходимо:

а) расконтрить выключатель управления закрывками;

б) перевести выключатель кранов управления закрывками до крайнего положения «Выпуск» («Уборка»), при этом:

— стрелка указателя будет плавно отклоняться по часовой (против часовой) стрелке;

— через 16—18 сек закрывки выпустятся на 35° (уберутся);

— краны автоматически выключатся;

в) выключатель поставить нейтрально и законтрить.

477. В случае отсутствия давления в правой и левой гидросистемах закрывки можно выпустить от ручного насоса в следующем порядке:

— установить флажок трехходового крана в положение «Из левого бака»;

— установить флажок многоходового крана в положение «Выпуск закрывков»;

— установить ручку насоса в рабочее положение;

— производить равномерное качание ручкой насоса с расчетом 60 двойных ходов в минуту и наблюдать за отклонением стрелки указателя;

— при достижении необходимого угла отклонения закрывков качание прекратить, флажки трехходового и многоходового кранов установить в нейтральное положение.

Предупреждение. Закривки при помощи ручного насоса выпускать на угол более 35° категорически запрещается.

Управление аварийным люком экипажа

478. Краны управления аварийным люком находятся на пульте помощника командира экипажа (управление от правой системы) и на пульте командира экипажа (управление от левой системы).

Контроль за давлением осуществляется по манометрам гидроаккумуляторов.

479. Открытие аварийного люка при помощи правой или левой гидросистемы производится следующим образом:

а) разгерметизировать кабину и проверить, закрыта ли дверь на шпангоуте № 13;

б) нажать на головку ручки, расконтрить ручку крана управления люком и перевести ее вперед (открытие) до крайнего положения, при этом:

— верхние створки люка откроются и встанут на замки;

— через 3—4 сек люк откроется;

— загорится красная лампочка открытого положения люка;

в) держать люк в открытом положении по мере надобности, при этом кран в нейтральное положение не переводить.

480. Закрытие аварийного люка при помощи правой или левой гидросистемы производится следующим образом:

а) нажать на головку ручки управления краном и перевести ее на себя (закрытие) че-

рез нейтральное положение до конца, при этом:

— через 3—4 сек люк закроется;

— погаснет красная лампочка открытого положения люка;

б) нажать на головку ручки управления краном, перевести ее в нейтральное положение и законтрить;

в) снять с замков верхние створки люка, закрыть и застопорить их.

Примечания: 1. Закрытие аварийного люка на земле производится постепенно, импульсами.

2. Правильность закрытия и установки люка на замки проверяется при помощи механической и электрической сигнализации.

481. Открытие аварийного люка экипажа при помощи ручного насоса производить следующим образом:

а) флажок трехходового крана поставить в положение «Из левого гидробака»;

б) флажок многоходового крана поставить в положение «Зарядка гидроаккумулятора тормозов»;

в) расконтрить ручку крана управления люком на пульте командира экипажа, нажать на головку ручки и перевести ее в положение «Открыто»;

г) установить ручку насоса в рабочее положение и качать ручкой насоса с расчетом 60 двойных ходов в минуту, при этом:

— до 15—20 кг/см² возрастет давление по манометру;

— откроются верхние створки и встанут на защелки открытого положения;

— загорится красная лампочка открытого положения люка.

Удерживать люк в открытом положении можно только непрерывной работой ручного насоса.

482. Закрытие аварийного люка экипажа при помощи ручного насоса производить следующим образом:

а) нажать на головку ручки крана управления люком, перевести ее в положение «Закрыто» и продолжать качать ручкой насоса, при этом:

— до 5—10 кг/см² возрастет давление по манометру и через 2—3 сек закроется люк;

— погаснет красная лампочка открытого положения люка;

б) снять с защелок верхние створки люка и закрыть их;

в) установить ручку крана управления люком в нейтральное положение и законтрить ее;

г) установить флажок многоходового крана и флажок трехходового крана в нейтральное положение;

д) закрепить ручку насоса на постоянном месте хранения.

Управление створками люка ЦОСАБ

483. Пульт управления системой ЦОСАБ находится в кабине штурмана на правом борту самолета. Контроль за открытием и закрытием люка осуществляется по загоранию сиг-

нальных лампочек. При этом автоматы защиты сети в системе управления створками должны быть включены.

484. Открытие (закрытие) створок спецлюка от правой гидросистемы производить следующим образом:

- а) открыть крышку пульта управления;
- б) поставить нажимной переключатель управления створками люка ЦОСАБ в положение «Открыт» («Закрыт») и удерживать его в таком положении; при этом:
 - погаснет красная (зеленая) лампочка закрытого (открытого) положения створок;
 - через 2 сек откроются (закроются) створки люка;
 - загорится зеленая (красная) лампочка открытого (закрытого) положения створок;
 - в) выдержать переключатель в течение 2 сек, после чего отпустить его;
 - г) закрыть крышку пульта управления спецлюка.

Примечание. Держать створки люка в открытом положении следует только по мере надобности.

485. Открытие (закрытие) створок люка от левой гидросистемы производить так же, как и от правой.

Переключатель управления краном находится на том же пульте управления, что и для правой системы. Отличие в том, что переключатель закрыт красным защитным колпачком.

486. При отсутствии давления в правой и левой гидросистемах створки люка можно открыть и закрыть при помощи ручного насоса.

Контроль за открытием и закрытием створок осуществляется по показаниям манометра на пульте ручного насоса и по загоранию сигнальных лампочек на пульте управления створками.

487. Открытие (закрытие) створок люка при помощи ручного насоса производить следующим образом:

- а) установить флажок трехходового крана в положение «Из левого гидробака»;
- б) установить флажок многоходового крана в положение «В левую гидросистему»;
- в) установить ручку насоса в рабочее положение;
- г) открыть крышку пульта управления створками люка;
- д) приподнять защитный колпачок переключателя управления краном створок, поставить в положение «Открыто» («Закрыто») и удерживать его, пока створки полностью откроются (закроются); одновременно производить равномерное качание ручкой насоса с расчетом 60 двойных ходов в минуту, наблюдая за давлением в гидросистеме по манометру, при этом:
 - до 15—20 кг/см² возрастет давление по манометру;
 - погаснет красная (зеленая) лампочка закрытого (открытого) положения створок;

— через 2 мин откроются (закроются) створки люка;

- загорятся зеленые (красные) лампочки открытого (закрытого) положения створок;
- е) выдержать переключатель в течение 2 сек, после чего отпустить его;
- ж) установить флажки трехходового и многоходового кранов в нейтральное положение;
- з) снять ручку ручного насоса и закрепить ее на месте постоянного хранения;
- и) отпустить защитный колпачок переключателя управления краном и закрыть крышку пульта управления.

Управление створками грузового люка

488. Переключатели управления кранами створок грузового люка от правой и левой гидросистем и их сигнализация находятся на левом пульте в кабине штурмана.

489. Открытие (закрытие) створок грузового люка от правой или левой гидросистемы производить следующим образом:

- а) расконтрить рычаг переключателя управления створками грузового люка;
- б) поставить переключатель управления створками в положение «Открыт» («Закрыт»), при этом:
 - погаснет красная (зеленая) лампочка закрытого (открытого) положения люка;
 - через 15 сек откроются (закроются) створки;
 - загорится зеленая (красная) лампочка открытого (закрытого) положения створок люка;
 - в) выдержать переключатель управления створками в течение 5 сек, после чего перевести его в нейтральное положение и закончить.

Примечание. Кроме открытия и закрытия створок грузового люка из кабины штурмана створки могут быть открыты и закрыты также от правой и левой систем с пульта бортового техника по АДО, расположенного на шпангоуте № 30, и только от правой гидросистемы с наружного пункта заправки топливом. Порядок открытия и закрытия створок такой же, как и с пульта штурмана. Контроль за открытием и закрытием створок визуальный.

Предупреждение. Если при постановке переключателя управления краном в нейтральное положение последний будет переведен ошибочно из одного крайнего положения в другое и створки стронутся с места, необходимо переключатель управления краном поставить в нейтральное положение, сделать выдержку 5 сек, после чего перевести в положение, соответствующее операции, которая выполнялась, и после ее завершения и выдержки 5 сек поставить в нейтральное положение и законтрить.

490. Управление открытием и закрытием створок грузового люка от ручного насоса

находится на отдельном пульте. Контроль за открытием и закрытием створок осуществляется по показаниям манометра пульта ручного насоса визуально и по загоранию сигнальных лампочек на пульте основного и аварийного открытия и закрытия грузового люка.

491. Открытие (закрытие) грузового люка от ручного насоса производится следующим образом (при этом АЗС-5 управления створками грузового люка должен быть включен):

а) установить флажок трехходового крана в положение «Из левого гидробака»;

б) установить флажок многоходового крана в положение «Открытие грузового люка» («Закрытие грузового люка»);

в) установить ручку насоса в рабочее положение;

г) произвести равномерное качание ручкой насоса с расчетом 60 двойных ходов в минуту, наблюдая за отклонением стрелки манометра, при этом:

— до 50—60 кг/см^2 возрастет давление;

— погаснет красная (зеленая) лампочка закрытого (открытого) положения створок;

— через 3—4 мин откроются створки;

— давление возрастет до 145—150 кг/см^2 ;

— загорится зеленая (красная) лампочка открытого (закрытого) положения створок;

д) прекратить работу ручным насосом, снять ручку и закрепить ее на постоянное место хранения.

Управление кормовым (аварийным) люком

492. Кран управления кормовым люком находится в кабине стрелка на правом борту. Контроль за открытием и закрытием люка осуществляется визуально. АЗС-3 аварийного открытия люка должен быть включен.

493. Открытие кормового (аварийного) люка от правой гидросистемы производится следующим образом:

а) разгерметизировать кабину поворотом рычага крана герметизации;

б) расконтрить переключатель управления краном и перевести его в положение «Открыто», при этом:

— откроется механический замок люка;

— через 4—5 сек откроется люк.

494. Закрытие кормового (аварийного) люка от правой гидросистемы производится следующим образом:

а) перевести переключатель управления краном в положение «Закрыто», при этом через 4—5 сек люк закроется;

б) выдержать переключатель управления краном в течение 3—5 сек, затем перевести его в нейтральное положение и законтрить.

495. Аварийное управление кормовым (аварийным) люком осуществляется от воздушной системы. Кран аварийного управления люком находится на правом пульте кормовой кабины. Для открытия люка от аварийной системы

необходимо открыть кран аварийного открытия люка, вращая его против часовой стрелки (кабину предварительно разгерметизировать).

Управление стеклоочистителями

496. Управление левым и правым стеклоочистителями производится с помощью дроссельных кранов, установленных соответственно на левом и правом пультах летчиков и подключенных к правой гидросистеме.

При помощи дроссельного крана осуществляются пуск, остановка и регулировка скорости движения щетки стеклоочистителя. При полном открытии кранов и давлении 150 кг/см^2 скорость движения щеток составляет 180—250 двойных ходов в минуту.

Подключение топлива в систему питания ручного насоса

497. В случае утечки гидросмеси из правой и левой систем в систему питания ручного насоса подается топливо.

Переключатель подачи топлива в систему питания ручного насоса находится слева на средней приборной доске кабины летчиков.

Порядок работы:

— расконтрить переключатель крана включения топлива;

— установить флажок трехходового крана ручного насоса в положение «Из левого гидробака»;

— перевести переключатель крана включения топлива вверх;

— произвести необходимые операции в последовательности, предусмотренной в данной главе при открытии или закрытии створок, выпуске шасси, выпуске закрылков, при зарядке гидроаккумуляторов.

ЭКСПЛУАТАЦИЯ ВЫСОТНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Состав и назначение оборудования

498. Высотное оборудование предназначено для обеспечения работоспособности членов экипажа, сопровождающего персонала и десанта во время полетов на больших высотах.

Поддержание необходимого давления и температуры в кабинах осуществляется за счет подачи воздуха в них от компрессоров двигателей или из атмосферы.

Высотное оборудование включает в себя:

— систему кондиционирования гермокабин, т. е. средства наддува и вентиляции кабин, аппаратуру регулирования давления и температуры воздуха;

— обогрев и вентиляцию грузовой кабины;

— герметизацию нижних люков кабин;

— теплозвукоизоляцию кабин.

Подготовка к полету

499. При подготовке к запуску двигателей экипаж обязан проверить исходное положение переключателей и рукояток, расположенных на рабочих местах, которые должны быть в положении:

а) в кабине экипажа (помощник командира экипажа):

— переключатели «Отбора воздуха от двигателей» — «Закрыто»;

— переключатель «Регулятор температуры воздуха» установить на «Холод» и выдержать 20—25 сек;

— переключатель «Турбохолодильник» — «Выключен»;

— выключатель «Перепад давления» — «Нормальный»;

— выключатель «Аварийный сброс» — «Выключен» и закрыт предохранительным колпачком;

— ручка «Герметизация кабины» — в крайнем положении против полета (разгерметизировано);

б) в грузовой кабине, кабине расчета и кабине экипажа (старший бортовой техник):

— ручка «Вентиляция» грузовой кабины — «Открыто» в летний период и «Закрыто» в зимний период;

— ручка «Вентиляция» в кабине расчета — «Закрыто»;

— переключатель «Отопление грузовой кабины» установить в положение «Отключено» и выдержать в течение 25—30 сек;

— установить на ТРТВК-45М необходимую температуру воздуха в кабине;

в) в кормовой кабине (воздушный стрелок):

— запорный кран «Вентиляция» — «Закрыто»;

— ручка «Герметизация кабины» — в крайнем положении по полету (разгерметизировано);

— переключатель «Регулятор температуры воздуха» установить на «Холод» и выдержать 25 сек;

— выключатель «Автоматический регулятор давления» — «Нормальный»;

— ручка крана «Подача воздуха в кабину» — «Закрыто»;

— установить на ТРТВК-45М необходимую температуру воздуха в кабине.

500. После запуска и прогрева двигателей членам экипажа на режиме работы двигателей не ниже 20—30° по УПРТ проверить исправность работы системы кондиционирования воздуха кабин, для чего:

а) помощнику командира экипажа:

— загерметизировать аварийный люк, установив ручку «Герметизация кабины» в положение «Включено». Давление в шланге герметизации по манометру МВ-10М должно быть 2,7—3,2 кг/см²;

— установить переключатель «Наддув пе-

редней гермокабины» на 20—25 сек в положение «Открыто»;

— убедиться по расходомеру УРВК-18, что при закрытых кранах отбора воздуха от двигателей подача воздуха в кабину отсутствует;

— установить переключатель «Отбор воздуха от двигателей» первого двигателя в положение «Открыто». Расход воздуха по УРВК-18 должен быть не менее пяти единиц;

— после проверки установить переключатель в положение «Закрыто» и убедиться в полном прекращении подачи воздуха в кабину.

Аналогичную проверку произвести от остальных трех двигателей;

— последовательным открытием кранов отбора воздуха произвести отбор воздуха по одной единице (по УРВК-18) от каждого двигателя. При этом избыточное давление в кабине (при закрытых дверях и форточках) не должно превышать 0,03 кг/см² по УВПД-15;

— произвести проверку противообледенительных систем крыла;

— подать команду воздушному стрелку и старшему бортовому технику «Проверить работу системы кондиционирования»;

— проверить работу турбохолодильника, для чего переключатель «Регулятор температуры воздуха» установить в положение «Тепло» и выдержать 25 сек.

Температура воздуха, поступающего в кабину по указателю температуры 2ТУЭ-1, должна возрастать, но не превышать +110°С;

— установить переключатель «Турбохолодильник» в положение «Включено». При этом температура воздуха, поступающего в кабину, должна понижаться более интенсивно. Установить переключатель «Турбохолодильник» в положение «Выключено». Время проверки турбохолодильника не должно превышать 30 сек;

— после доклада стрелком и старшим бортовым техником о проверке и исправности систем кондиционирования кормовой и грузовой кабин переключатель «Наддув передней кабины» установить в положение «Закрыто» и выдержать 20—25 сек. Убедиться в полном прекращении подачи воздуха по УРВК-18;

— установить переключатели «Отбор воздуха от двигателей» в положение «Закрыто»;

— разгерметизировать кабину, установив ручку «Герметизация кабины» в крайнее положение против полета;

— доложить командиру экипажа о исправности высотного оборудования;

б) воздушный стрелок по команде «Проверить систему кондиционирования» обязан:

— загерметизировать аварийный люк, установив ручку «Герметизация кабины» в положение «Включено», и по показанию манометра МВ-10М убедиться в наличии давления в шланге, которое должно быть 2,7—3,2 кг/см²;

— открыть кран «Подача воздуха в кабину» и убедиться по УРВК-18 в наличии расхо-

да воздуха, а по УПВД-15,— не создается ли в кабине избыточное давление более $0,03 \text{ кг/см}^2$;

— переключатель «Регулятор температуры воздуха» установить в положение «Тепло» и выдержать 25 сек. Температура воздуха, поступающего в кабину, должна возрастать;

— закрыть кран «Подача воздуха в кабину» и убедиться в прекращении подачи воздуха по УРВК-18;

— разгерметизировать кабину, установив ручку «Герметизация кабины» в крайнее положение по полету;

— доложить помощнику командира экипажа о работе системы кондиционирования.

Примечание. В случае полета без стрелка бортовой техник по АДО должен поставить переключатель «Регулятор температуры воздуха» кормовой кабины в положение «Холод» и выдержать в этом положении 25 сек, после чего поставить в нейтральное положение. Ручку (вентиль) крана «Подача воздуха в кабину» установить в положение «Закрыто»;

в) старший бортовой техник по команде «Проверить систему кондиционирования» грузовой кабины обязан:

— установить переключатель «Отопление грузовой кабины» в положение «Включено» на 10—15 сек;

— убедиться по указателю температуры 2ТУЭ-1, что температура воздуха, поступающего в кабину, возрастает;

— установить переключатель на 10—15 сек в положение «Отключено»;

— доложить помощнику командира экипажа о работе системы кондиционирования грузовой кабины.

Проверка работы воздушной сирены

501. Для проверки при работающих двигателях работы воздушной сирены в грузовой кабине штурман экипажа обязан:

— включить на правом щитке АЗС «Сигнал десанту»;

— нажать кнопку «Приготовиться». При этом сирена будет гудеть до тех пор, пока кнопка остается в нажатом положении. Отпустить кнопку;

— нажать кнопку «Пошел» и отпустить, при этом сирена будет гудеть постоянно независимо от того, что кнопка «Пошел» станет в исходное положение;

— нажать кнопку «Выключено». При этом сирена прекратит гудеть.

Примечания: 1. На высоте 2000 м и больше сирена будет гудеть, сигнализируя десанту о необходимости пользоваться кислородом.

2. Во избежание преждевременного выхода из строя сирены при полетах (на высоту 2000 м и более) без десанта и пассажиров бортовому технику по АДО включить работу сирены с пульта оператора.

Предупреждение. Одновременный отбор воздуха на эжектор маслорадиатора и в систему высотного оборудования производить запрещается.

Эксплуатация системы кондиционирования в полете

502. Включение отбора воздуха для системы кондиционирования кабин должно производиться после взлета при работе двигателей на режимах ниже взлетного.

После взлета помощник командира экипажа обязан:

— загерметизировать кабину;

— установить переключатели «Отбор воздуха от двигателей» в положение «Открыто»; переключатели должны оставаться в этом положении в течение всего полета, кроме случаев, оговоренных в ст. 507 и 508;

— установить переключатель «Наддув передней гермокабины» в положение «Открыто» и выдерживать в течение времени, необходимого для достижения требуемого расхода, но не более девяти единиц по УРВК-18;

— установить в зимний период переключатель «Регулятор температуры воздуха» на 25 сек в положение «Тепло». При достижении в кабине температуры, близкой к заданной, по ТРТВК-45М переключатель «Регулятор температуры воздуха» перевести в положение «Автомат». В летний период переключатель «Регулятор температуры воздуха» установить на 25 сек в положение «Холод», а при высоких температурах наружного воздуха включить турбохолодильник, установив переключатель «Турбохолодильник» в положение «Включено». При достижении заданной температуры по ТРТВК-45М перевести переключатель «Регулятор температуры воздуха» из положения «Холод» в положение «Автомат».

Предупреждение. Во избежание выхода из строя турбохолодильника разрешается включать его до высот не более 6000 м. При необходимости корректировки температуры воздуха в кабине может производиться вручную постановкой переключателя «Регулятор температуры воздуха» на короткие отрезки времени в положение «Тепло» или «Холод». В полете периодически контролировать по указателю температуры 2ТУЭ-1 температуру воздуха в кабине, температуру воздуха, поступающего в кабину, которая не должна превышать $+110^\circ\text{C}$, расход воздуха по УРВК-18, который не должен превышать 9 единиц.

Примечание. При расходе воздуха более 6 единиц по УРВК-18, а также при работе турбохолодильника в кабине возможно возникновение повышенных акустических шумов. Для снижения шумов необходимо переключателем «Наддув передней кабины» уменьшить расход воздуха.

Для вентиляции передней кабины атмосферным воздухом необходимо:

— установить переключатель «Наддув передней гермокабины» в положение «Закрыто» и выдержать в течение 25 сек;

— установить ручку «Вентиляция» в положение «Открыто»;

— установить выключатель «Аварийный сброс давления» в положение «Включено».

Старший бортовой техник обязан:

— установить (при необходимости) переключатель «Отопление» грузовой кабины в положение «Включено» на 25—30 сек;

— установить ручку «Вентиляция» грузовой кабины в положение «Теплее» (производит бортовой техник по АДО);

Для вентиляции кормовой кабины атмосферным воздухом необходимо:

— установить ручку «Вентиляция» в положение «Открыто»;

— установить ручку крана «Подача воздуха в кабину» в положение «Закрыто»;

— установить ручку «Герметизация кабины» в крайнее положение по полету.

503. Помощнику командира экипажа и воздушному стрелку при выполнении полетов периодически контролировать режим давления в кабинах по указателям УВПД-15, который должен быть:

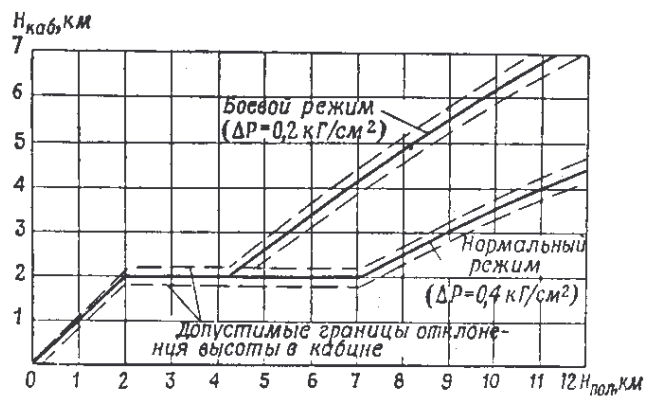


Рис. 48. Зависимость «высоты» в кабине от высоты полета

— вести контроль по 2ТУЭ-1 за температурой воздуха в кабине и температурой воздуха, подаваемого в кабину, которая не должна превышать $+110^{\circ}\text{C}$. В случае увеличения температуры воздуха уменьшить расход воздуха переключателем «Отопление грузовой кабины». Понизить температуру воздуха можно и с помощью перемещения ручки «Вентиляция» грузовой кабины в положение «Холоднее».

Для вентиляции грузовой кабины атмосферным воздухом необходимо:

— установить переключатель «Отопление грузовой кабины» в положение «Отключено» и выдержать 25—30 сек;

— установить ручку «Вентиляция» в положение «Открыто».

Воздушный стрелок обязан:

— загерметизировать кабину;

— установить ручкой крана «Подача воздуха в кабину» потребный расход воздуха, но не более 9 единиц по УРВК-18;

— при достижении в кабине температуры воздуха, близкой к заданной, по ТРТВК-45М переключатель «Регулятор температуры воздуха» перевести в положение «Автомат». При необходимости этим переключателем можно корректировать температуру воздуха в кабине постановкой его в положение «Тепло» или «Холод»;

— периодически по указателю ТНВ-15 контролировать температуру воздуха, подаваемого в кабину, которая не должна превышать $+110^{\circ}\text{C}$.

— до высоты 2000 м избыточное давление не более $0,03 \text{ кг/см}^2$;

— с высоты 2000 м и до 7100 м избыточное давление постепенно нарастает до $0,38—0,42 \text{ кг/см}^2$;

— с высоты 7100 м и выше избыточное давление сохраняется постоянным $0,38—0,42 \text{ кг/см}^2$; высота в кабинах при этом должна изменяться в зависимости от высоты полета (рис. 48).

504. При прохождении опасной зоны полета (обстрел ЗА, атаки истребителей и т. д.) экипаж обязан перейти на пониженный («Боевой») режим давления в кабинах, для чего переключатели «Перепад давления» в кабине экипажа и «Автоматический регулятор давления» в кормовой кабине установить в положение «Боевой».

При этом высота в кабинах должна изменяться в зависимости от высоты полета, как это показано на графике рис. 48, а избыточное давление в кабинах с высоты 2000 м и примерно до высоты 4300 м должно нарастать до $0,18—0,22 \text{ кг/см}^2$. С высоты 4300 м и выше избыточное давление в кабинах должно оставаться постоянным ($0,18—0,22 \text{ кг/см}^2$).

505. Для экстренного сброса давления из передней кабины помощнику командира экипажа установить переключатель «Аварийный сброс давления» в положение «Включено» и выключить подачу воздуха в кабину постановкой переключателя «Наддув передней кабины» на 20—25 сек в положение «Закрыто».

Установить ручку «Герметизация кабины» в крайнее положение против полета (разгерметизировано). Если обстановка позволяет, установить переключатели «Отбор воздуха от двигателей» в положение «Закрото». При достижении избыточного давления в передней кабине менее $0,2 \text{ кг/см}^2$ открыть форточку на входной двери.

506. Для экстренного сброса давления из задней кабины стрелку необходимо установить ручку «Герметизация кабины» в крайнее положение по полету (разгерметизировано), а ручку подачи воздуха в кабину в положение «Закрото».

Примечание. При необходимости открывать аварийный люк (экипаж не покидает самолет) разрешается при избыточном давлении не более $0,1 \text{ кг/см}^2$. Время падения давления с $0,4$ до $0,1 \text{ кг/см}^2$ для передней кабины при аварийной разгерметизации составляет около 60 сек.

Преодоление зон, зараженных химическими и радиоактивными веществами

507. При прохождении самолетом зоны заражения химическими и радиоактивными веществами необходимо:

- перейти на питание чистым кислородом;
- установить переключатели «Отбор воздуха от двигателей» в положение «Закрото»;
- установить переключатель «Наддув передней кабины» в положение «Закрото» на 20—25 сек, а в кормовой кабине ручку «Подача воздуха в кабину» в положение «Закрото»;
- установить ручку «Вентиляция» грузовой кабины в положение «Закрото».

Возникновение пожара на двигателях или появление дыма и гари в кабинах

508. При появлении дыма или гари в кабинах необходимо:

- всем членам экипажа перейти на дыхание чистым кислородом;
- помощнику командира экипажа установить переключатели «Отбор воздуха от двигателей» в положение «Закрото», а переключатель «Наддув передней кабины» в положение «Закрото» и выдержать в нажатом положении 20—25 сек;
- разгерметизировать кабину постановкой переключателя «Аварийный сброс давления» в положение «Включено»;
- продуть кабину атмосферным воздухом до полного удаления дыма, для чего ручку «Вентиляция» кабины установить в положение «Открыто»;
- всем членам экипажа принять участие в обнаружении причин возникновения дыма в кабинах. При обнаружении источников дыма принять меры по устранению их.

Если источником дыма явился пожар на двигателях, то после устранения его отбор воздуха от этих двигателей **запрещается**. В случае необходимости отбор воздуха производить только от исправных двигателей.

Если источником дыма явился пожар в кабине, то после устранения очагов пожара при принятии командиром экипажа решения продолжать выполнение боевого задания необходимо:

- помощнику командира экипажа установить переключатель «Аварийный сброс давления» в положение «Выключено» и закрыть колпачком;

- установить ручку «Вентиляция» кабины в положение «Закрото»;

- установить переключатели «Отбор воздуха от двигателей» в положение «Открыто»;

- установить переключатель «Наддув передней кабины» в положение «Открыто» и импульсами подать необходимый расход воздуха в кабину.

509. При появлении дыма в задней кабине стрелок обязан:

- доложить командиру экипажа и перейти на питание чистым кислородом. Если источником является пожар в кабине, принять меры по тушению пожара;
- установить ручку «Подача воздуха в кабину» в положение «Закрото»;
- разгерметизировать кабину, установив ручку «Герметизация кабины» в крайнее положение по полету;
- установить кран «Вентиляция» кабины атмосферным воздухом в положение «Открыто»;
- после устранения очагов пожара (дыма) в кабине действовать по указанию командира экипажа.

510. При возникновении пожара или появлении дыма в грузовой кабине экипаж обязан:

- разгерметизировать кабину экипажа для выхода в грузовую кабину и принять все меры по устранению очагов пожара;
- старшему бортовому технику установить переключатель «Отопление» грузовой кабины в положение «Закрото» на 25—30 сек. Для удаления дыма из кабины установить ручку «Вентиляция» грузовой кабины в положение «Открыто»;
- после устранения очагов пожара и дыма старшему бортовому технику действовать по указанию командира экипажа.

Предупреждения: 1. Во всех случаях перед сбросом избыточного давления из кабин членам экипажа и сопровождающим перейти на питание чистым кислородом.

2. При выходе из передней кабины в грузовую как на земле, так и в воздухе после разгерметизации передней кабины перед открытием двери (для выравнивания давлений между кабинами) открыть форточку на двери гермошпангоута.

ЭКСПЛУАТАЦИЯ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ

Назначение систем

511. Для обеспечения возможности полета в условиях обледенения самолет оборудован электрическим и воздушно-тепловым обогревом.

Электрическим током обогреваются следующие элементы самолета:

- носки стабилизатора и киля;
- воздушные винты и их коки;
- смотровые стекла летчиков и штурмана;
- приемники статического и полного давления воздуха;
- датчик сигнализатора обледенения РИО-2М;
- датчики сигнализаторов обледенения ВНА;
- датчик углов атаки.

Теплым воздухом обогреваются:

- носки крыла;
- передние кромки ВНА;
- носки воздухозаборников двигателей и туннелей маслорадиаторов;
- носки воздухозаборников обдува генераторов;
- входные кромки воздухозаборника туннеля ВВР;
- приемник полного давления воздуха КТА;
- стекла кабины летчиков и штурмана со стороны кабин.

Теплый воздух отбирается за 10-й ступенью компрессора каждого двигателя.

Для электрического обогрева элементов самолета используется постоянный, а для обогрева воздушных винтов, их коков, смотровых стекол и датчика сигнализатора обледенения РИО-2М — переменный ток.

Проверка исправности противообледенительных систем

(проверка производится в случае предстоящего полета в условиях обледенения)

512. Перед проверкой убедиться в том, что все выключатели управления противообледенительными системами находятся в положении «Выключено», после чего включить все АЗС и АЗР противообледенительных систем (группа «Противообледенение, обогрев») и АЗР-10 системы АУАСП-6 на шите АЗР, а также АЗС «Обогрев стекла» в кабине штурмана.

Работы по проверке исправности противообледенительных систем разделяются на выполняемые до запуска двигателей и на выполняемые после запуска двигателей.

1. Работы по проверке исправности противообледенительных систем, выполняемые до запуска двигателей при подключенных на борт аэродромных источниках электроэнергии

513. Для проверки обогрева приемников воздушного давления и датчика углов атаки (ПВД, КТА и ДУА) необходимо:

— установить ручки переключателей обогрева приемников воздушного давления «Левый борт», а затем «Правый борт» из среднего положения («Выключено») в положение «Проверка» (нижнее положение) и по загоранию сигнальных лампочек «Проверка обогрева приемников воздушного давления» убедиться в исправности обогрева (рис. 49 и 50) (все пять лампочек должны гореть);

— установить ручки переключателей «Левый борт» и «Правый борт» на 5—10 сек в положение «Включено» и убедиться в том, что световое сигнальное табло проверки обогрева «Обогрев ПВД» (желтая лампочка) в верхней части приборной доски из режима мигания переключается на режим постоянного горения;

— установить ручки переключателей в исходное (среднее) положение;

— перевести ручку выключателя «Обогрев ДУА» на 5—10 сек в положение «Включено» и проверить на ощупь нагрев профиля ДУА.

514. Для проверки сигнализации обледенения ВНА двигателей необходимо:

— ручку выключателя «Сигнализация обледенения ВНА» на правой панели приборной доски из положения «Отключено» на 5—10 сек перевести в верхнее положение;

— убедиться в исправности сигнализации обледенения ВНА всех двигателей по красным сигнальным лампочкам «Сигнализация обледенения ВНА»; при исправной сигнализации все четыре лампочки должны гореть (рис. 50).

515. Для проверки исправности сигнализатора обледенения РИО (на самолетах, где он установлен) необходимо:

— убедиться в том, что предохранительный цилиндр с датчика сигнализатора снят;

— установить ручку выключателя «Сигнал обледенения РИО-2М» на 2—3 мин в положение «Включено», а на самолетах, где установлена сигнальная лампочка «Исправность обогрева РИО», на 2—3 мин перевести ручку трехпозиционного переключателя «РИО-2М» (или РИО-3) из нейтрального положения «Выключено» в положение «Проверка» для прогрева прибора (после включения загорается красная сигнальная лампочка «Сигнал обледенения», а на самолетах с сигнальной лампочкой «Ис-

правность обогрева РИО» — и эта лампочка, рис. 50);

— по истечении 2—3 мин после включения выключить на 2—4 сек сигнализатор обледенения РИО, переведя ручку выключателя в положение «Отключено» (на самолетах с сигнальной лампочкой «Исправность обогрева РИО» ручку переключателя перевести в положение «Выключено»), а затем снова включить;

— убедиться в том, что после повторного включения сигнализатора загорается на 15—

его отсутствию — от бортовой турбогенераторной установки ТГ-16 с включенным на бортовую сеть генератором ГС-24.

Проверку производит бортовой техник (или техник по электрооборудованию самолета).

Для проверки исправности противообледенительной системы хвостового оперения необходимо включить выключатель «Кольцевание шин».

а) При проверке исправности нагревательных элементов циклического обогрева:

— убедиться в том, что все АЗР цепей по-

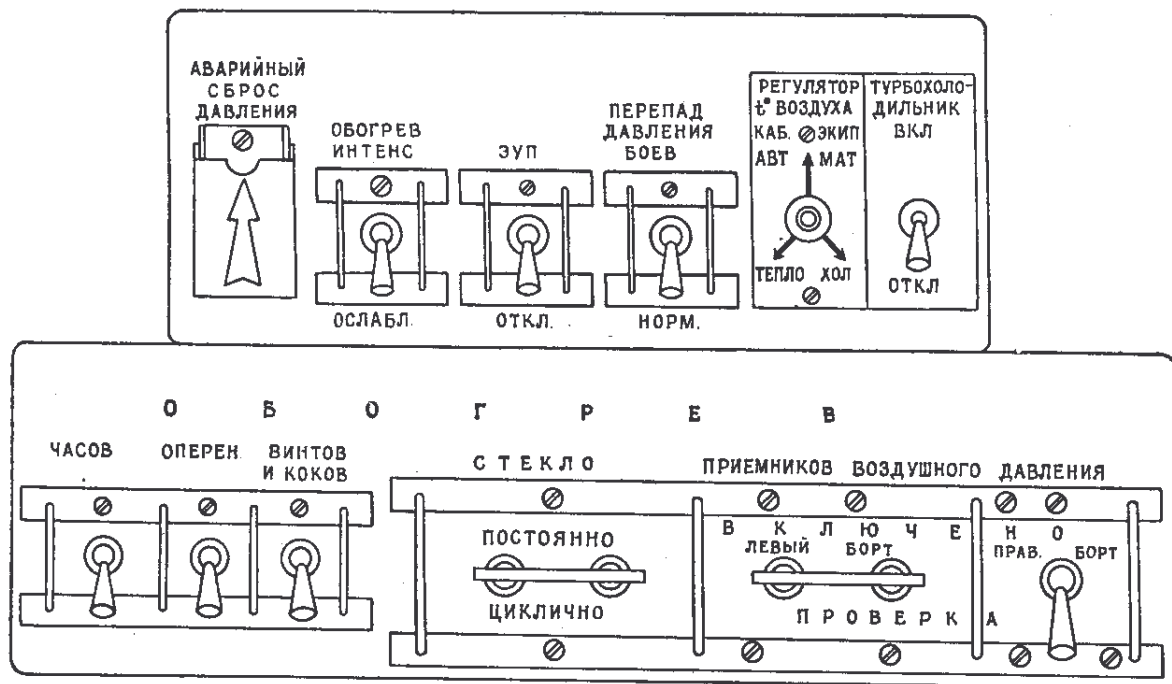


Рис. 49. Щиток управления системами обогрева и противообледенения

29 сек красная сигнальная лампочка «Сигнал обледенения», а на самолетах с сигнальной лампочкой проверки исправности обогрева РИО убедиться в том, что одновременно с этим на 5—7 сек загорается также зеленая лампочка «Исправность обогрева РИО»;

— на самолетах без сигнальной лампочки «Исправность обогрева РИО» с загоранием красной сигнальной лампочки «Сигнал обледенения» на 1—2 сек нажать кнопку «Проверка РИО-2М» и подать команду помощнику, находящемуся у датчика сигнализатора РИО, проверить на ощупь его нагрев (с тыльной стороны);

— выключить сигнализатор обледенения переводом ручки выключателя «Сигнализатор обледенения РИО» в положение «Отключено», а на самолетах с сигнальной лампочкой «Исправность обогрева РИО» — переводом ручки переключателя в нейтральное положение.

516. Проверка исправности нагревательных элементов противообледенительной системы хвостового оперения производится от аэродвигательного источника постоянного тока, а при

стоянного обогрева на щитке контроля элементов постоянного обогрева выключены, ручка выключателя «Обогрев оперения» на приборной доске находится в положении «Отключено», после чего включить АЗР «Противообледенение стабилизатора и киля» на щите АЗС;

— нажатием на ручки спаренных нажимных переключателей на щитке «Контроль элементов обогрева» перевести последовательно каждый из них на время не более 5 сек (с интервалами между включениями 5—10 сек) в положения, соответствующие включаемым секциям нагревателей носков хвостового оперения:

«Средняя стабилизатора правого, средняя стабилизатора левого»;

«Внутренняя стабилизатора правого, низа киля, внутренняя стабилизатора левого»;

«Верхняя киля, средняя киля»;

«Наружная стабилизатора правого, наружная стабилизатора левого».

После перевода ручки каждого из переключателей в указанные положения нажать на

кнопку «Включение проверки обогрева» на том же щитке и по показаниям амперметра определить суммарную величину тока, потребляемого секциями нагревателей носков хвостового оперения. При напряжении в бортовой сети 28,5 в суммарная сила тока должна быть:

Примечание. Напряжение в бортовой сети с включением секций при проверке может понижаться, при этом указанные контрольные значения потребляемого тока будут также уменьшаться в соответствии с уменьшением напряжения в сети.

б) При проверке элементов постоянного обогрева:

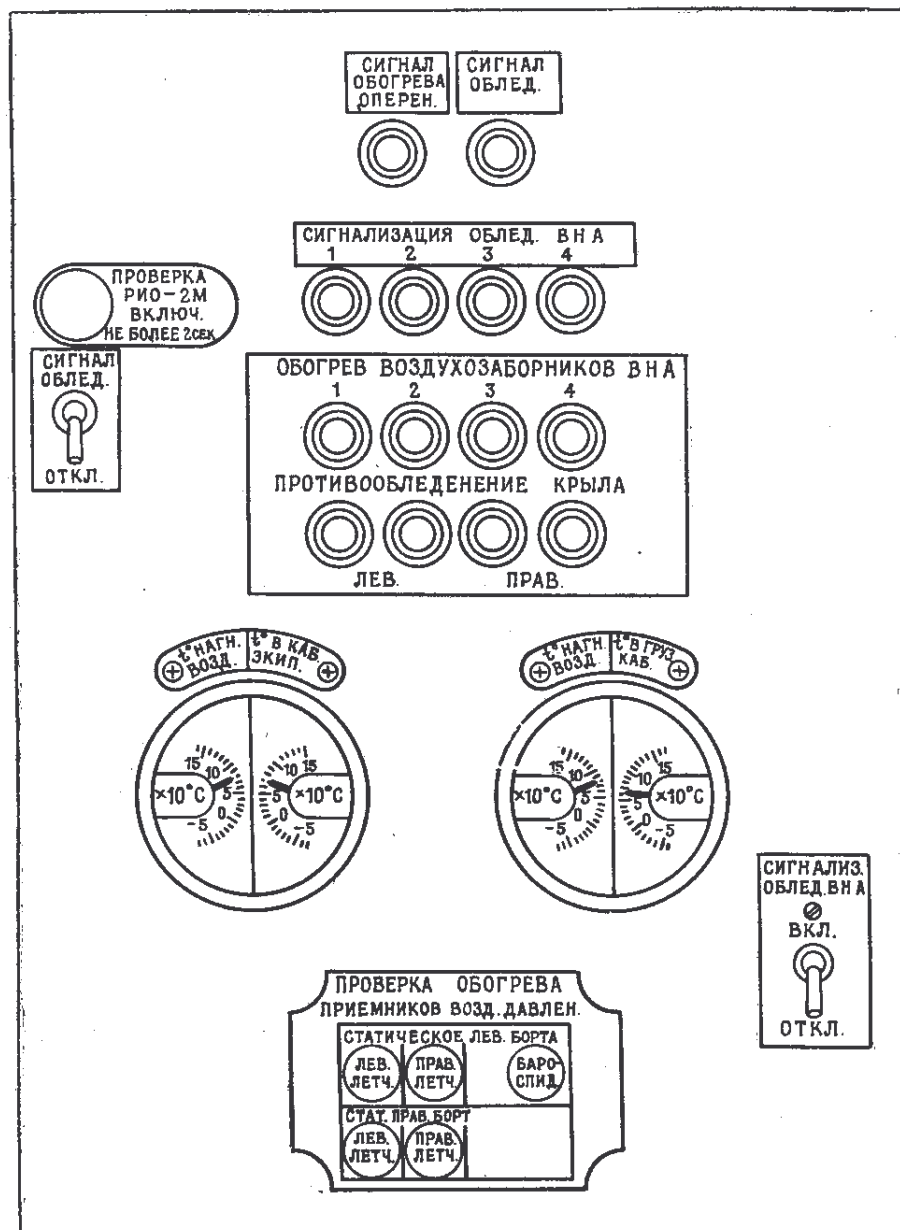


Рис. 50. Щиток сигнализации и проверки систем обогрева и противобледенения

для средних секций левой и правой половин стабилизатора — 700—800 а;

для внутренних секций левой и правой половин стабилизатора и нижней секции киля — 600—670 а;

для верхней и средней секций киля — 560—620 а;

для наружных секций левой и правой половин стабилизатора — 550—610 а.

— включить поочередно (по одному) автоматы защиты сети питания элементов постоянного обогрева на щитке проверки исправности нагревателей хвостового оперения;

— при каждом включенном автомате защиты на время не более 5 сек нажать на обе кнопки «Постоянный обогрев» и «Включение проверки обогрева» и по отклонению стрелки амперметра над щитком переключателей убе-

даться в исправности соответствующих нагревательных элементов;

- включить все АЗР элементов постоянно обогрева на время до 5 сек и, нажав кнопку «Включение проверки обогрева», определить суммарный ток, потребляемый всеми нагревательными элементами постоянного обогрева, который должен быть в пределах 275—320 а при напряжении в бортовой сети 28,5 в.

517. На самолетах, на которых питание механизма ПМК-21 осуществлено от аварийной шины, проверить исправность механизма, для чего:

- подать питание на аварийную шину (от любого — бортового или наземного источника питания), включив для этого выключатель «Аварийное питание» на электрощитке радиста (при этом обогрев оперения, осуществляемый от основной шины, происходить не будет);

- включить выключатель «Обогрев оперения» на правой панели приборной доски;

- проследить за установленной на правой панели приборной доски сигнальной лампочкой «Сигнализация обогрева оперения», которая должна периодически загораться на 40 сек и гаснуть на 2 мин.

Примечания: 1. На самолетах, на которых отсутствует амперметр над щитком переключателей в подкилевом отсеке, проверка исправности элементов обогрева носков хвостового оперения производится в указанном порядке, но отсчет величин тока, потребляемого нагревателями, производится в принятой последовательности по амперметру «Аккумуляторы», расположенному на электрощитке воздушного радиста.

2. Проверка противообледенительной системы хвостового оперения возможна также при работающих двигателях и от бортовых генераторов постоянного тока. Порядок проверки остается тот же, однако в этом случае производится только качественная оценка исправности нагревательных элементов циклического обогрева по величине суммарного тока, потребляемого нагревателями носков оперения и определяемого по показаниям одновременно восьми амперметров на щитке бортового радиста.

518. На самолетах с автоматическим включением противообледенительной системы хвостового оперения от сигнализатора обледенения РИО, кроме проверки исправности нагревательных элементов, как указано в ст. 516, и программного механизма ПМК-21 (проверка его исправности производится в соответствии со ст. 517 при установке переключателя «Обогрев оперения» на правой панели приборной доски в положение «Ручное»), произвести проверку автоматического включения обогрева оперения, для чего:

- проверить установку переключателя «Обогрев оперения» в нейтральное положение (выключено);

- включить питание бортовой сети напряжением 27 и 115 в от аэродромного источника или от самолетных генераторов;

- включить сигнализатор обледенения РИО;

- имитировать обледенение датчика сигнализатора имитатором льда из комплекта РИО;

- после загорания лампочки «Сигнализация обледенения» установить на 1—2 сек (во избежание перегрева носков оперения) переключатель «Обогрев оперения» в положение «Автомат»; при этом должна загореться лампочка «Сигнализация обогрева оперения»;

- после загорания лампочки «Сигнализация обогрева оперения» установить переключатель «Обогрев оперения» в нейтральное положение (выключено).

519. Для проверки противообледенительной системы смотровых стекол необходимо:

- установить ручки переключателей «Обогрев стекла — Интенсивно — Ослаблено» на приборной доске командира экипажа, его помощника и на верхнем пульте в кабине штурмана в положение «Ослаблено»;

- установить спаренные ручки переключателей «Постоянно — Циклично» на приборной доске помощника командира экипажа в положение «Постоянно»;

- через 1 мин проверить на ощупь нагрев наружной поверхности смотровых стекол, сравнивая температуру поверхности обогреваемой зоны каждого стекла с необогреваемой (при работающем обогреве стекла в обогреваемой зоне должны быть теплыми);

- по истечении 8—10 мин работы обогрева стекол на первой ступени перевести ручки переключателей «Обогрев стекол» из положения «Ослаблено» в положение «Интенсивно» и через 1—2 мин снова проверить на ощупь нагрев стекол (стекла в обогреваемой зоне должны быть теплыми);

- по окончании проверки перевести ручки переключателей «Интенсивно — Ослаблено» в положение «Ослаблено» и выключить обогрев стекол.

Примечание. При температуре наружного воздуха выше 25°С возможен нагрев стекла до температуры настройки автомата обогрева стекол, при которой их обогрев отключится, вследствие чего проверка его указанным способом произведена быть не может, а должна выполняться техническим составом в процессе предполетной подготовки.

II. Работы по проверке исправности противообледенительных систем, выполняемые после запуска двигателей

(проверка производится при работе двигателей на режиме 20—30° по УПРТ и выше)

520. Для проверки противообледенительной системы воздушных винтов и их коков необходимо:

- установить выключатель «Обогрев винтов и коков» на правой панели приборной доски в положение «Обогрев» на время до 1 мин;

- проверить по показаниям амперметров переменного тока на щитке радиста увеличение потребляемого тока после включения обо-

грева воздушных винтов (показания амперметров должны увеличиться на 54—60 а);

— выключить противообледенительную систему воздушных винтов.

521. Для проверки противообледенительной системы воздухозаборников двигателей необходимо:

— установить ручки четырех выключателей

а показания по УРВК уменьшатся на 1—2 единицы;

— выключить обогрев левого полукрыла: при этом погаснут две сигнальные лампочки «Противообледенение крыла», а показание по УРВК восстановится до 4 единиц;

— аналогично произвести проверку исправности системы для правого полукрыла.

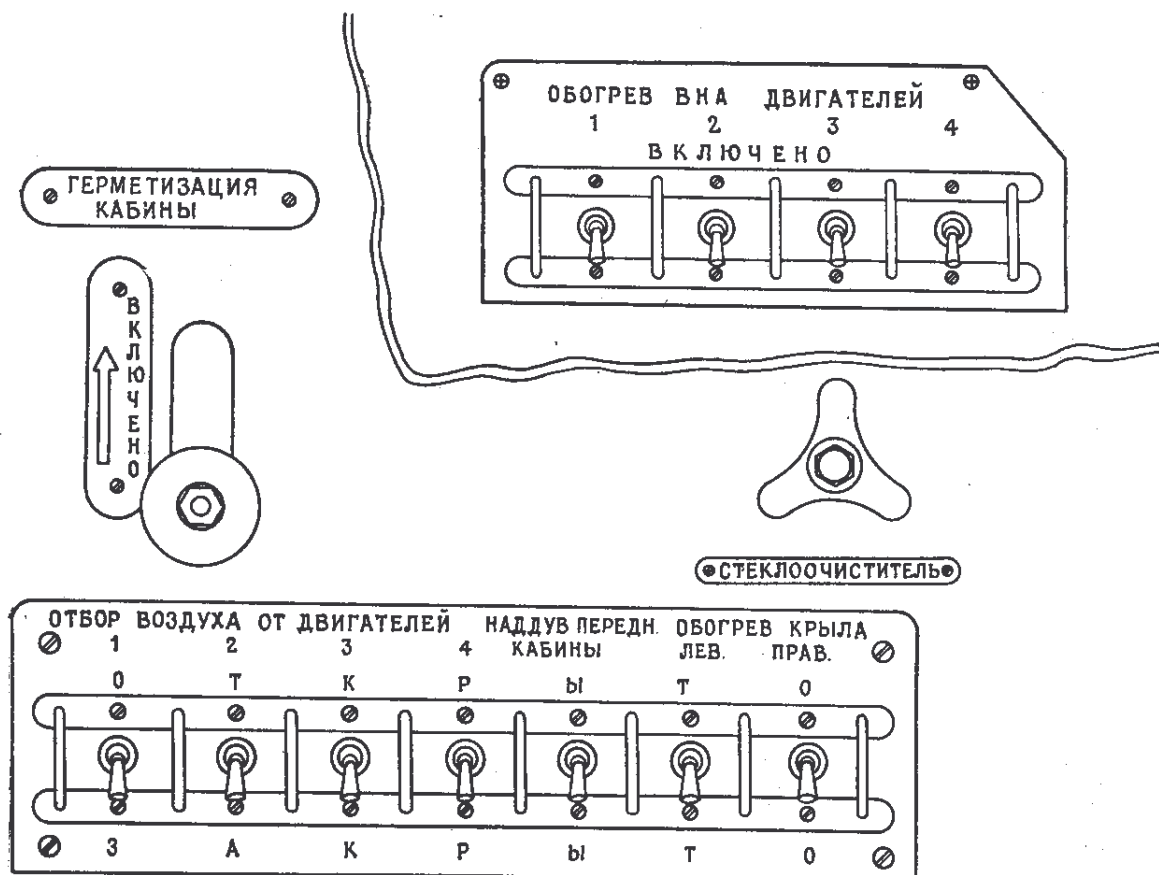


Рис. 51. Щиток управления кранами отбора воздуха от двигателей

«Обогрев воздухозаборников и ВНА» на правом пульте в положение «Включено» (рис. 51);

— убедиться в загорании всех четырех зеленых сигнальных лампочек «Обогрев воздухозаборников и ВНА» (рис. 50) на правой панели приборной доски (загорание лампочки происходит через 20—30 сек после включения системы);

— после загорания всех четырех лампочек выключить систему, переведя ручки выключателей «Обогрев воздухозаборников и ВНА» в исходное положение.

522. Для проверки противообледенительной системы крыла помощник командира экипажа обязан:

— произвести отбор воздуха от каждого двигателя по одной единице (по УРВК), доведя суммарный расход до 4 единиц;

— установить переключатель «Обогрев левый» в положение «Открыто»; через 20—30 сек должны загореться две сигнальные зеленые лампочки «Противообледенение крыла»,

Эксплуатация противообледенительных систем в полете

523. Во всех полетах должны быть включены сигнализаторы обледенения ВНА и РИО. Для этого после запуска двигателей ручки выключателей «Сигнализатор обледенения ВНА» и «Сигнализатор обледенения РИО» из положения «Отключено» перевести в положение «Включено». Включение (выключение) противообледенительных систем производить в соответствии с приведенными ниже указаниями и памяткой экипажу по эксплуатации противообледенительных систем.

524. Противообледенительную систему воздухозаборников и ВНА двигателей включать (ручки всех четырех выключателей «Обогрев воздухозаборников и ВНА» установить в положение «Включено»):

а) на земле — после запуска двигателей (при работе их на режиме больше 20—30° по

УПРТ) при температурах наружного воздуха $+5^{\circ}\text{C}$ и ниже;

б) в полете (если система не включена с земли) — перед входом в облака при любых температурах наружного воздуха, а в ночное время — при наличии облачности по маршруту, если температура наружного воздуха (по прибору) $+10^{\circ}\text{C}$ и ниже.

Выключать систему при температуре наружного воздуха $+5^{\circ}\text{C}$ и ниже только после заруливания на стоянку.

525. Обогрев стекол включать перед выруливанием при любой температуре наружного воздуха (ручки переключателей «Обогрев стекол — Интенсивно — Ослаблено» на приборной доске командира экипажа, его помощника и штурмана установить в положение «Ослаблено», а ручки спаренных переключателей «Постоянно — Циклично» на приборной доске помощника командира экипажа из среднего положения перевести в положение «Постоянно»).

В случае необходимости (при наличии условий обледенения, а при их отсутствии при температуре наружного воздуха ниже -30°C , когда возможно запотевание и заиндевание стекол со стороны кабины) через 8—10 мин работы обогрева стекол на режиме «Ослаблено» включить режим «Интенсивно».

Выключать обогрев остекления при наличии условий обледенения после заруливания на стоянку, а при их отсутствии (если во избежание запотевания стекол обогрев не нужен) — перед посадкой после выхода из облаков.

Примечание. Во время полета в условиях дождя или обледенения (при мокрой внешней поверхности стекла) включить стеклоочистители.

526. Обогрев ПВД и ДУА включать (ручки переключателей «Обогрев приемников воздушного давления», «Левый борт» и «Правый борт» установить в положение «Включено», а ручку выключателя «Обогрев ДУА» на левом пульте перевести из положения «Отключено» в переднее положение) не раньше, чем за 2 мин до взлета при температуре наружного воздуха $+5^{\circ}\text{C}$ и ниже, а в условиях выпадения осадков — при любых температурах наружного воздуха. Перед входом в облака обогрев ПВД и ДУА (если не был включен) включать при любой температуре наружного воздуха.

Выключать обогрев после посадки (но не позже чем через 2 мин), а при отсутствии условий возможного обледенения — перед заходом на посадку (после выхода из облаков).

527. Противообледенительную систему воздушных винтов и их коков включать (ручку выключателя «Обогрев винтов и коков» из положения «Отключено» перевести в верхнее положение):

а) на земле (не раньше чем за 5 мин до взлета) — в условиях выпадения осадков при температуре наружного воздуха $+5^{\circ}\text{C}$ и ниже;

б) в полете (если система не включена с земли) — перед входом в зону возможного обледенения а ночью — при температуре наружного воздуха $+5^{\circ}\text{C}$ и ниже в случае наличия облачности по маршруту.

Выключать систему при наличии условий обледенения не позднее чем через 5 мин после приземления, при их отсутствии — перед посадкой после выхода из облаков, а при полете по маршруту — при условии, если температура наружного воздуха в облаках выше $+5^{\circ}\text{C}$.

528. Противообледенительную систему хвостового оперения включать (ручку выключателя «Обогрев оперения» из положения «Отключено» перевести в верхнее положение, а на самолетах, на которых введено автоматическое включение противообледенительной системы оперения, — из нейтрального положения в положение «Ручное») только во время полета:

а) при наличии осадков у земли при температуре наружного воздуха $+5^{\circ}\text{C}$ и ниже — после взлета (отрыва) самолета;

б) в полете по маршруту (если система не включена после взлета) — перед входом в облака при температуре наружного воздуха 0° и ниже, а в ночное время — при наличии облачности по маршруту при температуре наружного воздуха на высоте полета в облаках 0° и ниже;

в) перед снижением в облаках — при любой температуре наружного воздуха.

Во всех остальных случаях полета на самолетах с автоматическим включением противообледенительной системы хвостового оперения переключатель «Обогрев оперения» должен быть установлен в положение «Автомат».

Выключать систему при наличии условий обледенения — перед приземлением (перед выравниванием) самолета, при их отсутствии во время снижения (захода на посадку) — после выхода из облаков, а в полете по маршруту — при условии, если температура наружного воздуха в облаках выше 0° .

529. Противообледенительную систему крыла включать (ручки четырех выключателей «Отбор воздуха от двигателей» и двух выключателей «Обогрев крыла левого» и «Обогрев крыла правого» установить в положение «Открыто») только во время полета при работе двигателей на режиме не выше номинального:

а) при наличии условий обледенения;

б) на снижении при температуре наружного воздуха в облаках ниже 0° ;

в) при полете в снегопад.

Предупреждение. При включении противообледенительной системы крыла убедиться, что все переключатели кранов «Отбор воздуха от двигателей» находятся в положении «Открыто».

Выключать систему при наличии условий обледенения — перед приземлением (перед выравниванием) самолета, при отсутствии их — перед заходом на посадку (после выхода из облаков), а в полете по маршруту — после выхода из зоны обледенения (облаков) или в об-

лаках при условии, если температура наружного воздуха в них выше 0°С.

Примечание. Признаками обледенения могут быть: загорание сигнальной лампочки «Сигнал обледенения ВНА», загорание сигнальной лампочки «Сигнал обледенения» (сигнализатора обледенения РИО или сигнализатора обледенения крыла), появление льда на рычагах стеклоочистителей и необогреваемых частях передних стекол кабины.

В случае попадания в зону обледенения при полете с включенной подачей теплого воздуха в грузовую кабину противообледенительную систему крыла включать в такой последовательности:

- выключить подачу воздуха в грузовую кабину;
- включить противообледенительную систему крыла;
- включить по необходимости подачу воздуха в грузовую кабину.

Во время полетов с включенными противообледенительными системами в условиях обледенения при интенсивном льдообразовании возможно отложение льда за обогреваемой зоной носков на крыле, а в небольшом количестве — и на хвостовом оперении. Поэтому в этих случаях выйти из зоны обледенения.

Чтобы уменьшить отложение льда за обогреваемой зоной носков крыла в случае продолжительного полета в условиях обледенения при средней и высокой интенсивности льдообразования при температуре наружного воздуха выше —10°С, целесообразно периодически выключать противообледенительную систему крыла и при очередных включениях системы обязательно наблюдать за сбросом льда с носков крыла. При температурах наружного воздуха —10°С и ниже противообледенительная система крыла при полете в указанных условиях обледенения должна быть включена постоянно.

Примечание. После включения противообледенительной системы крыла и воздухозаборников двигателей при полете на скорости по прибору 300—350 км/ч возможно снижение ее на 15—20 км/ч. Для поддержания исходной скорости следует увеличить режим работы двигателей.

530. Перед снижением (до входа в облака) при любых температурах наружного воздуха включить противообледенительные системы воздухозаборников и ВНА двигателей, воздушных винтов и обогрев ПВД, ДУА (если они были выключены), а при отрицательных температурах наружного воздуха включить также противообледенительные системы хвостового оперения, крыла и остекления (с первой ступени переключить на вторую).

При отсутствии обледенения (если температура наружного воздуха в облаках выше +5°С) выключить противообледенительные системы крыла и оперения.

При попадании в условия обледенения с температурой наружного воздуха ниже —20°С, а также при отказе противообледенительной системы выйти из зоны обледенения.

531. При пробивании облачности и перед заходом на посадку в условиях обледенения

обратить внимание на контроль за работой противообледенительной системы хвостового оперения: помощнику командира экипажа — по загоранию контрольной лампы «Сигнализация обогрева оперения», а воздушному радисту — по «броскам» стрелок амперметров генераторов постоянного тока во время автоматических переключений секций обогрева; в ночное время старшему бортовому технику периодически включать подсвет двигателей для контроля за состоянием носков воздухозаборников двигателей и коков воздушных винтов, а на самолетах, где он не установлен, подсвет осуществлять ручной фарой через иллюминаторы кабины сопровождающих.

Контроль исправности работы противообледенительной системы воздушных винтов и коков осуществляется по бортовым амперметрам на щитке радиста. На самолетах, где введена сигнальная лампочка контроля работы программного механизма ПМК-21 противообледенительной системы воздушных винтов и коков, отказ противообледенительной системы винта и кока любого двигателя при работающих всех четырех генераторах переменного тока определяется по циклу работы сигнальной лампочки и по показаниям амперметров в последовательности, указанной в табл. 32.

Таблица 32

Показания амперметра на нуле	Номер двигателя, у которого отказала ПОС воздушного винта и кока	
	Сигнальная лампочка горит	Сигнальная лампочка не горит
Генератора № 1	№ 1	№ 4
Генератора № 2	№ 3	№ 2

Во всех случаях обнаружения отказа противообледенительной системы воздушного винта и кока любого двигателя воздушный радист обязан доложить командиру экипажа.

Командиру экипажа в этом случае необходимо усилить контроль за работой двигателя с неисправной противообледенительной системой винта и кока и в случае появления сильной вибрации зафлюгировать винт данного двигателя.

532. При обнаружении льда на носках воздухозаборников двигателей при полете как с включенной, так и с выключенной их противообледенительной системой, а также во всех случаях полета в условиях обледенения при появлении хлопков в двигателях или при дрожании стрелки ИКМ необходимо:

- а) при полете по маршруту:
 - выключить противообледенительную систему воздухозаборников и ВНА соответствующего двигателя, если она была включена (не включать, если она была выключена);
 - установить режим работы двигателей не ниже 65° по УПРТ;
 - принять меры к выходу из зоны обледенения;

Памятка экипажу по эксплуатации противообледенительных систем

Намятка экипажу по эксплуатации противообледенительных систем

Противообледенительные системы	Проверка и применение	Противообледенительные системы	крыла		
воздухозаборников и ВНА	стекло	ПВД, ДУА	воздушных винтов	хвостового оперения	
До запуска двигателей	Проверить сигнализацию обледенения ВНА по загоранию четырех красных лампочек (5—10 сек)	Переключатели в положении «Постоянно» и «Ослаблено», через 8—10 мин — «Интенсивно». Проверка нагрева на ощупь	Проверить сигнализацию обогрева ПВД по загоранию 5 голубых лампочек и постоянному горению табло «Обогрев ПВД» после включения (на 5÷10 сек) обогрева ПВД	Проверить величину потребляемых токов: 700—800 а — средними секциями стабилизаторов, 600 а — остальными секциями и 275—320 а — элементами постоянного обогрева	
При пробе двигателей (на режимах более 20—30° по УПРГ)	Включить обогрев ВНА. Проверить работу по загоранию четырех сигнальных лампочек			Переключатель в положении «Обогрев» на 1 мин. Контроль по амперметрам (увеличение тока на 54—60 а по каждому амперметру)	Почередно включить обогрев левого и правого полукрыльев. Контроль по загоранию четырех зеленых ламп и падению расхода на 1—2 единицы по УРВК
Перед вырубанием и взлетом	Включать после запуска двигателей при температуре наружного воздуха +5°С и ниже	Включать перед вырубанием при любой температуре наружного воздуха вначале «Ослаблено», через 8—10 мин (при необходимости) — «Интенсивно»	Включать за 2 мин до взлета при $t_{вн} = +5^{\circ}\text{C}$ и ниже (при осадках — при любой температуре на-ружн. воздуха)	Включать за 5 мин до взлета при осадках и температуре наружного воздуха +5°С и ниже	
В полете (перед входом в облака, зону возможного обледенения)	Включать при любой температуре наружного воздуха	Включать при температуре наружного воздуха +10°С и ниже при облачности по маршруту	Включать при любой температуре воздуха	Включать при температуре наружного воздуха +5°С и ниже при облачности по маршруту	Включать после взлета и уменьшения режима до номинального при признаках обледенения и в снегопад
В полете (ночью)		Включать при температуре наружного воздуха +10°С и ниже при облачности по маршруту	Включать при любой температуре воздуха	Включать при температуре наружного воздуха +5°С и ниже при облачности по маршруту	То же
Выключение систем: а) обледенения нет б) при обледенении	Перед заходом на посадку (после выхода из облаков) После приземления не позже 2 мин После захода на стоянку	Горят четыре сигнальные лампочки «Обогрев ВНА»	Потребляемый ток больше на 10—12 а	Постоянно горит табло «Обогрев ПВД»	При температуре наружного воздуха выше 0° С Перед приземлением (перед выравниванием)
Контроль включения систем		Горят четыре сигнальные лампочки «Обогрев ВНА»	Потребляемый ток больше на 10—12 а	Постоянно горит табло «Обогрев ПВД»	По нагрузке (амперметрам) и периодичности загорания сигнальной синей лампочки (40 сек горит, 120 сек не горит)
		Горят четыре сигнальные лампочки «Обогрев ВНА»	Потребляемый ток больше на 10—12 а	Постоянно горит табло «Обогрев ПВД»	Горят четыре зеленые лампочки «Обогрев крыла»

— после выхода из зоны обледенения, а также в случае невозможности выхода из нее включить противообледенительную систему воздухозаборников и ВНА одного из внутренних двигателей, затем поочередно с интервалом времени 2—3 мин включить противообледенительную систему тех двигателей, на которых она была выключена (в случае останова двигателя); после включения противообледенительной системы воздухозаборников и ВНА остановленного двигателя разрешается его запуск в воздухе согласно данной Инструкции, при этом включение противообледенительной системы воздухозаборников и ВНА последующих двигателей производить только после запуска остановившегося двигателя;

б) при снижении и заходе на посадку повысить внимание и быть готовым зафлюгировать винт в случае отказа в работе двигателя.

При уходе на второй круг (на взлетном режиме) с включенной противообледенительной системой крыла обогрев крыла **не включать**.

Примечания: 1. В случае отказа (выключения) одного или двух двигателей работа противообледенительной системы крыла обеспечивается подачей горячего воздуха от компрессоров работающих двигателей, однако при этом возможна некоторая потеря эффективности системы. Поэтому при вынужденном полете в зоне обледенения с частью неработающих двигателей командиру экипажа принять решение о дальнейшем продолжении полета. Противообледенительная система хвостового оперения при отказе одного или двух двигателей продолжает работать нормально.

2. В случае выключения одного из двух двигателей № 2 или № 3 или отказа одного из двух генераторов переменного тока СГО-12 № 2 или № 3 для устранения перегрузки работающего генератора СГО-12 № 2 или № 3 (при величине нагрузки на генератор более 100 а при включенном обогреве стекол помощника командира экипажа и штурмана) переключатель «Обогрев стекол постоянно — Циклично» из положения «Постоянно» перевести в положение «Циклично».

3. При рулении с двумя работающими двигателями противообледенительная система воздушных винтов должна быть выключена.

ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА

Общие положения

В электрооборудование входят источники электроэнергии постоянного и переменного тока, бортовая электросеть постоянного и переменного тока, пускорегулирующая и коммутационная аппаратура, аппараты защиты сети постоянного и переменного тока от коротких замыканий, аппаратура защиты сети постоянного и переменного тока от перенапряжения, электростартеры, электролебедки, электромеханизмы, электронасосы, вентиляторы, система внутрикабинного освещения, световой и звуковой сигнализации, система внешней световой сигнализации и посадочного освещения, электрические противообледенительные системы двигателей, стекол кабины экипажа и хвостового оперения самолета.

Электрооборудование обеспечивает:

— электрический запуск двигателей от бортовых и аэродромных источников электроэнергии;

— питание и управление всеми электрифицированными системами самолета (гидравлической, топливной и масляной системами двигателей; системами противообледенения, пожаротушения и высотного оборудования; системами стрелкового, бомбардировочного и транспортно-десантного оборудования; системами выпуска и уборки шасси, торможения колес, флюгирования винтов двигателей, а также системами открытия и закрытия створок грузолюка и бомболоюка);

— питание пилотажно-навигационного, радионавигационного, радиосвязного, радиотехнического, радиолокационного и фотооборудования.

Электросистема постоянного тока

533. Питание потребителей электроэнергии постоянным током на самолете осуществляется от основных источников электроэнергии: от восьми стартер-генераторов СТГ-12ТМО-1000 напряжением 28,5 в и от аккумуляторных батарей 12САМ-28 напряжением 24 в. Стартер-генераторы установлены попарно на каждом двигателе. На самолетах, оборудованных турбогенератором ТГ-16 (с генератором ГС-24А), кроме того, устанавливаются четыре аккумуляторные батареи 12САМ-28 в правом обтекателе шасси.

Стартер-генераторы работают при запуске двигателей в качестве электростартеров и автоматически переводятся в генераторный режим после запуска двигателей. Электросеть постоянного тока (напряжением 28,5 в) — однопроводная. В качестве второго (минусового) провода используется заматаллизованный корпус самолета.

Для питания бортсети самолета постоянным током и запуска двигателей от наземных источников электроэнергии (АПА-2МП, АПА-35-2М, АПА-50) на правом обтекателе шасси установлены два разъема ШРАП-500К, а на самолетах с ТГ-16 (ТГ-16М) дополнительно установлен разъем ШРА-800-10ВК. Все потребители постоянного тока самолета питаются от шин распределительных устройств, размещенных в кабине экипажа и в грузовой кабине. На самолете применена система двойного автоматического питания потребителей электроэнергии. Для этого имеются две главные распределительные шины:

— шина левых генераторов, получающая электроэнергию от параллельно работающих левых генераторов (№ 1, 3, 5, 7);

— шина правых генераторов, получающая электроэнергию от параллельно работающих правых генераторов (№ 2, 4, 6, 8), аккумуляторов и генератора ГС-24А.

Шины левых и правых генераторов обычно между собой не соединены, а соединяются лишь при включении выключателя «Кольцевание шин левых и правых генераторов», расположенного на электрощитке радиста. Объединение необходимо для выравнивания нагрузки в следующих случаях:

- при отказе одного или нескольких правых или левых генераторов;
- при одном работающем двигателе;
- при включении противообледенительной системы хвостового оперения.

От шины левых генераторов получают питание:

- РК противообледенителей оперения;
- РК кормовой кабины, к шине которой подключена также питающая шина электропитания кормовой кабины;
- РК сброса грузов.

От шины правых генераторов получают питание:

- РК первой кабины с подключенными к ней: РК радиста с главным щитком АЗС и АЗР, электрощитком АЗС и АЗР штурмана и шиной приборной доски летчиков;
- РК левых двигателей с подключенной к ней РК топливных насосов левой группы баков;
- РК правых двигателей с подключенной к ней РК топливных насосов правой группы баков;
- РК противообледенителей оперения.

При отказе всех левых генераторов (обесточивание шины левых генераторов) распределительные устройства, получающие от нее электропитание, автоматически переключаются на шину правых генераторов.

В случае отказа всех правых генераторов автоматического переключения распределительных устройств, питающихся от шины правых генераторов, на шину левых генераторов не произойдет, если не отключить бортовые аккумуляторы.

Предупреждение. При отказе всех правых генераторов в полете выключить бортовые аккумуляторы и строго следить за нагрузкой левых генераторов. А при исправной шине правых генераторов правую и левую шины необходимо закоротить и включить бортовые аккумуляторы.

534. В процессе эксплуатации необходимо периодически контролировать величины токов и напряжений параллельно работающих генераторов. В случаях нарушения равномерного распределения нагрузки необходимо произвести настройку параллельной работы генераторов. Настройка параллельной работы генераторов производится следующим образом:

- запустить двигатели, прогреть регуляторы во время прогрева двигателей в течение 20—30 мин;
- установить эксплуатационные обороты двигателей;
- отрегулировать с помощью выносных сопротивлений ВС-25Б напряжение 28,5 в при холостом ходе для каждого генератора, поочередно отключая их от сети;
- включить генераторы на бортовую сеть самолета;
- в полете нагрузить генераторы примерно 75% номинального тока на каждый генератор (300 а), для чего включить противообледенители хвостового оперения.

Регулировать четные и нечетные генераторы следует отдельно. Аккумуляторы должны быть выключены. После окончания регулировки аккумуляторы включить на бортовую сеть. После 30—60 мин полета, когда вся система прогреется, уточнить положение головок выносных сопротивлений ВС-25Б.

При равенстве токов генераторов настройку их параллельной работы можно считать законченной.

В последующих полетах головки выносных сопротивлений ВС-25Б не трогать и лишь периодически контролировать величины токов и напряжений генераторов.

Примечания: 1. В случае невозможности обеспечить нагрузку генераторов на 75% номинала настройку параллельной работы производить при максимально возможной нагрузке.

2. Допустимым расхождением токов генераторов СТГ при параллельной работе является 10% номинального тока. При этом нагрузка каждого генератора не должна превышать номинальной.

3. При нагрузке сети меньше номинальной допускается большая разница токов, так как это не опасно для генераторов ввиду их недогруженности. Кроме того, при малых нагрузках в сети некоторые генераторы или один из них (с меньшим напряжением) могут потреблять ток из сети и при увеличении этого тока до значения, равного обратному току ДМР-400Д, последний автоматически отключает генератор от сети.

535. Для обеспечения электропитанием наиболее жизненно важных потребителей электроэнергии при отказе основной электросети, а также в случае вынужденного выключения всех генераторов (при пожаре в электрораспределительных устройствах и т. д.) на самолете предусмотрена электросеть аварийного питания. Питание аварийной сети осуществляется от бортовых аккумуляторов, генераторов СТГ-12ТМО-1000 № 4 и 5 и от генератора ГС-24А.

Переключение на аварийное питание может производить командир или бортовой радист, для чего на левой панели приборной доски летчиков и электрощитке радиста имеются выключатели, закрытые предохранительными красными колпачками. При включении любого из них независимо от положения переключателя «Борт—Аэродром» и выключателя «Аварийный выключатель аккумуляторов и аэродромного питания» бортовые аккумуляторы, а также генераторы № 4 и 5 переключаются с главных шин правых и левых генераторов на главную шину аварийного питания (РК аварийного питания).

536. Переход на аварийное электропитание в сети постоянного тока осуществляется по команде командира корабля в следующих случаях:

- а) при неустойчивой работе источников электропитания постоянным током из-за короткого замыкания в сети (при колебаниях напряжения и тока генераторов, увеличении нагрузочных токов более 550 а);
- б) при отказе всех стартер-генераторов;
- в) при полном обесточивании самолетной сети постоянного тока;

г) при возникновении очагов пожара в распределительных коробках левых и правых двигателей, в щите АЗС и АЗР на шпангоуте № 9;

д) при вынужденной посадке самолета с убранным шасси.

Для включения аварийного электропитания проделать следующие операции:

— убедиться, что бортовые аккумуляторы включены;

— преобразователь ПО-750А (ПО-1500) включить в режим «Аварийное питание».

Примечание. На самолетах Ан-12 до 14-й серии перед включением ПО-750А выключить ПДСП, РВ-2, СПИ-1, РБП-3, обогрев стекол, РПС, ДАК-ДБ, СОД-57, УС-8, ДУЖК, РСИУ-4В № 1;

— выключить все генераторы переменного тока СГО-12;

— включить выключатель «Аварийное питание» на электрощитке радиста или на левой панели приборной доски летчиков и доложить командиру корабля о необходимости перехода на пилотирование по дублирующим приборам;

— выключить все генераторы постоянного тока СТГ-12ТМО-1000;

— убедиться по вольтметру и амперметру на электрощитке радиста, что напряжение на аварийную электросеть подается, потребляемый от сети ток не более 150 а и величина его не колеблется;

— проверить по вольтметру напряжение генераторов СТГ-12ТМО-1000 № 4 и 5 и при исправности генераторов включить их на аварийную шину;

— убедиться, что аварийная электросеть работает устойчиво, на бортовые аккумуляторы поступает зарядный ток;

— убедиться в исправной работе оборудования и приборов, подключенных к аварийным сетям постоянного и переменного тока;

— выключить автоматы защиты на щите АЗР и на электрощитке штурмана, имеющие светлозеленую окраску.

Примечание. На самолетах последних выпусков (с преобразователями повышенной мощности и с ПНК) потребляемый ток при питании от аварийной шины возрастает в среднем до 250 а.

Работа потребителей, подключенных к аварийной шине постоянного тока при питании ее от генераторов СТГ-12ТМО-1000 № 4, 5 или от ГС-24А, по времени не ограничена.

В случае аварийного питания только от аккумуляторов полет может продолжаться (при нагрузке 150 а):

— при 4 аккумуляторах — 15—20 мин;

— при 7 аккумуляторах — до 1 ч 4 мин;

— при 17 аккумуляторах — не менее 2 ч.

При возрастании нагрузки до 250 а время полета сокращается и составляет:

— при 4 аккумуляторах — 9 мин;

— при 7 аккумуляторах — 24 мин;

— при 17 аккумуляторах — 1 ч 15 мин.

Этого времени экипажу практически достаточно для того, чтобы после перевода пита-

ния потребителей на аварийную шину разобратся в сложившейся обстановке, принять решение о подключении к аварийной шине генераторов № 4 и 5.

В случае неисправности этих генераторов необходимо снизиться до высоты запуска турбогенераторной установки ТГ-16М, произвести запуск ее от аккумуляторов, проверить напряжение генератора ГС-24А и включить генератор ГС-24А на аварийную шину.

Предупреждения: 1. Включать выключатель «Аварийное питание» разрешается не ранее чем через 15 сек после применения системы пожаротушения и не ранее чем через 12 сек после начала флюгирования винта.

2. При электропитании от аварийной электросети антиобледенительные системы хвостового оперения, а также винтов и коков не работают, поэтому переходить на аварийное электропитание в условиях обледенения следует только в крайних случаях, когда это обеспечит большую безопасность экипажу и сохранность самолета.

Электросистема переменного тока 115 в 400 гц

537. В качестве основной электросистемы переменного тока на самолете применена однопроводная электросистема переменного тока с раздельным питанием распределительных устройств от синхронных генераторов переменного тока (115 в 400 гц), обеспечивающая автоматическое поочередное подключение исправных генераторов к шинам распределительных устройств при различных вариантах одновременного отказа одного, двух и трех генераторов в полете.

Основными источниками переменного тока (115 в 400 гц) являются четыре генератора СГО-12, установленные по одному на каждом двигателе, и в качестве резервного источника — один преобразователь ПО-750А (ПО-1500).

На самолете установлены четыре автомата защиты сети переменного тока (115 в 400 гц) АЗП1-1СД, предназначенные для отключения каждого генератора СГО-12 в случае его отказа, приводящего к резкому повышению напряжения (свыше 126—133 в).

При падении напряжения в сети переменного тока ниже 85 в (вследствие замыкания в сети или в генераторе, неисправности цепи возбуждения или обрыва фидера генератора) пускорегулирующая аппаратура (КВП-1А, ПМК-14) через 6 сек автоматически отключит данный генератор и подключит питаемую им шину к другому, исправному генератору. Загорится красная лампочка «Отказ генератора». Выдержка времени в течение 6 сек предусмотрена для того, чтобы в случае замыкания фидера одного из потребителей переменного тока за это время успел сгореть его пре-

дохранитель, после чего генератор восстановит напряжение.

Для подключения наземного источника к бортовой сети переменного тока на правом обтекатель шасси установлен разъем аэродромного питания ШРА-200ЛК.

Все потребители электроэнергии переменного тока разделены на четыре группы, каждую из которых питает свой генератор СГО-12:

а) в первую группу входит противообледенительная система винтов и коков двигателей № 1 и 4, которая нормально питается от генератора СГО-12 № 1; в случае выхода из строя генератора № 1 противообледенительную систему винтов и коков двигателей № 1 и 4 автоматически начинает питать генератор № 4;

б) во вторую группу входит противообледенительная система винтов и коков двигателей № 2 и 3, которая нормально питается от генератора СГО-12 № 2; в случае выхода из строя генератора № 2 противообледенительную систему винтов и коков двигателей № 2 и 3 начинает питать генератор № 3;

в) в третью группу входят второстепенные потребители переменного тока (115 в 400 гц); все эти потребители питаются от шины № 2, расположенной в разъемной коробке (в РК 115 в), которая нормально питается от генератора СГО-12 № 3; в случае выхода из строя генератора № 3 шину № 2 начинает питать генератор № 4;

г) в четвертую группу входят наиболее важные потребители переменного тока (115 в 400 гц); все эти потребители подключены к шине № 1 (в РК 115 в), которая нормально питается от генератора СГО-12 № 4; в случае выхода из строя генератора СГО-12 № 4 шину № 1 начинает автоматически питать генератор СГО-12 № 1; в случае одновременного выхода из строя генераторов СГО-12 № 1 и 4 шину № 1 начинает автоматически питать генератор СГО-12 № 3, а при одновременном выходе из строя СГО-12 № 1, 4 и 3 шину № 1 начинает автоматически питать генератор СГО-12 № 2.

Потребители шины № 2 в этом случае оказываются обесточенными. Шина № 1 (в РК 115 в) конструктивно разбита на две шины: собственно шину № 1 и аварийную шину переменного тока (115 в 400 гц). Обе шины в нормальных условиях объединены между собой и разделяются только в аварийных случаях (при выходе из строя всех генераторов СГО-12). В этом случае имеющийся преобразователь ПО-750А (ПО-1500) подключается для питания аварийной шины.

При проверке аппаратуры на земле, когда нет аэродромного источника тока напряжением 115 в и частотой 400 гц, схемой предусмотрена возможность подключения преобразователя ПО-750А (ПО-1500) ко всей шине № 1 (включая аварийную шину). При включении розетки аэродромного питания напряжение переменного тока поступает только на шины № 1 и 2 (включая аварийную шину).

538. Для включения каждого генератора в сеть необходимо:

— измерить напряжение генератора без нагрузки (переключатель «Включено — Проверка» установить в положение «Проверка»);

— подключить вольтметр на соответствующий генератор и убедиться, что напряжение генератора 115 ± 3 в;

— переключатель «Включено — Проверка» поставить в положение «Включено»; при этом красная лампочка сигнализации отказа генератора загорится на 0,5 сек, а затем погаснет;

— после включения нагрузки убедиться по амперметру АФ-100 данного генератора, что в сеть поступает ток.

Предупреждения: 1. Если включить любой генератор до запуска двигателя, загорится красная лампочка отказа генератора и после запуска двигателя генератор не даст напряжения. В этом случае для включения его в работу переключатель генератора «Включено — Проверка» поставить в нейтральное положение, а затем — в положение «Включено».

2. Генераторы необходимо включать в сеть при выключенных потребителях переменного тока.

3. После запуска двигателей перед включением генератора СГО-12 необходимо выключить преобразователь ПО-750А (ПО-1500).

539. При резких колебаниях напряжения и отдаваемого генератором тока в полете необходимо:

— выключить поочередно потребители переменного тока;

— если колебания не прекратились, то выключить генератор;

— включить выключенные перед этим необходимые потребители и по увеличению тока нагрузки убедиться в подключении их на шину резервного генератора.

540. Для регулировки напряжения на земле необходимо:

— в режиме малого газа двигателей включить генераторы СГО-12;

— после 16 мин работы генераторов перевести двигатели на режим не ниже 0,2 номинального и при холостом ходе генераторов (переключатель в положении «Проверка») с помощью выносного сопротивления ВС-33 установить напряжение сети 115 в.

Для предупреждения перегрева регулятора напряжения на земле последовательно в цепь угольного столба и его стабилизирующей обмотки включается добавочное сопротивление БС25-043Д, ограничивающее отдаваемую генератором мощность. Это сопротивление отключается при уборке шасси, а также при включении антиобледенительной системы винтов и коков, которую на земле следует включать не ранее чем за 5 мин перед взлетом. На земле допускается работа генератора при пониженной мощности в продолжении не более 30 мин.

541. Для перехода на аварийное питание по команде командира экипажа воздушный радист обязан переключатель «Аварийное — Проверка аппаратуры» преобразователя ПО-750А (ПО-1500) поставить в положение «Аварийное»; а переключатель вольтметра в положение «ИШ, ПО-750» и убедиться в наличии напряжения на аварийной шине.

Всем членам экипажа выключить потребители переменного тока, не подключенные к аварийной шине.

Измерение величины тока, отдаваемого преобразователем в сеть, амперметрами, установленными на борту самолета, не предусмотрено.

Электросистема переменного тока 36 в 400 гц

542. Для питания потребителей переменным трехфазным током (36 в 400 гц) установлены два преобразователя ПТ-1000Ц (ПТ-1500Ц) — рабочий и резервный, подключенные к аварийной шине постоянного тока.

Система питания трехфазным переменным током напряжением 36 в выполнена по схеме с обеспечением резервирования.

При выходе из строя основного преобразователя ПТ-1000Ц автоматически вступает в работу резервный преобразователь ПТ-1000Ц.

СИСТЕМА ПИТАНИЯ МЕМБРАННО-АНЕРОИДНЫХ ПРИБОРОВ

543. Система питания мембранно-анероидных приборов предназначена для подачи полного и статического давления в полете к указателям скорости КУС-1200, указателю числа М МС-1, высотомерам ВД-10 (ВД-20), вариометрам ВАР-30-3, датчику воздушной скорости ДВС (из комплекта НИ-50БМ1 или АНУ-1), датчикам высоты ДВ-15 и ДВ-47 (из комплектов аппаратуры СОД-57М и «Свод»), корректору высоты КВ-11 (из комплекта автопилота АП-28Д1), барореле СВУ-12-1А (из комплекта радиовысотомера РВ-2), сигнализаторам скоростного напора СДУ2А-0,18, УВПД-15, самописцам КЗ-63 (МСРП-12) и бароспидографу.

В указанную систему входят:

— система полного давления, подключенная к приборам левого летчика и штурмана, питаемая от приемника ТП-156М (ППД-1), расположенного на левом борту (шпангоут № 8);

— система полного давления, подключенная к приборам правого летчика, оператора, воздушного стрелка и датчику ДВС, питаемая от приемника ТП-156М (ППД-1), расположенного на правом борту (шпангоут № 8);

— система статического давления, подключенная к приборам левого летчика, штурмана и корректора высоты КВ-11, питаемая от двух верхних приемников статического давления,

размещенных на левом и правом бортах фюзеляжа (между шпангоутами № 7 и 8);

— система статического давления, подключенная к приборам правого летчика, к приборам, расположенным в кормовой и грузовой кабинах, и к датчикам ДВС и ДВ-15, питаемая от двух нижних приемников статического давления, расположенных на левом и правом бортах фюзеляжа (между шпангоутами № 7 и 8);

— система статического давления, подключенная к самописцам КЗ-63 (МСРП-12) и к бароспидографу, барореле СВУ-12-1А и датчику высоты ДВ-46, питаемая от нижнего приемника, расположенного на левом борту фюзеляжа;

— резервная система статического давления, питаемая от резервного приемника статического давления, расположенного под заливом центроплана левого борта фюзеляжа между шпангоутами № 27 и 28.

Для устранения случаев отказа мембранно-анероидных приборов из-за скопления влаги в нижних точках трубопроводов систем полного и статического давления установлены влагоотстойники.

Система питания мембранно-анероидных приборов обеспечивает подключение приборов левого летчика и штурмана к системам полного и статического давления правого летчика с помощью двух кранов, расположенных над пультом левого летчика на левом борту кабины экипажа. Кроме того, с помощью отдельного крана, расположенного рядом с указанными выше кранами, приборы левого летчика и штурмана могут быть подключены к резервной системе статического давления.

Во избежание в полете при наличии обледенения случаев отказа приемники полного и статического давления, за исключением резервного приемника статического давления, снабжены встроенными электрообогревательными элементами. Включение электрообогревательных элементов приемников полного и статического давления производится переключателями, установленными на приборной доске правого летчика.

544. Для проверки герметичности системы статического давления присоединить к приемникам статического давления с помощью переходников и резинового шланга установку КПУ-3 (КПА-ПВД). Плавно создать в системе статического давления разрежение, соответствующее скорости 700 км/ч по шкале бортового указателя скорости.

Перекрыть источник вакуума, зажать резиновый шланг и наблюдать за показаниями стрелки указателя скорости. Статическая система считается герметичной, если изменение скорости за 1 мин равно или меньше 5 км/ч.

При проверке системы левого летчика показания указателей скорости и высоты левого летчика и штурмана должны быть равны или отличаться на величину инструментальных погрешностей.

545. Для проверки герметичности системы полного давления на приемник полного давления (ППД-1) ТП-156М надеть шланг, соединенный с источником давления КПУ-3 (КПА-ПВД). При этом дренажные отверстия приемника должны быть перекрыты шлангом. Плавное создание давления в системе полного давления, соответствующее скорости 700 км/ч по шкале бортового указателя скорости.

Перекрыть источник давления, зажать резиновый шланг и наблюдать за показаниями указателя скорости. Система считается герметичной, если спад скорости за 1 мин равен или меньше 2 км/ч.

При проверке следить за показаниями как контрольного указателя скорости, так и указателей скорости на приборных досках. Показания этих приборов должны быть равными или отличаться на величину инструментальной погрешности. Если при изменении давления наблюдается отставание стрелки указателя скорости на приборной доске, то это указывает на засорение системы или заедание механизма прибора. Проверить сигнализацию «Скорость велика», которая срабатывает при давлении в системе, соответствующем скорости ограничения самолета 600 ± 16 км/ч, или при давлении, соответствующем предельному числу $M=0,7 \pm 0,01$.

Предупреждение. При проверке системы на земле показания указателя скорости не должны превышать 800 км/ч.

546. В случае отказа барометрических приборов на щитке командира экипажа необходимо установить, в какой системе питания данных приборов произошел отказ: в системе полного или статического давления. При отказе в системе полного давления показания указателя скорости КУС-1200 и измерителя числа M (МС-1) будут искажены, а показания высотомера ВД-10 и вариометра ВАР-30-3 будут соответствовать заданному режиму полета. При отказе в системе статического давления в случае снижения или набора высоты будут искажены показания всех приборов.

547. Отказ питания барометрических приборов в системе статического давления может произойти по двум причинам:

- замерзание заборника или трубопровода статического давления;
- нарушение герметичности трубопровода статического давления.

При замерзании заборника или трубопровода статического давления в случае снижения самолета относительно высоты, на которой произошел отказ прибора, показания указателя скорости будут значительно превышать истинные показания для данного режима полета, а при наборе высоты будут занижены.

Вариометр и высотомер не будут реагировать на изменение высоты, их показания будут постоянными (ВАР-30-3 — около нуля, а ВД-10 будет показывать высоту, на которой произошел отказ).

В горизонтальном полете на высоте отказ системы статического давления летчиками может быть не замечен, так как показания КУС-1200 будут близки к истинным: высота по ВД-10 будет постоянной, а стрелка вариометра — на нуле.

В случае нарушения герметичности трубопровода статического давления при полете в загерметизированной кабине показания КУС-1200 и ВД-10 будут занижены, так как забор статического давления в этом случае происходит из кабины, высота в которой будет меньше действительной высоты полета.

548. Определив, в какой системе произошел отказ, и убедившись в том, что барометрические приборы помощника командира экипажа работают нормально, переключить краном статического или динамического давления (в зависимости от того, какая система отказала) питание приборов командира экипажа на систему питания барометрических приборов его помощника. В случае отказа в работе барометрических приборов помощника командира экипажа (при замерзании заборников статического давления или трубопровода) переключить питание приборов командира экипажа по статическому давлению на аварийный заборник статического давления.

АВИАГОРИЗОНТ АГД-1

549. Дистанционный авиагоризонт АГД-1 предназначен для определения положения самолета в пространстве относительно плоскости истинного горизонта по крену и тангажу при сохранении правильных показаний после любых эволюций самолета.

На самолете установлено два комплекта авиагоризонта: основной и резервный. В комплект основного авиагоризонта входят один датчик и один указатель, в комплект резервного — один датчик и два указателя.

Показания крена и тангажа на крупномасштабном указателе АГД-1 разделены. Авиагоризонт АГД-1 обеспечивает прямую индикацию положения самолета относительно горизонта (по принципу «Вид с самолета на землю»).

Крен регистрируется поворотом силуэта самолетика. Отсчет углов крена производится по шкале, причем стрелкой служит конец крыла силуэта самолетика. Для отсчета углов тангажа применена шкала, нанесенная на цилиндрической катушке. Отсчет углов по шкале тангажа производится по белой точке (индексу), нанесенной в центре силуэта самолетика. Шкала тангажа выше линии горизонта имеет голубую окраску, а ниже — коричневую.

Гиродатчик основного авиагоризонта АГД-1 выдает электрические сигналы на основной указатель АГД-1 левого летчика и на основной гироагрегат ГА-1П.

Гиродатчик резервного авиагоризонта выдает электрические сигналы на резервный

указатель АГД-1 левого летчика, указатель АГД-1 правого летчика и на запасной гироскопический агрегат ГА-1П. Гироскопические АГД-1 подключены к выключателям коррекции ВК-53РБ для отключения их поперечной коррекции при разворотах.

550. Для проверки АГД-1 на работоспособность необходимо:

— включить два АЗС-2 на щите АЗР с трафаретом «Сигнализация АГД-1», при этом лампочки сигнализации на указателях АГД-1 должны загореться, сигнализируя об отсутствии питания АГД-1;

— переключатель включения преобразователя ПТ-1000ЦС на щитке радиста установить в положение «Основной».

После этого сделать следующее:

1) рукояткой поправки, расположенной в левом нижнем углу лицевой стороны указателя, совместить индекс поправки тангажа с нулевым делением шкалы крена;

2) выключатель «Включение АГД-1» установить в положение «Включено». Через 20—30 сек после включения питания лампочка гаснет, сигнализируя, что питание включено и арретирование окончено. Показания прибора по крену и тангажу должны быть близки к нулевым;

3) через 2—3 мин после окончания арретирования по крену должно установиться показание $0 \pm 1^\circ$, по тангажу указатель должен показывать стояночный угол самолета с точностью $\pm 1^\circ$.

Сравнить показания основного и дополнительного указателей на приборной доске левого летчика и указателя на доске правого летчика;

4) переместить гироскопические датчики от руки в пределах, допускаемых амортизаторами, на правый и левый крен, а также на пикирование и кабрирование. При этом силуэт самолета и картушка указателя должны перемещаться соответственно на правый, левый крен, пикирование и кабрирование;

5) повернуть рукоятку поправки тангажа по часовой стрелке — картушка должна двигаться вверх; при вращении против часовой стрелки — вниз;

6) рукояткой поправки снова совместить индекс центровки с нулевым делением шкалы крена.

Сравнить показания прибора с показаниями, отмеченными при выполнении п. 3.

Если показания практически не изменились, то это свидетельствует о том, что маятниковая коррекция гироскопического датчика работает;

7) нажать поочередно на каждом указателе кнопку «Арретировать только в горизонтальном полете»; при этом должно произойти арретирование гироскопических датчиков и лампочки должны гореть в конце арретирования;

8) выключить АЗС на щите АЗР и выключатель «Включение АГД». Отключить источник питания 36 в.

Примечания: 1. Пользоваться в полете кнопкой «Арретир» на указателях АГД-1 или на КПП разрешается только в крайне необходимых случаях (при явно неправильных показаниях авиагоризонта и только в горизонтальном полете).

2. Перед использованием в полете кнопкой «Арретир» выключить автопилот и дать команду штурману корабля на переключение переключателя «Арретир АГД-1 — КС-6Г» (или «АГД-1 — ТКС-П») в положение соответственно «КС-6Г» или «ТКС-П».

КУРСОВАЯ СИСТЕМА КС-6Г

551. Курсовая система КС-6Г объединяет показания основных курсовых приборов: гироскопического компаса, гироскопического компаса, астрокомпас и радиокompаса на комбинированном указателе штурмана типа УШ.

Курсовая система служит для определения и указания магнитного курса, углов разворота самолета и для выдачи магнитных (или истинных) пеленгов и курсовых углов радиостанций.

В зависимости от решаемых задач и условий полета в курсовой системе предусмотрены три режима работы:

— магнитной коррекции — «МК»;

— гироскопического компаса — «ГПК»;

— астрономической коррекции — «АК».

При работе в любом из этих режимов используются одни и те же показывающие приборы для указания курса: УК-1 у летчиков, УШ-1 и УГА-1У — у штурмана.

Основным режимом работы курсовой системы является режим гироскопического компаса. Этот режим обеспечивает наибольшую точность в выдерживании заданного направления и полет по наикратчайшему расстоянию — ортодромии.

Два гироскопических агрегата ГА-1П — основной и запасной, входящие в комплект курсовой системы, служат для осреднения и стабилизации сигнала курса, снимаемого с индукционного или астрономического датчика курса, и для передачи его на указатели и к потребителям сигнала курса автопилоту АП-28Д1, АНУ-1 (НИ-50БМ-1) и указателям КППМ из системы РСБН-2С. Оба гироскопических агрегата работают одновременно. В режиме «ГПК — Осн.» основной гироскопический агрегат работает в режиме «ГПК», запасной — в режиме «МК».

Основной гироскопический агрегат выдает курс самолета на указатель штурмана УШ-1, а через УШ-1 — на указатели курсов летчиков УК-1, КПП-М. Запасной гироскопический агрегат выдает сигнал курса на стрелку «Г» указателя УГА-1У.

При переходе в режим «МК — Осн.» основной гироскопический агрегат работает в режиме коррекции от индукционного датчика ИД-2, а запасной отключен от магнитной коррекции. Основной гироскопический агрегат является в данном режиме датчиком для указателя штурмана УШ-1 и УГА-1У, а через УШ-1 для указателей УК-1, КПП-М. В режиме «АК — Осн.» основной гироскопический агрегат корректируется сигналами, выработанными в астрокомпасе ДАК-ДБ-5, а запасной гироскопический агрегат работает в режиме магнитной коррекции. Сигналы истинного курса от основного

гираагрегата выдаются на УШ-1, а через УШ-1 — на УК-1, КПП-М. Запасной гироскопический агрегат выдает сигнал курса на стрелку «Г» указателя УГА-1У штурмана.

При установке переключателей на пульте управления КС-6Г соответственно в положения «ГПК — Зап.», «МК — Зап.», «АК — Зап.». основной и запасной гироскопический агрегаты меняются функциями работы.

Во всех трех режимах («МК», «ГПК», «АК») сигналы истинного курса от ДАК-ДБ-5 (СП-1М) подаются непосредственно на стрелку «А» указателя УГА-1У. Кроме того, сигналы истинного курса непосредственно подаются от ДАК-ДБ-5 (СП-1М) на указатели летчиков УК-1 при установке переключателя «КС-6Г — ДАК-ДБ-5» (расположенного на приборной доске левого летчика) в положение «ДАК-ДБ-5».

Пользоваться кнопкой ускоренного согласования целесообразно только после перехода с режимов работы курсовой системы «ГПК» в режим «МК» — магнитной коррекции или «АК» — астрономической коррекции, а также после выполнения длительных разворотов с креном менее 5—8°.

Быстрое согласование (нажатием кнопки быстрого согласования) производить по истечении 20—30 сек после выполнения разворота, а снятие с указателя штурмана точного значения нового курса выполнять по истечении 1—2 мин с момента отпущения кнопки. Данное время необходимо для осреднения курса, выдаваемого на указатели с малой скоростью согласования (2—5 град/мин).

С целью предупреждения выхода из строя наиболее уязвимого в эксплуатации гироскопического агрегата ГА-1П необходимо:

- не допускать случаев работы курсовой системы при отключенной коррекции рам гироскопического агрегата; с этой целью переключатель «Арретирование» на щитке штурмана необходимо устанавливать в положение «АГД-1» только после включения и арретирования гироскопических агрегатов АГД-1;

- включить курсовую систему после запуска одного из двигателей и выключать ее только после заруливания на стоянку.

При выполнении разворота с угловой скоростью более 0,1 град/сек предусмотрено отключение коррекции выключателем ВК-53РШ этого гироскопического агрегата ГА-1П, который корректируется индукционным датчиком ИД-2.

552. Проверку КС-6Г производить в такой последовательности:

- кремальерой ввода склонения в УШ-1 и КМ-4 установить отметчики ввода склонения на нуль;

- переключатель режимов работы поставить в положение «МК»;

- произвести согласование указателей в режимах «Основной» и «Запасной» нажатием кнопки согласования, при этом в обоих положениях на УШ-1 и УГА-1У должен отрабатываться магнитный курс стоянки самолета;

- переключатель режимов работы поставить в положение ГПК;

- переключатель гироскопических агрегатов поставить в положение «Основной»;

- при повороте ручки задатчика курса в обе стороны примерно на 60° шкала УШ-1 и стрелки указателей летчиков должны вращаться с малой угловой скоростью (2—5 град/мин), а при повороте на угол больше 60° — со скоростью не менее 10 град/сек, стрелка «Г» указателя УГА-1У при этом остается неподвижной, показывая магнитный курс;

- повторить проверку в положении «Запасной»;

- при наличии видимости светила и включенном ДАК-ДБ-5 с установленными на нем координатами переключатель режимов работы поставить в положение «АК»;

- произвести согласование системы, нажав кнопку быстрого согласования, при этом стрелка «А» УГА-1У, шкала УШ-1 и указатели летчиков покажут истинный курс, выработанный ДАК-ДБ-5, а стрелка «Г» УГА-1У — магнитный курс;

- повторить проверку в положении «Основной».

Примечания: 1. При необходимости в режиме «ГПК» проверяется уход осей основного и запасного гироскопических агрегатов ГА-1П; допускается уход не более 1° за 30 мин работы.

2. Проверку (сличение) и при необходимости согласование показаний УШ, стрелки «Г», КМ-4, КИ-13, ДАК-ДБ-5 производить:

- на исполнительном старте после полной остановки самолета;

- в горизонтальном полете с установившейся скоростью перед ИПМ, после прохода поворотных пунктов, перед НБП, перед построением маневра на посадку, но не реже чем через 30—40 мин полета.

3. Установку рукоятки широтной коррекции на широту местности в полете производить при изменении широты на 2°.

553. Отказ курсовой системы на всех режимах ее работы определяет по своим приборам штурман и докладывает об этом командиру экипажа.

Командир экипажа должен в зависимости от сложившихся условий полета принять решение о продолжении выполнения задания при наличии ПМУ по маршруту и на аэродроме посадки или о продолжении полета с целью посадки на ближайшем запасном аэродроме.

При этом:

- командиру экипажа необходимо выключить автопилот;

- штурману уточнить маршрут следования и все данные, введенные в вычислитель астрокомпас, проверить правильность показания курса компаса КИ-13 (штурмана и летчиков) и астрокомпас (по стрелке «А» прибора УГА-1У);

- воздушному радисту связаться с аэродромом посадки и заказать работу систем посадки в соответствии с действующим регламентом.

554. После уточнения штурманом курса, выдаваемого с КИ-13 и ДАК-ДБ-5, командиру

экипажа установить переключатель «КС-6Г — ДАК-ДБ-5» в положение «ДАК-ДБ-5» и заданный курс выдерживать по указателю УК-1 или компасу КИ-13 как в полете по маршруту, так и в процессе посадки самолета.

Предупреждение. В случае отказа курсовой системы посадку производить с помощью наземных систем посадки. Чтобы получить более точные показания астрокомпас ДАК-ДБ-5, развороты выполнять с углом крена не более 10° .

АСТРОКОМПАС ДАК-ДБ-5

555. Астрокомпас ДАК-ДБ-5 предназначен для автоматического определения истинного курса самолета по Солнцу, а при совместной работе с перископическим секстантом СП-1М — для определения истинного курса по планетам и звездам в ночных условиях полета. Связь астрокомпаса с перископическим секстантом СП-1М обеспечивается самой конструкцией астрокомпаса ДАК-ДБ-5.

Астрокомпас ДАК-ДБ-5 может быть использован в диапазоне широт от -10° до $+90^\circ$.

На самолете астрокомпас работает в автономном режиме, а также в режиме астрокоррекции курсовой системы КС-6Г.

Связь астрокомпаса с курсовой системой обеспечивается через блок связи Д-62. При работе астрокомпаса в автономном режиме значения истинного курса выдаются на указатели УК-1 левого и правого летчиков (при установке переключателя указателя летчика на левой панели приборной доски летчика в положение «ДАК-ДБ-5») и на указатель УГА-1У штурмана (по стрелке «А»).

При работе в режиме астрокоррекции «АК» курсовой системы КС-6Г значения истинного курса (осредненные гироагрегатом курсовой системы) выдаются на указатели УК-1 и КПП-М левого и правого летчиков и на указатель УШ-1 штурмана. При видимости Солнца (и наличии облачности менее 5 баллов) астрокомпас обеспечивает выполнение полетов по участкам ортодромии длиной до 1100 км (после пролета пути 1100 км необходимо стрелку путевого корректора устанавливать в начальное положение).

Для предотвращения поломок кинематических устройств в ДКУ и вычислителе при температурах внутри этих блоков ниже -15°C автоматически выключаются цепи питания всех электродвигателей следящих систем и загорается сигнальная лампочка «Прогрев», сигнализирующая о том, что прогрев указанных блоков не окончен.

Предупреждение. При выключенном питании астрокомпаса ДАК-ДБ-5, а также при включенной сигнальной лампочке «Прогрев» вращать ручки управления астрокомпаса запрещается.

Принцип работы астрокомпаса ДАК-ДБ-5 основан на автоматическом определении разности между величиной азимута А и величи-

ной курсового угла КУ светила, которая и равна истинному курсу ($A - КУ = ИК$).

Автоматическое определение текущего значения величины азимута светила производится вычислителем, а текущего значения его курсового угла — датчиком курсовых углов (периодически значение курсового угла светила может определяться также секстантом СП-1М вручную).

Текущие значения величин азимута и курсового угла светила подаются с помощью сельсинной дистанционной передачи на соответствующие фазные обмотки ротора дифференциального сельсина, а статор этого сельсина с помощью специального электродвигателя в усилителе обрабатывается на угол, равный истинному курсу самолета ($ИК = A - КУ$).

Со статора дифференциального сельсина значения истинного курса передаются на сельсины приемника (УК-1, УГА-1У и ГА-1П) с помощью следящей сельсинной передачи.

Питание астрокомпаса ДАК-ДБ-5 осуществляется постоянным током напряжением 27 в и переменным током напряжением 115 в (400 гц).

Основные данные астрокомпаса ДАК-ДБ-5: — при высоте Солнца не более 70° погрешность определения истинного курса 2° ;

— диапазон скоростей полета — 200—1100 км/ч.

556. Авиационный перископический секстант СП-1М предназначен для измерения в полете из кабины экипажа высот и курсовых углов светил (Солнца, планет и звезд). Он представляет собой оптический угломерный прибор с пузырьковой вертикалью и осредняющим механизмом с контактной системой, предназначенной для автоматического управления астрохронометром с целью автоматического осреднения полученных результатов измерения по времени.

По полученным осредненным значениям измеренных высот светил производится астрономическое определение географических координат (широты и долготы) места самолета.

Высота светила измеряется в момент совмещения изображения пузырька уровня, проектируемого в основную оптическую систему перископа, с изображением светила. Такое совмещение осуществляется покачиванием корпуса секстанта в кардане и вращением рукояток курсового угла и угломерного механизма, по шкалам которых могут быть определены координаты светила. Секстант имеет сельсин-датчик для обеспечения дистанционной передачи значения курсового угла светила в астрокомпас ДАК-ДБ-5 и электрообогревательный элемент (мощностью 115 в с биметаллическим терморегулятором).

Питание секстанта осуществляется от бортовой сети постоянного тока (напряжением 28,5 в) и сети переменного тока напряжением 115 в (400 гц).

Для работы с секстантом применяется подножка.

557. Проверку и настройку ДАК-ДБ-5 выполнять в такой последовательности:

- включить переключатель питания на вычислителе (если загорелась лампочка «Прогрев», подождать, пока она погаснет);
- произвести подзаводку часов нажатием кнопки «Подзавод» 4—5 раз;
- переключатель «ДКУ — СП» поставить в положение «ДКУ»;
- установить на вычислителе склонение, гринвичский часовой угол, широту и долготу места;
- при видимости Солнца отсчитать истинный курс самолета.

Примечание. Если загорится лампочка «Предел» при установке координат, то ручку соответствующей координаты повернуть назад до погасания лампочки «Предел» и начать установку других координат.

Путевой корректор проверяется установкой путевой скорости 600 км/ч, при этом стрелка «Путь» перемещается импульсами после каждого загорания лампочки «Контроль» (за 6 мин — 60 км).

При отсутствии видимости Солнца стрелки указателей курса должны стоять на произвольном показании курса. При нажатии на кнопку «Контроль ДКУ» стрелки должны вращаться.

Переключатель «ДКУ — СП» поставить в положение «СП», при визировании секстантом Солнца (светила), координаты которого выставлены на вычислителе, стрелки на указателях курсов должны указывать истинный курс стоянки самолета при работе КС-6Г в режиме «АК» и при согласованной системе.

ЭКСПЛУАТАЦИЯ АВТОПИЛОТА АП-28Д1

Назначение АП-28Д1

558. Электрогидравлический автопилот АП-28Д1 предназначен для автоматического пилотирования и стабилизации угловых положений самолета.

Автопилот АП-28Д1 представляет собой автоматический регулятор, осуществляющий регулирование положения самолета в пространстве в зависимости от изменения угла и угловой скорости самолета в полете при наличии жесткой обратной связи от рулевых агрегатов автопилота.

Автопилот АП-28Д1 имеет следующие сравнительно самостоятельные каналы регулирования:

- канал крена;
- канал тангажа;
- канал направления.

Сигналы, пропорциональные углам отклонения самолета, поступают для канала тангажа и крена от гиродатчика типа ЦГВ, а для канала направления — от курсовой системы КС-6Г через блок связи курсовой системы с автопилотом.

Сигналы, пропорциональные угловым скоростям самолета, в каналы крена, тангажа и

направления поступают от гироскопического датчика угловых скоростей. Кроме того, в канал тангажа поступает сигнал, пропорциональный изменению барометрической высоты от корректора высоты.

Автопилот АП-28Д1 работает в следующих режимах:

- режим согласования, или режим автоматической подготовки автопилота к включению;
- режим управления самолетом;
- режим стабилизации заданного положения самолета.

Нормальное включение автопилота в режим согласования производится выключателем, расположенным на пульте управления автопилота. Загорание сигнальной желтой лампочки на пульте управления свидетельствует о том, что режим согласования окончен и все каналы автопилота подготовлены к включению.

Специальные блокировочные устройства в электросхеме автопилота исключают возможность его включения, если не закончен режим согласования или нарушена нормальная работа хотя бы в одном из каналов. Включение следящего силового привода автопилота производится кнопками «Включение АП», расположенными на рукоятке управления летчика и на пульте штурмана. При нажатии этих кнопок на пульте управления автопилота желтая сигнальная лампочка гаснет и должна загореться зеленая лампочка.

Примечание. Управление автопилотом с рабочего места штурмана возможно только после установки переключателя «Летчик — Штурман» на пульте управления автопилота в положение «Штурман».

Автопилот АП-28Д1 обеспечивает:

- стабилизацию самолета относительно трех основных осей;
- стабилизацию заданной высоты полета;
- выполнение координированных разворотов, набора высоты, снижения, восходящих и нисходящих спиралей в пределах рабочих углов крена и тангажа до $\pm 30^\circ$;
- полет по курсу, заданному курсовой системой КС-6Г;
- сохранение эволюции самолета, как соответствующей моменту включения автопилота, так и заданной летчиком от рукоятки управления автопилотом;
- вывод самолета в горизонтальное положение при нажатии на кнопку «Приведение к горизонту»; при этом фиксируется курс самолета, крен самолета автоматически устраняется, а продольная ось приводится к заранее заданному для данного самолета углу тангажа и автоматически включается корректор высоты с целью выдерживания высоты полета.

Включение автопилота производится в установленном режиме полета независимо от значения курса и при любых положениях продольной и поперечной осей самолета в зоне углов $\pm 30^\circ$. При этом крен, курс и тангаж

сохраняются такими же, какими они были в момент включения автопилота.

Автопилот питается от бортсети постоянным током (28 в) и переменным трехфазным током (36 в 400 гц).

Основные данные автопилота АП-28Д1:

- точность выдерживания курса $\pm 1^\circ$;
- точность выдерживания тангажа $\pm 0,5^\circ$;
- точность выдерживания крена $\pm 0,5^\circ$;
- точность выдерживания высоты ± 20 м.

Проверка автопилота перед полетом

559. Перед запуском двигателей необходимо:

— старшему бортовому технику включить выключатель «Вертикаль»; ✓

— командиру экипажа убедиться, что выключатель «Питание» на пульте управления установлен в положение «Отключено», а выключатель «Вертикаль» — в положение «Включено», переключатель «Управление» установлен в положение «Летчик», расстопорить органы управления самолета и проверить их свободный ход, отклоняя их из одного крайнего положения в другое;

— штурману убедиться, что рукоятка управления АП-28Д1 установлена в нейтральное положение.

560. После запуска двигателей:

— предварительно включить курсовую систему КС-6Г, АГД-1, систему НАС-1;

— согласовать курсовую систему КС-6Г (ГИК-1М).

Командиру экипажа после запуска двигателей необходимо:

а) включить выключатель «Питание» на пульте управления автопилота. Через 10—100 сек должна загореться желтая лампочка «Готов» на пульте управления;

б) проверить правильность восстановления ЦГВ при помощи указателя ЦГВ на пульте управления при нажатой и отпущенной кнопке «Тангаж»; до и после нажатия кнопки «Тангаж» стрелка указателя должна находиться около нулевого индекса;

в) резко и поочередно отклонить органы управления на половину их хода, при этом желтая лампочка «Готов» должна гаснуть, а после прекращения движения органов управления — загораться.

Примечание. При отклонении органов управления более чем на $1/2$ их хода допускается незагорание лампочки «Готов»;

г) установить педали в нейтральное положение, убедиться, что КС-6Г (ГИК-1) согласована;

д) нажать кнопку включения АП-28Д1, при этом лампочка «Готов» должна погаснуть, а лампочка «Включен» — загореться; прикладывая усилие к органам управления, убедиться, что рулевые агрегаты включены (рулевые агрегаты препятствуют свободному перемещению органов управления); поочередно откло-

няя органы управления, убедиться в возможности их пересиливания, а также в возвращении рулей и элеронов в исходное положение после прекращения пересиливания;

е) отклонить рукоятку управления автопилотом летчика поочередно на правый и левый крен, подъем и спуск, при этом в соответственном направлении должны отклоняться органы управления самолетом; оставить органы управления в отклоненном состоянии;

ж) нажать кнопку приведения самолета к горизонту, при этом органы управления должны возвратиться в положение, близкое к нейтральному; после окончания приведения самолета к горизонту должна загореться зеленая лампочка «КВ» на пульте управления;

з) нажать кнопку включения автопилота, после чего:

— рукояткой управления автопилотом отклонить штурвал на правый крен до упора, а колонку — на пикирование;

— нажать кнопку «Вывод из крена» и затем отпустить ее; при прохождении штурвала по крену $1/3—1/2$ расстояния до нейтрального положения штурвал должен остановиться;

— вновь нажать кнопку «Вывод из крена» и держать ее нажатой до возвращения штурвала по крену в нейтральное положение; колонка по тангажу должна оставаться отклоненной;

— отпустить кнопку «Вывод из крена»;

— рукояткой управления автопилотом отклонить штурвал на правый или левый крен;

и) передать управление штурману, установить переключатель «Управление» в положение «Штурман», в этом случае должна загораться желтая лампочка «Управление», а штурвал по крену должен вернуться в нейтральное положение.

Примечание. Допускается погасание лампочки «Корректор высоты» при нажатии на кнопку включения автопилота (при передаче управления штурману) в режиме приведения к горизонту.

561. Штурману после передачи ему управления командиром экипажа необходимо:

а) рукоятку управления автопилотом отклонить поочередно на правый и левый крен, при этом штурвал должен отклоняться в соответствующем направлении; оставить штурвал в отклоненном положении;

б) нажать кнопку «Приведение к горизонту», при этом штурвал должен возвратиться в положение, близкое к нейтральному; установить рукоятку автопилота в нулевое положение.

Примечание. Проверка связи автопилота с системой «НАС-1Б1-28» выполняется в соответствии со ст. 575—577.

562. Командиру экипажа после взятия управления от штурмана необходимо:

а) установить переключатель «Управление» в положение «Летчик», при этом должна погаснуть желтая лампочка «Управление»;

б) нажать кнопку отключения автопилота, в этом случае зеленая лампочка «Включен» должна погаснуть, а желтая лампочка «Готов» — загореться;

в) проверить свободный ход органов управления самолетом, отклоняя их от одного крайнего положения до другого, после чего поставить в нейтральное положение;

г) выключить выключатель «Питание» на пульте управления, при этом желтая лампочка «Готов» должна погаснуть.

Предупреждение. Выключатель «Вертикаль» ∇ выключать перед выключением авиадвигателей после заруливания на стоянку.

Пилотирование самолета с помощью автопилота

563. Пользование автопилотом АП-28Д1 допускается на скоростях не менее 320 км/ч и высотах 300—10000 м над рельефом местности на самолетах, на которых установлены рулевые машины только типа РА-5ВР и РА-5ВР1, в чем убедиться по записи в сводном паспорте на автопилот. Автопилот позволяет пилотировать самолет без его перебалансировки триммерами при изменении скорости полета на 50—60 км/ч как с включенным, так и с выключенным корректором высоты, а также с открытым грузовым люком.

Включать автопилот разрешается на углах крена и тангажа, предусмотренных настоящей Инструкцией, но не более 30°.

При выполнении полетов на высотах более 8000 м, а также в сложных метеорологических условиях развороты самолета с помощью автопилота следует выполнять с креном не более 20°. При включении автопилота во время разворотов, набора высоты или снижения самолет сохраняет тот режим полета, который был в момент включения автопилота.

Предупреждение. При пользовании автопилотом на высоте ниже 1000 м внимание экипажа самолета должно быть повышено.

564. По достижении заданной высоты полета, но не менее 300 м над рельефом местности включить выключатель «Питание», установить режим горизонтального полета, тщательно сбалансировать самолет триммерами. После этого необходимо:

а) согласовать курсовую систему КС-6Г (ГИК-1);

б) нажать кнопку «Включение АП», при этом желтая лампочка «Готов» должна погаснуть, а зеленая лампочка «Включен» — загореться;

в) для точного выдерживания высоты нажать кнопку «КВ», при этом должна загореться зеленая лампочка «КВ».

Примечание. В момент включения корректора высоты вертикальная скорость самолета не должна превышать 1,5 м/сек. При отклонении рукоятки управления

на подъем или спуск корректор высоты автоматически выключается, при этом лампочка «КВ» должна погаснуть;

г) для повторного включения корректора высоты необходимо вывести самолет в горизонтальный полет, установить рукоятку управления автопилотом летчика в нейтральное положение и нажать кнопку «КВ».

Предупреждения: 1. При отключении автопилота возможен рывок руля высоты из-за изменившегося за время полета балансирующего положения самолета. Во избежание этого при длительном полете рекомендуется периодически отключать автопилот и перебалансировать самолет.

2. В случае резкого изменения центровки, например при сбросе груза, а также после разгона или торможения при отключении автопилота летчику следует быть готовым к парированию рывка по рулю высоты.

3. При отклонении рукоятки управления автопилотом по тангажу после разгона или торможения, выполненного при включенных автопилоте и корректоре высоты, возможен рывок по рулю высоты.

4. Запрещается изменять режим работы КС-6Г или нажимать кнопку согласования ГИК-1М при включенном автопилоте во избежание резких рывков самолета.

565. Для выполнения разворотов командиру экипажа необходимо:

а) отклонить рукоятку управления автопилотом на правый или левый крен; при достижении самолетом необходимого крена рукоятку вернуть (отпустить) в нейтральное положение, самолет с заданным креном будет совершать координированный разворот;

б) для прекращения разворота необходимо отклонять рукоятку управления автопилотом по крену в противоположную сторону; после этого для точного установления горизонтального полета (по крену) необходимо нажать кнопку «Вывод из крена».

Примечание. Вывод самолета из разворота можно осуществить нажатием кнопки «Вывод из крена», удерживая ее в этом положении до окончания выхода самолета из разворота.

566. Для выполнения набора высоты и снижения командиру экипажа необходимо:

а) отклонить рукоятку управления АП на подъем или спуск. При достижении самолетом необходимого (заданного) угла кабрирования или пикирования плавно отпустить рукоятку до нейтрального положения; полет самолета будет происходить с установившимся углом тангажа;

б) для вывода самолета в горизонтальный полет рукоятку управления автопилотом необходимо отклонить в противоположную сторону.

Предупреждение. Перед выполнением продолжительного набора высоты или снижения, связанного со значительным изме-

нением режима работы двигателей, необходимо выключить автопилот, нажав кнопку «Выключение АП», а выключатель «Питание» на пульте автопилота установить в положение «Выключено»; установить режим работы двигателей, перевести самолет в набор высоты или снижение, сбалансировать самолет триммерами и включить автопилот, нажав кнопку «Включение АП».

Летчику необходимо помнить, что углу отклонения рукоятки управления автопилотом на правый или левый крен, подъем или спуск пропорциональна скорость изменения самолетом углов крена или тангажа.

Примечание. При вводе или выводе самолета из разворота возможно небольшое смещение педалей и шарика указателя скольжения до $\frac{1}{2}$ его диаметра.

567. Штурману убедиться, что рукоятка управления автопилотом штурмана установлена в нейтральное положение. Командиру экипажа установить переключатель управления в положение «Штурман», при этом должна загореться желтая лампочка «Управление».

Предупреждение. При отклоненной рукоятке управления автопилотом у штурмана командиру экипажа переключатель «Управление» на себя не переводить.

После этого штурману необходимо:

а) для выполнения разворота плавно отклонять рукоятку управления штурмана на правый или левый разворот; по достижении самолетом необходимого (заданного) угла крена прекратить дальнейшее отклонение рукоятки управления и оставить ее в этом отклоненном положении; самолет с установившимся креном будет совершать координированный разворот;

б) для прекращения разворота необходимо рукоятку управления автопилотом штурмана установить в нейтральное положение; следует помнить, что угол отклонения рукоятки управления автопилотом пропорционален углу крена самолета;

в) убедиться, что рукоятка управления автопилотом установлена в нейтральное положение.

Примечание. Если при отклоненной рукоятке управления автопилотом штурмана нажать кнопку «Выход из крена», то самолет будет выходить из крена. После же отпущения кнопки самолет снова войдет в крен, соответствующий углу отклонения рукоятки управления штурмана.

Командиру экипажа установить переключатель «Управление» в положение «Летчик», при этом лампочка «Управление» должна погаснуть.

568. В случае необходимости приведения самолета к горизонту командиру экипажа или штурману нажать кнопку «Приведение к горизонту»; самолет автоматически по крену и тангажу будет приведен в положение, соответствующее прямолинейному горизонтальному полету. По окончании процесса приведения самолета к горизонту автоматически включается

корректор высоты и загорается лампочка «КВ».

Примечание. Кнопку «Приведение к горизонту» можно нажимать как при включенном автопилоте (горит зеленая лампочка «Включен»), так и при отключенном (горит желтая лампочка «Готов»).

После нажатия кнопки «Приведение к горизонту» управление самолетом от рукоятки управления летчика и штурмана невозможно.

569. Командиру экипажа после приведения самолета к горизонту для перехода на нормальное управление достаточно нажать кнопку включения автопилота. Во избежание рывка колонки управления самолета по тангажу от выключения высотного корректора рекомендуется перед нажатием кнопки включения отключить автопилот, сбалансировать самолет триммерами и затем включить автопилот.

570. Перед заходом на посадку выключить автопилот, нажав кнопку «Выключение АП» и установив выключатель «Питание» на пульте управления автопилота в положение «Выключено».

Отключение автопилота можно произвести:

- нажатием на кнопку «Отключение АП», расположенную на штурвалах летчиков;
- постановкой выключателя «Питание», расположенного на пульте управления автопилотом, в положение «Выключено».

Особые случаи управления самолетом с помощью автопилота

571. В связи с отсутствием автоматического устройства, отключающего автопилот при появлении в нем неисправностей, приводящих к резкому изменению угла тангажа или крена самолета, летчикам необходимо:

- постоянно следить за его работой, при этом один из летчиков должен держать руки на штурвале;
- при появлении неисправностей автопилот отключать или пересиливать рулевые агрегаты;
- дальнейшее пилотирование самолета производить без автопилота.

572: В случае отказа одного из двигателей при полете с включенным автопилотом первоначально автопилот удерживает самолет от резкого крена и ухода с курса. Однако для дальнейшего продолжения полета необходимо выключить автопилот (пересилить), вывести самолет на заданный режим полета и дальнейшее пилотирование самолета выполнять без автопилота.

Примечание. Проверка и отладка автопилота в контрольных полетах производится согласно Инструкции по эксплуатации автопилота АП-28Д1.

НАВИГАЦИОННАЯ АВТОНОМНАЯ СИСТЕМА НАС-1Б1-28

573. Навигационная автономная система НАС-1Б1-28 предназначена для автоматического непрерывного измерения путевой скорости

сти, угла сноса, а также для счисления пройденного пути самолетом в прямоугольной (ортодромической) системе координат и выдачи в автопилот управляющих сигналов для автоматического вывода и удержания самолета на заданной линии пути.

В состав системы входят доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса (ДИСС) и автоматическое навигационное устройство АНУ-1.

Доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса служит для измерения скорости и угла сноса. Измеренные значения угла сноса выдаются на стрелочный указатель, а путевой скорости — на счетчик-индикатор ДИСС. Кроме того, напряжения, пропорциональные этим параметрам, подаются в автоматическое навигационное устройство АНУ-1. ДИСС обеспечивает измерение путевой скорости в диапазоне 300—800 км/ч со среднеквадратической погрешностью $\pm 0,5\%$ текущего значения и угла сноса в пределах $\pm 20^\circ$ с ошибкой $\pm 20'$ в диапазоне высот полета 350—10000 м. В режиме «Высоты малые» нормальная работоспособность ДИСС сохраняется до минимальной высоты полета 50 м, при этом погрешность измерения путевой скорости может увеличиться до 1%. Включение режима осуществляется переключателем «Высоты малые — Большие» на щитке штурмана. В положении переключателя «Высоты малые» в волновод приемника ДИСС вводится заслонка, снижающая уровень отраженного от земли сигнала.

При эксплуатации ДИСС следует иметь в виду, что включать передатчик на земле можно только в режимах «Контроль I»; «Контроль II»; «Высоты малые». Отсчет значений путевой скорости и угла сноса в полете возможен лишь по истечении не менее 2—3 мин после установки переключателя на пульте управления в положение «Высок». При переключении из положения «Высок» в положение «Память» и обратно передатчик ДИСС включается без 100-секундной задержки и отсчет можно производить сразу после отработки текущих значений параметров полета. В режиме «Память» показания ДИСС достоверны ограниченное время, до изменения ветра и скорости полета.

574. Автономное навигационное устройство служит для непрерывного автоматического счисления пройденного пути самолетом в условной прямоугольной (ортодромической) системе координат.

АНУ-1 обеспечивает счисление пройденного пути с погрешностями:

- в режиме «ДИСС» — порядка 3%;
- в режиме «Автономно» — не более $\pm 5\%$ пройденного расстояния.

Для точного отсчета пройденного расстояния на малых участках пути к счетчикам НИ-50Сч подключены счетчики повышенной точности отсчета типа УНИ-50КИ.

Основным режимом работы АНУ-1 является режим совместной работы с ДИСС.

В этом режиме измеренные ДИСС значения путевой скорости и угла сноса подаются в счетно-решающее устройство АНУ-1, где путевая скорость, полученная от ДИСС, раскладывается в прямоугольной системе координат, затем составляющие путевой скорости интегрируются по времени и на счетчике НИ-50Сч (УНИ-50КИ) стрелки «С» и «В» показывают пройденный путь в километрах.

При переходе ДИСС в режим «Память» АНУ-1 автоматически переключается на счисление пути по запомненным в счетно-решающем устройстве параметрам ветра и поступающей от датчика воздушной скорости ДВС истинной воздушной скорости самолета.

При установке переключателя «ДИСС — Автономно» на приборной доске штурмана в положение «Автономно» к АНУ-1 подключается задатчик ветра. В этом режиме счисление пути производится по установленным вручную на задатчике ветра параметрам ветра и поступающей от датчика воздушной скорости истинной воздушной скорости самолета.

Режим автоматического управления самолетом на заданной линии пути обеспечивается за счет сопряжения системы НАС-1Б1-28 с автопилотом АП-28Д1. На блоке сопряжения с автопилотом, установленном на приборной доске штурмана, имеются стрелочный указатель величины бокового отклонения от заданной линии пути, ручка включения «САУ», лампочка индикации о включении автоматического управления и ручка «Ввод ЛБУ», позволяющая вручную установить на указателе расстояние автоматического вывода самолета параллельно заданной линии пути.

575. Для проверки системы необходимо предварительно включить курсовую систему КС-6Г, автопилот АП-28Д1, авиагоризонты АГД-1.

576. При проверке системы в режиме «ДИСС» необходимо:

- а) Убедиться, что:
 - левый переключатель на пульте управления системы НАС-1 установлен в положение «Выключено», а правый — в положение «Контроль I»;
 - переключатель «ДИСС — Автономно» в положении «ДИСС»;
 - выключатель «Счетчик» в положении «Выкл.»;
 - ручка «Вкл. САУ» на блоке 16 установлена в крайнее левое положение;
 - стрелки счетчика НИ-50Сч выставлены на нуль;
- б) Установить угол карты на задатчике угла карты (ЗУК), равный курсу на УШ-1;
- в) На щите АЗС штурмана включить автоматы защиты сети «Трасса», «АНУ-1»;
- г) Левый переключатель на пульте управления НАС-1 установить в положение «Вкл.», при этом должна загореться зеленая лампочка «Включено»;
- д) Левый переключатель на пульте управления перевести в положение «Высокое», при

этом должна загореться красная лампочка (высокое напряжение включать не ранее чем через 2 мин после включения системы); индикатор путевой скорости и угла сноса должен отработать значения выдаваемых параметров (путевой скорости и угла сноса), соответствующие паспортным данным;

е) Включить выключатель «Счетчик»;

ж) Убедиться в правильности счисления пути по контрольным индексам счетчика НИ-50Сч (индекс «В» должен быть неподвижен, индекс «С» должен вращаться против часовой стрелки);

з) Установить угол карты на 90° больше курсового угла. При этом индекс «С» на счетчике должен быть неподвижен, а индекс «В» должен вращаться против часовой стрелки.

Примечание. На самолетах, оборудованных дополнительно счетчиками УНИ-50КИ, при установке угла карты на ЗУК, равного курсу на УШ-1, стрелка «С» вращается против часовой стрелки, а стрелка «В» неподвижна.

и) По отработанной путевой скорости на индикаторе ДИСС проверить точность счисления пути;

к) Установить угол карты на ЗУК, равный курсу на УШ-1;

л) Выключить выключатель «Счетчик»;

м) Проверить работоспособность системы автоматического управления (САУ) в такой последовательности:

— по загоранию желтой лампочки «Управление» убедиться, что управление автопилотом передано на штурмана (после перестановки летчиком переключателя на пульте автопилота в положение «Управление у штурмана»);

— ручкой «Ввод ЛБУ» блока 16 установить боковое отклонение $+2$ км (-2 км);

— включить систему поворотом ручки «Вкл. САУ» блока 16 по часовой стрелке до упора. При этом загорится сигнальная лампочка на шкале блока 16, а штурвал самолета отклонится влево (вправо);

— ручкой «Ввод ЛБУ» блока 16 установить боковое отклонение 0 км, при этом штурвал должен возвратиться в нейтральное положение;

— на задатчике угла карты установить угол на 30° меньше курса на УШ-1;

— включить тумблер «Счетчик», при этом штурвал самолета должен отклониться влево, а стрелка блока 16 должна перемещаться по часовой стрелке;

— выключить тумблер «Счетчик»;

— на задатчике угла карты установить угол на 30° больше курса на УШ-1;

— ручкой «Ввод ЛБУ» установить боковое отклонение 0 км;

— включить тумблер «Счетчик», при этом штурвал самолета должен отклониться вправо, а стрелка блока 16 должна перемещаться против часовой стрелки;

— нажать кнопку «Приведение к горизонту», при этом система автоматического управления должна выключиться, что контролирует-

ся по погасанию сигнальной лампочки блока 16 и возвращению штурвала самолета в нейтральное положение;

— выключить систему автоматического управления поворотом ручки «Вкл. САУ» против часовой стрелки.

Примечание. После отключения САУ переключателем «Управление» на пульте АП-28Д1 кнопками «Приведение к горизонту» или «Вывод из крена» для повторного включения САУ необходимо ручку «Вкл. САУ» повернуть сначала против, а затем по часовой стрелке.

н) Правый переключатель на пульте управления перевести в положение «Контроль II». В этом положении индикатор путевой скорости и угла сноса должен отработать значения выдаваемых параметров (путевой скорости и угла сноса), соответствующие паспортным данным;

о) Проверить работоспособность аппаратуры в режиме «Память», для чего левый переключатель на пульте управления перевести в положение «Память», при этом на индикаторе путевой скорости и угла сноса должно загореться табло «Память», а индикатор должен отработать значения путевой скорости и угла сноса, соответствующие паспортным данным.

Левый переключатель на пульте управления перевести в положение «Высокое».

577. Проверку системы в режиме «Автономно» произвести в следующем порядке:

— установить переключатель «ДИСС — Автономно» в положение «Автономно»;

— установить на ЗУК $УК = МК$;

— установить на задатчике ветра $УК = МК$, $\delta = МК$, $U = 120$ км/ч;

— установить стрелки счетчика координат на нуль; через 5 мин стрелка «С» покажет пройденное расстояние 10 км, а стрелка «В» — нуль;

— установить направление ветра $\delta = МК + 90^\circ$; через 5 мин обе стрелки покажут пройденное расстояние 10 км.

КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

578. Кислородное оборудование самолета предназначено для обеспечения питания кислородом членов экипажа, сопровождающего расчета и перевозимых пассажиров (десантников) в грузовой кабине при выполнении высотных полетов.

В состав кислородного оборудования входят две системы: система жидкого кислорода, питающаяся от приборов КПЖ-30 с давлением $8-12$ кг/см², и система газообразного кислорода, питающаяся от баллонов газообразного кислорода давлением 150 кг/см².

Газообразный кислород предназначен только для питания членов экипажа и сопровождающего расчета. Система жидкого кислорода предназначена для питания как перевозимых пассажиров (десантников), так и членов экипажа и сопровождающего расчета.

579. При подготовке самолета к полету необходимо:

1. Проверить по указателям ДУЖК запас жидкого кислорода во всех установленных приборах КПЖ-30.

2. Проверить закрытие вентилей сброса давления всех КПЖ-30. Поднять давление в приборах КПЖ-30, открыв вентили автоматов подъема давления. Проверить величину давления кислорода по манометру КПЖ-30, которое должно быть в пределах $8-12 \text{ кг/см}^2$.

Примечание. Подъем давления на приборах КПЖ-30 производить не позже чем за 30 мин до вылета самолета для создания в них состояния тепловой устойчивости.

Время подъема давления до $8-12 \text{ кг/см}^2$ не должно превышать 10 мин.

В приборах КПЖ-30, заправленных жидким кислородом, но не используемых в данном полете, давление не поднимать. Перед полетом во избежание попадания воздуха в газовые полости КПЖ-30 вентили сброса давления у всех КПЖ-30 независимо от того, есть кислород или нет, необходимо закрыть.

3. Проверить подачу кислорода в питающую магистраль от каждого КПЖ-30 в отдельности, для чего поочередно открывать и закрывать расходные вентили на сосудах КПЖ-30. Контроль за подачей кислорода вести при открытом вентиле КВ-5 по манометру МК-18 кислородного прибора КП-32 в кабине сопровождающих.

4. Убедившись, что кислород подается от всех КПЖ-30, проверить подачу кислорода к станциям членов экипажа и к станции коллективного пользования в кабине сопровождающих от баллонов высокого давления. Для этого:

- закрыть расходные вентили КПЖ-30;

- закрыть вентиль КВ-5 подключения КП-32 к КПЖ-30 на щитке управления подачей кислорода в кабине сопровождающих;

- сравнить давление из системы питания приборов КП-24М, открыв кран аварийной подачи у одной из станций. Закрыть кран аварийной подачи;

- открыть оба вентиля КВ-2МС на щитке управления в кабине сопровождающих;

- проверить величину давления кислорода по манометрам, которое должно быть $130-150 \text{ кг/см}^2$.

5. Открыть вентили на переносных кислородных приборах КП-21 и определить давление газообразного кислорода в баллоне КБ-3, которое должно быть $25-30 \text{ кг/см}^2$; при работе с переносным баллоном КБ-3 необходимо следить за давлением в нем по манометру; подзарядку КБ-3 в полете можно производить только от системы газообразного кислорода.

580. Все члены экипажа на своих рабочих местах обязаны:

- а) проверить герметичность системы под давлением (вентиль — прибор), для чего открыть бортовой вентиль КВ-5 и, после того как манометр покажет давление $8-12 \text{ кг/см}^2$, закрыть его; при нормальной герметичности давление удерживается в течение $1-2 \text{ мин}$;

- б) проверить герметичность комплекта кислородного прибора КП-24М при разряжении,

для чего при закрытом вентиле КВ-5 открыть кран аварийной подачи кислорода прибора КП-24М и стравить кислород из участка системы следующим образом:

- закрыть аварийный вентиль прибора и подсоединить шланг парашютного прибора КП-23 к бортовому прибору КП-24М;

- надеть и подогнать к лицу кислородную маску; пережав гофрированный шланг маски, произвести вдох; если вдох произвести нельзя, маска подогнана правильно;

- подсоединить кислородную маску к шлангу прибора КП-23;

- закрыть автомат подсоса воздуха прибора КП-24М и произвести вдох; если вдох произвести нельзя, система считается герметичной;

- в) проверить работоспособность комплекта кислородного прибора КП-24М, для чего открыть вентиль КВ-5 и убедиться, что давление кислорода находится в пределах $8-12 \text{ кг/см}^2$ (кран аварийной подачи кислорода должен быть закрыт, маховичок создания избыточного давления должен быть завернут по часовой стрелке до отказа); произвести несколько вдохов и выдохов с надетой маской при закрытом и открытом автомате подсоса воздуха; при нормальной работе комплекта дыхание должно быть свободным, а сегменты индикатора кислорода должны расходиться и сходиться в такт с дыханием;

- г) проверить положение рукояток на приборе КП-24М при нормальной работе прибора (независимо от высоты полета); рукоятка автомата подсоса воздуха должна находиться в положении «Смесь», кран аварийной подачи кислорода — в положении «Закрыто», а маховичок избыточного давления завернут до отказа по часовой стрелке.

581. При подготовке к полету проверить работу кислородной системы грузовой кабины, для чего бортовой техник по АДО обязан:

- открыть кислородные вентили КВ-5 на щитке кислородных приборов и проверить давление перед кислородными приборами КП-32 (КП-56), которое должно быть в пределах $8-12 \text{ кг/см}^2$;

- проверить аварийную подачу кислорода каждым прибором КП-32 (КП-56), для чего рукоятку аварийной подачи (редуктора КР-56) красного цвета вращать против часовой стрелки, контролируя при этом давление по манометру, которое должно быть не более 4 кг/см^2 ;

- выключить аварийную подачу, поставив рукоятку аварийной подачи (редуктора КР-56) в исходное положение; при этом давление в магистрали после прибора КП-32 (КП-56), если к индикаторам подсоединены маски, упадет до нуля.

На самолетах, на борту которых установлены кислородные приборы КП-56, необходимо:

- проверить работу индикаторов и точек питания, для чего рукоятку редуктора КР-56 вращать против часовой стрелки, контролируя при этом давление по манометру МК-6, кото-

рое должно быть 3 кг/см^2 ; затем подсоединить кислородную маску КМ-15И поочередно к каждой индивидуальной точке и убедиться в подаче кислорода по индикатору на шланге маски (поплавок индикатора должен находиться в средней части индикатора);

— завернуть маховичок редуктора КР-56 по часовой стрелке до отказа; при этом давление в магистрали после прибора КР-56, если к индикаторам подсоединены маски, упадет до нуля.

582. В полете бортовой техник по АДО обязан следить:

— за давлением перед кислородными приборами КП-32 (КП-56), которое должно быть в пределах $8\text{—}12 \text{ кг/см}^2$;

— за соответствием фактического давления по высотам в питающей магистрали после прибора КП-32 (КП-56) давлению, которое должен создавать прибор.

Примечание. Давление кислорода после прибора КП-32 (КП-56) на различных высотах полета приводится в специальной таблице, помещенной на щитке около приборов. Если давление по какому-либо прибору не соответствует давлению, указанному в таблице, оно регулируется с помощью рукоятки аварийной подачи прибора КП-32 (редуктора КР-56), о чем докладывается командиру экипажа. При вращении рукоятки против часовой стрелки давление увеличивается, а при вращении по часовой стрелке уменьшается.

583. Всем членам экипажа в высотном полете необходимо:

— при пользовании комплектом кислородного прибора периодически наблюдать за нормальным поступлением кислорода по индикатору потока.

Примечание. При работе прибора с открытым автоматом подсоса воздуха при высотах в кабине от 0 до 2000 м сегменты индикатора могут расходиться недостаточно четко, так как при этих условиях кислород для дыхания практически не подается;

— периодически проверять по манометру давление кислорода в бортовой сети, которое должно быть в пределах $8\text{—}12 \text{ кг/см}^2$.

584. Помощник командира экипажа в течение всего полета должен контролировать запас кислорода по указателям ДУЖК.

Воздушный стрелок при полетах на высотах более 4000 м обязан через каждые 5 мин докладывать командиру экипажа о своем самочувствии и работе кислородного оборудования на его рабочем месте; если такого доклада нет, командир экипажа обязан запросить стрелка о самочувствии. В случае неполучения ответа командир экипажа обязан снизить самолет до высоты 1500—2000 м и подать команду борттехнику по АДО пройти в кормовую кабину и проверить самочувствие стрелка.

585. В случае неисправности кислородной системы хотя бы у одного члена экипажа (падение давления кислорода до 6 кг/см^2 и ниже, не работает индикатор и др.) командир экипажа обязан снизиться до высоты, при которой «высота» в кабине не превышает 4000 м; если при этом кабины были разгерметизиро-

ваны, снижение должно быть произведено с максимально возможной вертикальной скоростью.

586. Расчет запаса кислорода производится штурманом совместно с инженером по авиационному оборудованию при составлении инженерно-штурманского расчета полета на задание, а при работе автономно — с бортовым техником по АДО.

Расчет запаса кислорода производится по формуле

$$G_n = G_n + \frac{60t(qn + q_1n_1 + q_2n_2)}{750}, \quad (1)$$

где G_n — потребное количество жидкости кислорода, кг;

G_n — неучитываемый запас жидкого кислорода (6 кг на каждый газификатор);

t — время полета в ч;

q — расход кислорода на одного члена экипажа, питающегося от КП-24М, л/мин (для КП-24М $q=5 \text{ л/мин}$ до «высоты» в кабине 1100 м, а выше — 6 л/мин);

n — число членов экипажа;

q_1 — расход кислорода на одного человека, питающегося от КП-32, расположенного в грузовой кабине, л/мин;

n_1 — количество десантников или раненых в грузовой кабине;

q_2 — расход кислорода на одного человека, питающегося от КП-32, расположенного в кабине боевого расчета, л/мин;

n_2 — количество человек в кабине расчета;

750 — количество газообразного кислорода (л) при испарении 1 кг жидкого кислорода.

587. Расходы кислорода q_1 и q_2 для прибора КП-32 в зависимости от «высоты» в кабине определять из табл. 33, для самолетов Ан-12 с бортовыми приборами КП-56 — из табл. 34.

Таблица 33

«Высота» в кабине, м	2000	4000	6000	8000	10000	12000
q_1 и q_2 , л/мин	1,5	3,5	4,5	5,5	6,5	7,0

Таблица 34

«Высота» в кабине, м	2000	4000	6000	8000	10000	12000
q_1 и q_2 , л/мин	1,0	2,5	4,1	5,3	6,3	6,7

Для перерасчета высоты полета в «высоту» в кабине пользоваться табл. 35.

Таблица 35

Высота полета, м	2000	4000	6000	8000	10000	12000
„Высота“ в кабине, м	2000	2000	2000	2800	3760	5000

588. Расчет времени полета, в течение которого обеспечивается питание от запаса кислорода, находящегося в баллонах, производить по формуле

$$t = \frac{0,8 p v i}{60 (q_1 n_1 + q_2 n_2)}, \quad (2)$$

где t — время полета (ч), обеспечиваемое запасом газообразного кислорода;
 $0,8$ — коэффициент, учитывающий неиспользуемый запас кислорода в баллонах;
 p — давление кислорода в баллонах, кг/см^2 ;
 v — водяная емкость баллона, л;
 i — количество баллонов.

Значения q_1 , q_2 , n_1 , n_2 берутся такими же, как и при расчетах по формуле (1).

Вылет самолета с запасом кислорода меньше необходимого (расчетного) запрещается.

РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТОВ

589. В состав радиоэлектронного оборудования (РЭО) самолетов входят:

- ультракоротковолновые радиостанции Р-802В, Р-802ГМ № 1 и 2;
- коротковолновая радиостанция Р-807 с радиоприемником РПС;
- коротковолновая радиостанция Р-837 (Р-836, РСБ-5) с радиоприемником УС-8;
- самолетное переговорное устройство СПУ-7Б с двумя усилителями № 1 и 2;
- аварийная радиостанция Р-850;
- аварийная радиостанция Р-855У (у членов экипажа);
- автоматический радиокompас АРК-11 (АРК-5);
- маркерное радиоприемное устройство МРП-56П;
- радиовысотомер малых высот РВ-2 с приставкой сигнализации высоты СВ-Р и барометрическим реле СВУ-12-1А;
- курсовое КРП-Ф и глиссидное ГРП-2 радиоприемные устройства системы посадки СП-50 с амплитудной приставкой АП-1 для работы в системе ИЛС;
- самолетная станция радиотехнической системы ближней навигации РСБН-2С;
- доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса из комплекта навигационной автономной системы НАС-1Б1-28;
- портативная десантная система привода ПДСП-2С;

- радиолокационный прицел РБП-3 с радиоприемником маяка РПМ-С;
- ответчик системы опознавания;
- самолетный ответчик СОД-57;
- станция предупреждения радиолокационного облучения СПО-3 («Сирена»);
- самолетный магнитофон МС-61Б;
- рентгенометр ДП-3;
- система речевых сообщений РИ-65.

Все средства РЭО, за исключением аварийных радиостанций Р-850 и Р-855У, питаются от самолетных сетей постоянного тока 28,5 в и переменного тока 115 в 400 гц. Аварийные радиостанции имеют автономные источники питания.

590. Управление работой и настройка передатчика и приемника радиостанции Р-807 осуществляются бортовым радистом. Кроме того, управление передатчиком в телефонном режиме и прослушивание приемника РПС могут осуществляться с рабочего места командира экипажа, его помощника и штурмана переключателями абонентского аппарата СПУ-7.

591. Управление работой и настройка передатчика радиостанции Р-836 (Р-837, РСБ-5) с приемником УС-8 осуществляются бортовым радистом. Выбор канала работы передатчика и настройка приемника предусмотрены с рабочего места помощника командира экипажа.

Кроме того, управление передатчиком в телефонном режиме и прослушивание приемника УС-8 осуществляются с рабочего места командира экипажа и штурмана переключателями абонентского аппарата СПУ-7.

Примечание. Настройка радиостанций Р-807, Р-836 (Р-837, РСБ-5) осуществляется согласно прилагаемой к каждой станции инструкции.

592. Управление работой и настройка УКВ радиостанций Р-802В и Р-802ГМ осуществляются с рабочих мест командира экипажа (Р-802В), помощника командира экипажа (Р-802ГМ) и бортового радиста (Р-802В и Р-802ГМ).

Кроме того, управление передатчиком и прослушивание приемников осуществляются штурманом переключателями абонентского аппарата СПУ-7.

Примечание. Перерасчет несущих частот в номера волн и номеров волн в значения частоты выполняется по формуле

$$f_p = 100 + \frac{N-1}{12},$$

где f_p — несущая частота сигнала, Мгц;

N — номер волны (номер кварца).

Номер волны на каждом из 20 каналов запоминающего устройства устанавливается следующим образом:

— повернуть по часовой стрелке фиксатор «Откр.» и извлечь барабан запоминающего устройства из корпуса;

— повернуть рукоятку «Канал» на необходимый номер канала и на планке поднять толкатель соответственно заданному номеру волны. Для этого в каждой группе толкателей под

надписями «Сотни», «Десятки» и «Единицы» выбрать необходимую комбинацию из номеров (1, 2, 3 и 6) толкателей, сумма которых равна соответственно цифре в разрядах сотен, десятков, единиц заданной волны;

— установить запоминающее устройство в корпус, зафиксировать его, включить станцию и проверить работоспособность путем установления двусторонней связи.

На наборном устройстве номер волны устанавливается поворотом дисков, соответствующих разрядам сотен, десятков, единиц заданной высоты.

Набор частоты на запоминающем устройстве радиостанции Р-802ГМ производится: в первой слева группе толкателей «сотни» — цифры разряда десятков, во второй группе «десятки» — цифры разряда единиц и в третьей группе «единицы» — цифры разряда десятых долей мегагерца. Сотые доли мегагерц устанавливаются толкателем с надписью «С»: при утопленном толкателе устанавливается 0, а при поднятом толкателе — 0,05 заданной частоты связи.

Цифра разряда сотен мегагерц заданной частоты связи в запоминающем устройстве радиостанции не устанавливается.

593. Самолетное переговорное устройство СПУ-7 обеспечивает:

- возможность ведения двусторонней внутрисамолетной связи в одной из двух сетей через соответствующий усилитель СПУ;
- возможность ведения двусторонней внешней связи через четыре радиостанции;
- прием сигналов от радиокompасов;
- осуществление любым членом экипажа циркулярного вызова голосом других членов экипажа;

— при переходе члена экипажа в сеть внутренней связи прослушивание с пониженной громкостью сигнала той радиостанции, на которую установлен переключатель радиосвязи;

— плавное регулирование уровня сигналов, подаваемых на телефон по сетям как внутренней, так и внешней связи.

Кроме того, на самолетах Ан-12А и Ан-12В в сеть СПУ-7 на телефоны поступают сигналы станции СПО-3 и опасной высоты от РВ-2 независимо от положения переключателя рода работ на абонентском аппарате. У штурмана на приборной доске установлены выключатели прослушивания позывных наземных радиомаяков аппаратуры «Протон-М» и «Свод».

Для обеспечения связи наземного технического состава с экипажем самолета в условиях наземного обслуживания на аварийном люке пилотов имеется разъем для подключения удлинительного шнура СПУ с соответствующей гарнитурой. На рабочих местах летчиков, штурмана, воздушного радиста и воздушного стрелка установлены абонентские аппараты, а на рабочих местах старшего бортового техника, командира расчета, выпускающего и медработника — ручные тангенты.

На ручной тангенте имеются:

- кнопка и переключатель СПУ;
- кнопка «ЦВ»;
- регулятор громкости.

Питание на усилители СПУ подается от сети постоянного тока напряжением 27 в.

Усилители СПУ размещены в кабине экипажа на этажерке на рабочем месте воздушного радиста.

Примечание. На самолетах первых серий вместо СПУ-7 установлено СПУ-6. Оно работает только в первой сети. В качестве второй сети используется низкочастотная часть радиостанции Р-801В № 2, включаемой в сеть СПУ тумблером «Резервное СПУ». Использовать в этом случае Р-801В № 2 в качестве командной радиостанции **запрещается**.

594. Радиостанция Р-850 служит для отправки сигналов бедствия после развертывания ее на земле или на водной поверхности в случае аварии самолета.

595. Радиостанция Р-855У индивидуального пользования предназначена для обеспечения двусторонней связи членов экипажа, покинувших самолет, с самолетами (вертолетами) аварийно-спасательной службы, а также для работы в качестве радиомаяка для привода к месту аварии поисковых самолетов (вертолетов), оборудованных радиокompасом АРК-У2.

596. Магнитофон МС-61 предназначен для записи на проволоочный звуконоситель внутрисамолетных переговоров и радиообмена экипажа самолета, осуществляющихся через СПУ. Магнитофон позволяет также непосредственно записывать речевые сообщения командира экипажа без прослушивания их другими членами экипажа по сети СПУ (в режиме «ЛАР»).

В режиме автоматического пуска («Авто-пуск») при поступлении речевых сообщений количество записанной информации может быть значительно увеличено.

Включается магнитофон перед запуском двигателей и выключается после заруливания на стоянку.

597. Для настройки радиокompаса АРК-11 необходимо:

— включить АЗС «Пульс», «Приемник АРК-11 № 1» (АРК-11 № 2) на щите АЗР радиста;

— поставить на щитке управления АРК-11 штурмана переключатель рода работ в положение «Антенна» и взять управление на себя;

— нажать на нужную кнопку фиксированной настройки;

— после отработки механизма расфиксировать ручки «Диапазон» и «Настройка грубая»;

— установить необходимый диапазон частот и закрыть фиксатор ручки «Диапазон»;

— ручками «Настройка грубая» и «Настройка плавная» настроить приемник на заданную частоту, для чего: ручкой «Настройка грубая» установить по шкале приблизительное значение выбранной частоты (оно равно сумме значения, выбранного ручкой «Диапазон», и показания шкалы); затем подстроить приемник на заданную частоту по максималь-

ному отклонению стрелки индикатора настройки ручкой «Настройка плавная» в положении тумблера «Узкая».

Затем перевести переключатель в положение «Широкая» и прослушать позывные.

Примечание. Частоты ДПРМ фиксировать кнопками 1, 3, 5, 7, 9, а частоты БПРМ — кнопками 2, 4, 6, 8, причем ближняя и соответствующая ей дальняя радиостанции должны занимать смежные номера.

В режиме «Компас II» стрелка указателя КУР после нажатия переключателя «Лево — Право» возвращается в направление на радиостанцию или устанавливается в противоположном направлении.

Предупреждения: 1. Нельзя включать кнопки фиксированной настройки при открытых фиксаторах на ручках «Диапазон» и «Настройка грубая».

2. Нельзя вращать ручку «Настройка грубая» в утопленном положении ручки «Настройка плавная». При обнаружении сопротивления вращению ручки «Настройка грубая» следует оттянуть ручку «Настройка плавная» на себя.

3. Чтобы исключить возможное нарушение нормальной работы приемников АРК-11 (АРК-5), КРП-Ф и ГРП-2, после входа самолета в АДС вести длительную передачу по радиостанциям Р-807 и Р-836 (Р-837) не рекомендуется. Работа разрешается (при необходимости) только командиру экипажа.

4. Перед посадкой в сложных метеоусловиях установкой переключателя поддиапазонов РПС на I поддиапазон убедиться в том, что входные цепи приемника РПС не влияют на показания радиокompаса.

598. В состав самолетного оборудования системы слепой посадки СП-50 входят курсовое КРП-Ф и глиссадное ГРП-2 радиоприемные устройства и маркерный приемник МРП-56П.

Примечания: 1. На последних сериях самолетов Ан-12 устанавливаются доработанные приемники КРП-Ф и ГРП-2 системы ИЛС, с помощью которых при установленной амплитудной приставке можно производить посадку самолета по курсу на международных аэродромах. Для этого необходимо переключатель «СП-50 — ИЛС» на рабочем месте левого летчика установить в положение «ИЛС», а на щитке М-50 включить номер канала, соответствующий рабочим частотам маяков системы ИЛС аэродрома посадки.

2. В связи с наличием паразитных излучений передатчиков Р-807 и Р-837 возможно их влияние на приемники АРК-11 (АРК-5), КРП-Ф, ГРП-2, Р-802 при совпадении частот гармоник передатчиков КВ и СВ диапазонов с частотами настройки указанных приемников. При работе передатчика Р-807 с блоком БСВ-70 помехи приемнику АРК-11 (АРК-5) могут быть во всем диапазоне его рабочих частот. В этом случае при нажатом ключе или тангенте отсчет КУР не производить.

3. Рабочие частоты приемников КРП-Ф и ГРП-2 находятся в диапазоне частот радиостанций типа Р-802 и Р-832 соответственно. Поэтому при входе самолета в зону действия средств РТО аэродрома при ведении передачи радиостанциями Р-802 и Р-832 на рабочих частотах КРП-Ф и ГРП-2 возможны срабатывания бленкеров сигнализации наличия приема на КРП-Ф и ГРП-2.

4. На самолетах Ан-12А и Ан-12Б приборы КПП-М подключаются к выходам приемников КРП-Ф и ГРП-2,

станциям РСБН-2С и ПДСП-2С. Подключение прибора КПП-М к той или иной аппаратуре определяется положением переключателей «Свод — Материк» на верхнем щитке летчиков «П-М — М-К» на блоке П-14 из комплекта ПДСП-2С и «КПП-М на Свод — на Протон» на кронштейне блока индикатора ПДСП-2С. Подключение приборов КПП-М к названной аппаратуре в зависимости от положения переключателей приведено в табл. 36.

599. Для проверки работоспособности радиовысотомера РВ-2 с сигнализатором СВ-Р и барореле СВУ-12-1А необходимо:

— включить на щите АЗР автомат защиты «РВ-2» и на приборе ПРВ-46 повернуть вправо до щелчка ручку «Вкл.». Через 1—2 мин убедиться включением I—II поддиапазонов высот, что стрелка индикатора отходит от упора и устанавливается вблизи нуля шкалы ПРВ-46;

— перевести один из переключателей датчика высоты СВ-Р из положения «Выкл.» в любое другое положение. При этом должны загореться лампочки «Опасная высота» на приборных досках летчиков и в телефонах прослушиваться звуковой сигнал в течение 4—7 сек.

600. Самолетная станция ближней навигации РСБН-2С радиотехнической системы ближней навигации предназначена для определения азимута и дальности до наземного маяка РСБН-2Н и посадки самолетов по сигналам дальномерного, курсового и глиссадного маяков системы ПРМГ-4.

Совместно с наземными маяками РСБН-2Н и посадочными маяками ПРМГ-4 самолетная станция РСБН-2С решает следующие задачи:

— непрерывное измерение и выдачу на указатели текущих значений азимута и дальности относительно наземного маяка;

— полет по любому заданному азимуту или орбите с использованием прибора КПП-М и сигнализацией момента пролета заданной точки;

— полет самолета по любому прямолинейному маршруту, не проходящему через точку установки маяка, с помощью СРП;

— плавный вывод самолета на заданную линию пути;

— заход на посадку и вывод самолета на ВПП по курсу посадки и глиссаде планирования с указанием на самолете дальности до точки приземления;

— обеспечивает выдачу ответных сигналов для опознавания самолета и определения его координат на светоплане наземного маяка.

С помощью РСБН-2С можно определить азимут с точностью $\pm 0,25^\circ$ и дальность с ошибкой ± 200 м. Время поиска и отработки данных по измерению азимута и дальности после выбора канала наземной станции — не более 60 сек.

Управление станцией сосредоточено у штурмана (выбор частотно-кодированного канала наземного маяка, выбор режима работы, установка заданного азимута и дальности для планирования по орбите, установка необходимых данных на блоке управления БУ СРП

Выключатели			К какой аппаратуре подключены приборы								КПП-М на рабочих местах				
«Свод — Материк»	«П-М — М-К»	«КПП-М на Свод — на Протон»	Левая летчика				Правая летчика				Штурмана				
			Курс		Глиссада		Курс		Глиссада		Курс		Глиссада		
			Стрел-ка	Блен-кер	Стрел-ка	Блен-кер	Стрел-ка	Блен-кер	Стрел-ка	Блен-кер	Стрел-ка	Блен-кер	Стрел-ка	Блен-кер	
в положении															
«Свод»	«М-К»	«На Свод»	Свод				Горит лампа «КПП-М отключен»				Свод				
		«На Протон»					Свод				—	—	—	—	
	«П-М»	«На Свод»	Протон	Свод	—	Свод	Горит лампа «КПП-М отключен»				Протон	Свод	—	Свод	
		«На Протон»					Протон	Свод		Свод					—
«Материк»	«М-К»	«На Свод»	СП-50				Горит лампа «КПП-М отключен»				СП-50				
		«На Протон»					СП-50				Протон	—	—	—	
	«П-М»	«На Свод»	Протон	СП-50	—	СП-50	Горит лампа «КПП-М отключен»				Протон	СП-50	—	СП-50	
		«На Протон»					Протон	СП-50	—	СП-50					—

Примечания: 1. Если при установке переключателя «Свод — Материк» не включено питание аппаратуры СП-50, то приборы КПП-М подключаются к станции РСБН-2С.

2. Если станция РСБН-2С («Свод») не включена, то при установке переключателя «КПП-М на Свод — на Протон» в положение «На Свод» прибор правого летчика будет включен на СП-50 и лампа «КПП-М отключен» гореть не будет.

для осуществления полета по любому прямолинейному маршруту).

Управление с рабочего места командира экипажа возможно лишь в режиме «Посадка».

Работоспособность РСБН-2С по азимутальному и дальномерному каналам контролируется по погасанию красных лампочек «Отказ канала азимута» и «Отказ канала дальности».

601. Для проверки работоспособности РСБН-2С по сигналам аэродромных маяков РСБН-2Н и ПРМГ-4 перед любым полетом экипажу необходимо:

- установить канал наземного маяка;
- переключатель рода работ на щитке управления штурмана установить в один из режимов;
- прослушать позывные маяка по СПУ;
- по истечении 2—5 мин стрелки азимута и счетчик дальности ППДА при работающем маяке покажут азимут и дальность самолета относительно маяка;
- произвести калибровку по азимуту, для чего необходимо нажать кнопку «Контроль азимута» на щитке управления штурмана, при этом стрелка (точная) ППДА придет во вращение и установится на оранжевую отметку под цифрой 1° точной шкалы; в случае необходимости стрелку установить плавным вращением нажатой кнопки «Азимут» на щитке управления штурмана на отметку 1°;
- произвести калибровку по дальности, для чего нажать кнопку «Контроль дальности» на щитке управления штурмана, при этом на

счетчике дальности на ППДА отработается дальность, последняя цифра которой будет 2,0; в случае необходимости счетчик дальности юстируется плавным поворотом нажатой кнопки дальности таким образом, чтобы две последние цифры счетчика показывали 2,0; калибровка канала азимута выполняется только при работающем наземном маяке;

— отрегулировать длительность строба канала азимута, для чего вытянуть на себя кнопку «Контроль азимута» и установить на указателе азимута 4°30';

— проверить работоспособность станции в режиме «Посадка», для этого:

на щитке пилота включить тумблер «Посадка» или на щитке управления штурмана установить переключатель рода работы в положение «Посадка», при этом должны загореться зеленые лампочки «Посадка» на щитках управления пилота и штурмана. Одновременно должна загореться белая сигнальная лампа «Радиоглиссада вкл.»;

установить переключатель каналов на щитке пилота на рабочий канал посадки данного аэродрома. При этом переключатель каналов на щитке управления штурмана должен быть поставлен в пределах этого же частотного канала;

убедиться по закрытию бленкеров на приборах КПП-М, что сигналы наземных маяков принимаются и стрелки отклонены: глиссада — вверх, а курсовая — в сторону равносигнальной зоны аэродромного маяка.

Если в полете предполагается использовать РСБН-2С в режимах «Азимут», «Орбита», «СРП», необходимо проверить:

а) прохождение сигналов управления на стрелку приборов КПП-М, для чего:

— установить переключатели «П-М — М-К», «КПП-М на Свод — на Протон» в положение согласно табл. 36;

— установить на селекторах азимута и дальности («Орбита») щитка управления штурмана значения, отработанные на ППДА-Ш;

— установить переключатель выбора режимов в положение «Азимут на»; при этом курсовая стрелка КПП-М должна установиться на нуль (посередине прибора). Изменяя значения азимута на селекторе азимута, следить за поведением стрелки: при увеличении значения азимута стрелка КПП-М должна отклоняться влево, при уменьшении — вправо, в режиме «Азимут от» — наоборот: при увеличении значения азимута стрелка КПП-М должна отклоняться вправо, при уменьшении — влево. Аналогичным должно быть и поведение стрелки в режимах «Орбита лев.» и «Орбита прав.» при изменении дальности ручкой селектора «Орбита»;

б) проверку работоспособности канала СРП, для чего на блоке БУ СРП штурмана установить следующие значения:

— «ЗПУ», равный 270° ;

— «Угол цели», равный $360 - \varphi$, где φ — показание прибора ППДА;

— «Расстояние до цели», равное показанию счетчика прибора ППДА;

в) переключатель режимов установить в положение «СРП». При этом курсовая стрелка КПП-М должна находиться в центре шкалы и ее отклонение в ту или иную сторону происходит от ручки «Расстояние до цели». При чем показания ППДА могут отличаться от показаний счетчика расстояния на БУ СРП не более чем на $\pm 2,7$ км.

Проверку системы РСБН-2С производить от источников электрического тока частотой $400 \text{ гц} \pm 5\%$.

РАДИОЛОКАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Радиолокационный прицел РБП-3

602. Радиолокационный прицел РБП-3, укомплектованный блоком ввода данных прицеливания (блок 30Д), предназначен для поиска и обнаружения наземных и надводных объектов, обладающих радиолокационной контрастностью, в простых и сложных метеорологических условиях, а также для выполнения прицельного воздушного десантирования (бомбометания) на площадки, имеющие характерные радиолокационно-контрастные ориентиры.

Кроме того, прицел РБП-3 позволяет осуществлять ориентировку по радиолокационно-

му изображению местности на экране и специальным импульсным маякам-ответчикам и решать ряд навигационных задач (определение высоты полета, путевой скорости, места самолета и др.).

Максимальная дальность действия при обнаружении объектов — около 100 км, она зависит от характера наземных ориентиров.

Все блоки прицела, за исключением антенного устройства, расположены в кабине штурмана и под мостиком левого летчика. Антенное устройство размещено в носовой части фюзеляжа.

Все органы управления прицелом РБП-3, необходимые в полете, сосредоточены на щитке дистанционного управления и блоке ввода данных прицеливания в кабине штурмана.

Питание прицела переменным током 115 в 400 гц и постоянным 28,5 в осуществляется:

— на земле — от ПО-1500 или от специального аэродромного источника питания;

— в воздухе — от самолетных генераторов.

603. Перед включением РБП-3 для проверки его работоспособности установить в исходное положение органы управления (рис. 30):

Место расположения	Органы управления	Исходное положение
ЩДУ	Ручка «Регулировка напряжения 115 в — Включение сети 27 в, 115 в»	Крайнее левое
"	Переключатель «Медленно — Выключено — Быстро»	«Выключено»
"	Переключатель «Поиск — Маяк — Ступенчатая задержка $\times 10$ »	«Поиск»
"	Ручка «Настройка приемника»	«Настр. приемн. ручн.»
"	Переключатель «Нормально-Дифференцированно»	«Нормально»
"	Переключатель «Масштаб, км»	«11 ÷ 55»
"	Переключатель «Работа — Калибровка — Нулевая дальность»	«Работа»
"	Переключатель «Круг — Передний сектор — Задний сектор — Левый сектор — Правый сектор — Ручное управление»	«Круг»
"	Переключатель прибора	«Наклон антенны»
"	Ручка «Плавная задержка»	«0»
"	Лимб «Дальность»	«0»
"	Ручка «Яркость оттока»	Среднее
ТКО	Ручка «Яркость»	Крайнее левое
"	Ручка «Фокус»	Среднее
"	Ручка «Растяжка»	Крайнее правое
"	11 ÷ 55	Крайнее левое
"	Ручка «Фон»	Крайнее левое
"	Ручка «Выделение»	Крайнее левое

Предупреждения: 1. Во избежание чрезмерного повышения давления в передатчике с прогревом холодного воздуха включение помпы следует производить после 20 мин работы станции.

2. При температуре ниже 0°C за 15—20 мин до включения станции включить обогрев помпы.

3. Перед включением высокого напряжения станции убедиться в отсутствии людей перед самолетом и в направлении предполагаемого разворота антенны.

604. Включение станции производить в такой последовательности:

1. Убедившись по бортовым приборам в соответствии постоянного и переменного напряжения номинальным значениям, повернуть ручку выключателя станции вправо до щелчка.

Примечание. Дальнейший ход ручки вправо, предназначенный для регулировки напряжения 115 в, на самолете Ан-12 не задействован. Напряжение общей сети самолета регулирует радист.

2. Ручками «Яркость» и «Фокус» на передней панели индикаторной трубки кругового обзора отрегулировать линию развертки в виде узкой четкой линии.

3. Переключателем «Вверх — Вниз» на левой стороне блока ИКО проверить по прибору на ШДУ изменение угла наклона антенны.

4. Переключателем «Вправо — Влево» на ШДУ проверить ручное управление антенной при положении переключателя антенны «Ручное управление» и перевести его в положение «Круг».

5. Включить вращение антенны. Переключая скорость вращения, проверить изменение оборотов антенны по вращению линии развертки индикаторной трубки.

6. Переключателем рода работы механизма вращения проверить по экрану ТКО работу антенны в переднем (120°), заднем (60°), левом (90°), правом (90°) секторах.

7. Шлицами «Центровка ТКО» на блоке разверток совместить центр развертки с перекрестием светофильтра.

8. Отрегулировать нужную яркость меток дальности вращением нажатой ручки «Яркость меток» на ШДУ.

9. Переключением масштабов проверить масштабы развертки по дальности. В случае их несоответствия произвести регулировку масштабов при положении «120» переключателя «Масштаб, км» шлицами «Длина развертки» и «Масштаб развертки» на блоке разверток. Конец развертки при всех масштабах должен отстоять от края трубки не более чем на 10 мм (устанавливается шлицем «Длина развертки»). Величина смещения центра развертки вниз на масштабе «11 — ОПБ» должна быть порядка 4—4,5 см (регулируется шлицем «Регулировка смещения центра»).

10. Проверить наличие и возможность установки достаточной яркости продольной и поперечной меток в режимах «11 — ОПБ» и «Боковая наводка» с помощью ручки «Яркость меток», шлица «Яркость продольной метки» на щитке дистанционного управления и шлица «Яркость поперечной метки» на блоке сопряжения с ОПБ.

11. Переключатель прибора на щитке ди-

станционного управления поставить в положение «Ток магнетрона». Через 5 мин после включения станции кратковременно нажать переключатель включения передатчика в положение «Включено».

Проверить по контрольному прибору ток магнетрона на обоих литерах (он должен быть 9—11,5 ма).

Предупреждения: 1. При отрицательных температурах наружного воздуха высокое напряжение включать не ранее, чем через 10 мин прогрева, при этом ток магнетрона может увеличиться до 14—15 ма.

2. В случае отсутствия показаний прибора, значительного увеличения или резких колебаний тока магнетрона немедленно выключить высокое напряжение.

12. Поставить переключатель прибора в положение «Ток детектора сигнала». Вращением ручки «Настройка приемника» установить максимальное значение тока по прибору, которое должно быть 0,3—0,9 ма.

13. Поставить переключатель прибора в положение «Ток детектора АПЧ». Проверить величину тока детектора автоматической подстройки частоты, которая должна быть 0,1—0,9 ма. Ток детектора не должен колебаться, а изображение на экране ТКО должно быть устойчивым. При переключении настроенного приемника из режима «Ручная настройка» в режим «АПЧ» ток детектора и яркость изображения не должны изменяться. Проверка производится на обоих литерах.

14. Проверить качество изображения на экране ТКО и работу ручек «Фон» и «Выделение» по радиолокационному изображению окружающей местности.

Предупреждение. При проведении проверок, связанных с включением высокого напряжения, следить за тем, чтобы в зонах облучения никто не находился.

15. Проверить работу ручки «Плавная задержка» в режимах «Поиск» и «Маяк».

При установке ее на «0» импульс передатчика должен образовать в центре экрана яркую засветку. При повороте ее до положения «+40» в центр экрана должны втянуться четыре калибрационные 10-километровые метки. При повороте ручки в положение «—20» импульс передатчика должен отстоять от центра не менее чем на 15 км.

16. Поставить переключатель «Нормально — Дифференцированно» в положение «Дифференцированно». При этом должны уменьшаться шумы, а сигналы, отраженные от ориентиров, должны быть видны в виде небольших пятен.

17. Проверить наличие развертки во всех положениях ручки «Ступенчатая задержка».

18. При масштабе 50 км и установленном в центре импульсе передатчика вращением лимба «Дальность» проверить пределы изменения положения и точность установки метки дальности по 10-километровым калибрационным меткам.

19. Проверить калибровку метки дальности, для чего:

а) лимбом «Дальность» на ЩДУ поставить по шкале расстояние, равное 2 км — а, где а — постоянная задержка данной станции, указанная в табличке на правой боковой стенке ЩДУ. При этом метка дальности должна совместиться с первой после импульса передатчика 2-километровой меткой. В случае необходимости добиться совмещения вращением шлица «Мин. дальн.» на правой боковой стенке ЩДУ;

б) лимб «Дальность» установить в положение 28 км — а. При этом двухкилометровая метка, соответствующая расстоянию 28 км от импульса передатчика, должна совместиться с меткой дальности (для уточнения положения 2-километровой метки по 10-километровым следует одновременно переключить переключатель «Нулев. дальн. — Калибровка — Работа» в положение «Работа», а затем вновь в положение «Калибровка»). В случае необходимости добиться совмещения меток вращением шлица «Макс. дальн.» на правой боковой стенке ЩДУ.

20. Проверить правильность установки постоянной задержки в режимах прицеливания, для чего:

а) включить переключателем масштабов на ЩДУ режим «11 — ОПБ», установить медленную скорость вращения антенны и, повернув влево до упора ручку «Дальность» на блоке ввода данных прицеливания, установить минимально возможную дальность.

На экране ТКО должны наблюдаться импульс передатчика и расположенная выше его поперечная метка;

б) убрать усиление приемника, повернув ручки «Фон» и «Выделение» влево до упора, и отрегулировать яркость и фокус так, чтобы добиться на экране изображения поперечной метки и импульса передатчика в виде четко очерченных дуг;

в) установить переключатель «Нулев. дальн. — Калибровка — Работа» в положение «Калибровка». При этом на экране ТКО ниже импульса передатчика должна появиться 20-километровая калибрационная метка;

г) вращением ручки «Нулев. дальн.» на ЩДУ подвести сверху к поперечной метке 20-километровую калибрационную метку до момента соприкосновения их, когда между ними исчезнет просвет;

д) поставить переключатель «Нулев. дальн. — Калибровка — Работа» в положение «Работа». Если постоянная задержка установлена правильно, внутренний край импульса передатчика должен соприкоснуться с наружным краем поперечной метки. Если этого нет, добиться соприкосновения вращением шлица «Уст. пост. задерж.».

Внимание! После выполнения указанных операций следует обязательно произвести калибровку по дальности блока ввода данных прицеливания (см. п. 21).

21. Выполнить калибровку по дальности блока ввода данных прицеливания:

а) при положении «11 — ОПБ» переключателя масштабов и медленной скорости вращения антенны установить ручками «Фон», «Выделение», «Яркость» и «Фокус» на блоке индикатора наиболее четкое изображение на экране ТКО импульса передатчика и поперечной метки;

б) установить переключатель «Нулев. дальн. — Калибровка — Работа» в положение «Нулев. дальн.». При этом на экране ТКО ниже импульса передатчика на 100—200 м должна появиться 20-километровая калибрационная метка;

в) вращением ручки «Нулев. дальн.» добиться, чтобы внутренний край 20-километровой калибрационной метки соприкасался с наружным краем поперечной метки;

г) установить переключатель «Нулев. дальн. — Калибровка — Работа» в положение «Калибровка»; ручкой «Дальность» на блоке ввода данных прицеливания установить «20 км». При этом на экране ТКО должна появиться вторая после импульса передатчика 20-километровая калибрационная метка;

д) вращением ручки «10 км 60°» («20 км») добиться соприкосновения наружного края поперечной метки с внутренним краем 20-километровой калибрационной метки;

е) повторить калибровку на точках «0» и «20 км» до тех пор, пока не будет обеспечено совмещение поперечной метки с калибрационной на обеих точках;

ж) включить двухкилометровые калибрационные метки тумблером «2 км вкл. — Работа» на блоке дальности (блок 4) и, вращая ручку «Дальность», определить отсчет по шкале дальности блока ввода данных прицеливания при совмещении поперечной метки с соответствующей 2-километровой калибрационной меткой.

Ошибки калибровки не должны превышать: ± 100 м, ± 200 м и ± 300 м соответственно на дальностях 2—10 км, 12—26 км и 28—30 км.

Примечание. Перед полетом на десантирование по маякам-ответчикам калибровку блока 30Д по дальности производить в режиме «Маяк».

22. Проверить правильность отработки угла сноса, для чего необходимо в режиме «11 ÷ 55» установить антенну на курсовом угле 0° и при установленном УС на блоке ввода данных прицеливания, равном 0°, переключить станцию в режим «Боковая наводка»; линия развертки при этом не должна смещаться. Рукояткой установки УС последовательно установить УС, равный 15°, вправо, а затем влево. Линия развертки при этом должна развернуться на такой же угол с точностью $\pm 2^\circ$, но в обратную сторону.

23. Проверить работоспособность аппаратуры РПМ-С, для чего:

— перевести РБП-3 в режим «Маяк»;

— установить ручки «Фон» и «Выделение» на индикаторе кругового обзора в крайнее ле-

вое положение и на экране РБП-3 наблюдать собственные шумы приемника аппаратуры РПМ-С;

— включить станцию ПДСП-2С на передачу на 2-й или 3-й фиксированной частоте в режиме «Ведомый» с включенным кодом сбора и убедиться в появлении на ТКО расходящихся от центра парных засветок. При выключении передатчика ПДСП-2С засветки должны пропадать;

— ручкой «Плавная задержка» установить кольцо импульса передатчика на расстоянии 8—10 км и включить качание антенны в свободном от людей секторе;

— переключая коды на щитке управления аппаратуры РПМ-С, проверить наличие двух импульсов передатчика на экране индикатора кругового обзора РБП-3;

— при переключении кодов запроса расстояние между ними должно меняться скачком.

Примечание. При включенном коде РПМ-С ток магнетрона может увеличиться на 1—2 ма.

24. Проверить работу воздушной помпы подкачки волновода, для чего:

— при температуре ниже 0° включить АЗС обогрева помпы подкачки;

— после 15 мин прогрева включить АЗС помпы подкачки волновода.

Через 2 мин мановакуумметр должен показывать давление около 900 мм (при хорошей герметизации повторное включение помпы должно происходить не ранее, чем через 30 мин).

25. После окончания проверки выключить станцию РБП-3, для чего:

— установить ручки «Фон» и «Выделение» в крайнее левое положение;

— выключить высокое напряжение;

— убрать яркость;

— остановить вращение антенны;

— выключить питание станций;

— выключить помпу и обогрев помпы;

— поставить все ручки в исходное положение в соответствии с таблицей, приведенной в ст. 603.

Фотоприставка ФАРМ-2

605. Фотоприставка ФАРМ-2 предназначена для автоматического фотографирования с возможностью одновременного наблюдения изображения на экране радиолокационной станции РБП-3. Для РЛС И-4 применяется фотоприставка ФАРМ-2И-ТБ.

Основные данные

Фотоприставка ФАРМ-2 является автоматическим аппаратом, работающим от сети постоянного тока напряжением 27 в $\pm 10\%$.

Фотоприставка ФАРМ-2 снабжена объективом РО4-1М с фокусным расстоянием 35 мм и относительным отверстием 1:2 с ирисовой диафрагмой, которую можно устанавливать от руки в пределах от 1:2 до 1:16.

Кассета сменная, запас пленки обеспечивает не менее 450 снимков без перезарядки.

Регистрирующее устройство фотокамеры фиксирует на пленке показания часов с центральной секундной стрелкой и счетчика.

Командный прибор фотоприставки ФАРМ-2 позволяет фотографировать синхронным или несинхронным способом, автоматически или полуавтоматически, при круговом вращении антенны или в заданном секторе и с заданным интервалом времени.

Включение и выключение электрообогревателей происходит автоматически от терморегуляторов.

606. Предполетный осмотр фотоприставки выполняется в такой последовательности:

— произвести внешний осмотр фотокамеры и командного прибора фотоприставки и проверить надежность их крепления;

— установить на командном приборе ручку способа обзора в соответствии с заданием на фотографирование в нужное положение («Секторный» или «Круговой») при наличии переключателя ВЗ;

— установить счетчик командного прибора на деление 450;

— опробовать работу фотоприставки, сделав 2—3 снимка. При этом проследить за перемоткой пленки по сигнальной лампочке «Перемотка» и за открытием затвора по сигнальной лампочке «Затвор»;

— установить часы, предварительно проверив, заведены ли они.

607. Для фотографирования маршрута устанавливают ручку интервалов съемки в следующие положения:

а) при синхронном способе фотографирования — на количество оборотов или качаний антенны;

б) при несинхронном способе фотографирования — на необходимый интервал в секундах.

При подходе к контрольному ориентиру переводят ручку автоматической работы в положение «Вкл.».

По сигнальной лампочке периодически проверяют наличие перемотки пленки, по счетчику командного прибора следят за оставшимся количеством снимков и по сигнальной лампочке затвора — за правильностью работы затвора.

По окончании фотографирования переводят ручку автоматической работы в положение «Выкл.».

Одиночные снимки при полуавтоматической работе производятся путем нажатия кнопки «Одиночные снимки» на фотокамере либо на командном приборе. При этом ручка автоматической работы на командном приборе устанавливается в положение «Выкл.», а ручка интервалов съемки — в положение «Одиночные снимки».

Нажатие кнопок осуществляется следующим образом:

а) при синхронном способе фотографирования нажатие должно выдерживаться до вспышки желтой лампочки «Затвор»;

б) при несинхронном способе фотографирования нажатие делается обычно (без выдержки).

В процессе фотографирования при необходимости перехода с несинхронного режима на синхронный, с автоматической работы на полуавтоматическую и при изменении интервалов съемки необходимо предварительно ручку автоматической работы поставить в положение «Выкл.».

Станция ПДСП-2С

608. Станция ПДСП-2С является самолетным оборудованием портативной десантной системы привода и предназначена для привода самолетов на площадки десантирования и выполнения прицеливания по наземным маякам ПДСП-2Н.

Кроме того, станция обеспечивает определение направления и измерение расстояний между самолетами в воздухе. Расстояние до маяка (самолета) измеряется на экране индикатора по положению ответного импульса относительно начала развертки, зависящему от времени прохождения запросного импульса от самолета к маяку и ответного импульса от маяка к самолету. Направление на маяк определяется по методу равносигнальной зоны приемных антенн. При отклонении оси самолета от направления на маяк изменяется на экране соотношение амплитуд импульсов, принятых левой и правой антеннами станции.

Дальность действия станции по наземным маякам составляет 40—70 км и между самолетами в воздухе — около 40 км.

Все органы управления станцией сосредоточены на блоках, размещенных в кабине штурмана.

609. Для проверки работоспособности ПДСП-2С необходимо:

- а) перед включением станции поставить механически на нуль стрелку ПСП-48 и КПП-М;
- б) ручку «Регулировка чувствительности» стрелочного индикатора на щитке управления ПСП-48 у летчика повернуть до отказа по часовой стрелке;
- в) включить станцию и установить на нуль стрелку ПСП-48 при помощи рукоятки (шлица) «Установка нуля»;
- г) ручку «Дополнительная вертикаль» установить в среднее положение;
- д) установить линию развертки на нулевую черту по горизонтали и по вертикали при помощи шлицев «Горизонталь» и «Вертикаль» (в боковом лючке);
- е) проверить развертку на всех масштабах;
- ж) ручку «Код запроса» на блоке передатчика поставить в положение «Ведомый»;
- з) переключатели «Код сбора» передатчика и дешифратора приемника установить на «7»;
- и) ручки «Частота передатчика» и «Частота приемника» установить на «2»;
- к) переключатель «Код — Контроль» приемника установить на «Контроль», при этом загорится лампочка «Контроль»;
- л) ручками «Усиление» добиться появления импульса собственного передатчика на индикаторе;

м) убедиться в наличии развертки на всех масштабах, после чего установить масштаб 20 км;

н) нажать кнопку «Без кода», при этом на индикаторе должны быть видны два импульса, расстояние между которыми должно быть 4800 м;

о) проверить фиксированное усиление приемника на масштабе 2 км, для чего необходимо:

- установить масштаб 2 км;
- переключить станцию в режим «Запрос маяка с кодами»;
- установить частотно-кодovou комбинацию, выбранную для данного полета;
- нажать кнопку «Без кодов»;
- убедиться в правильном усилении приемника по конфигурации импульса на масштабе 2 км.

Усиление приемника считается нормальным, когда импульс имеет колоколообразный вид с гладкими сторонами с амплитудой около 15 мм;

п) проверить регулировку пропускной лампы приемника (начальной амплитуды ответного импульса), для чего необходимо:

- отсоединить антенные кабели от приемника;
- поставить переключатель режима работы станции в положение «Контроль»;
- убедиться, что при уменьшении усиления ручками «Грубо» («Точно») импульс собственного передатчика плавно убирается до вертикальной развертки, а в телефонах при установке переключателя «СПУ — Протон» в положение «Протон» исчезает звуковой сигнал низкой частоты; если импульс передатчика на экране пропадает, не доходя до вертикальной развертки (одновременно исчезает звуковой сигнал в телефонах), или если импульс убирается в развертку, а звук в телефонах пропадает позже, самолетная станция должна быть проверена контрольно-измерительной аппаратурой;

р) проверить калибровку масштаба 2 км по наземному маяку, для чего необходимо:

- установить самолет на специальную площадку или на ВПП;
- на удалении, равном высоте выброски, впереди самолета под курсовым углом 0° установить наземный маяк, работающий на заданной частотно-кодовой комбинации;
- переключить станцию в режим «Запросчик маяка с кодами» на частотно-кодovou комбинации, соответствующей работе с установленным маяком;
- установить масштаб 2 км и запомнить положение ответного импульса на экране индикатора.

Примечание. Калибровка масштаба 2 км по наземному маяку производится при выполнении профилактических работ на самолете или на станции ПДСП-2С, а также перед подготовкой к десантированию и во всех случаях, когда экипаж не уверен в правильности калибровки;

с) проверить правильность регулировки ответного канала станции, для чего: на любой частотно-кодовой комбинации установить переключатель «Код запроса» в положение «Ведущий». При этом на экране вместо развертки должна наблюдаться яркая точка на месте начала развертки. Допускается лишь редкое возникновение развертки на экране при срабатывании ответного канала от собственных шумов.

Предупреждение. В полете не трогать регулировок, выведенных под шлицы, кроме шлица «Установка нуля стрелки индикатора».

Самолетный ответчик СОД-57М

610. Самолетный ответчик СОД-57М предназначен для совместной работы с наземными радиолокаторами систем посадки и обнаружения (РСП-7, П-20, П-25, П-30). Ответчик формирует и излучает ответный сигнал наземному радиолокатору, в результате чего увеличивается дальность действия систем посадки и наведения (обнаружения) самолетов.

Кроме того, самолетный ответчик позволяет передать на наземный радиолокатор информацию о высоте полета и сигнал индивидуального опознавания самолета.

Все органы управления самолетным ответчиком сосредоточены на рабочем месте командира экипажа.

Самолетный ответчик является автоматически действующей станцией, для работы в полете с которой достаточно:

- включить АЗС «СОД-57М» на щите АЗР и тумблер «СОД-57М»;

- установить переключатель «Волна» в заданное положение;

- установить в зависимости от летного задания переключатель рода работ в одно из пяти положений: «Наведение точно», «Наведение грубо», «Посадка один», «Посадка группа» или в среднее положение переключателя. Загорание контрольной неоновой лампочки в полете свидетельствует о нормальной работе ответчика. При прослушивании в приемниках РПС и УС-8 тресков в момент загорания контрольной лампочки необходимо тумблер «Контроль опознавания» поставить в положение «Выкл.», при этом отключается цепь контрольной лампочки и она не загорается в момент работы ответчика;

- по команде с земли летчик кратковременным нажатием кнопки «Опознавание» подает сигнал индивидуального опознавания на наземный радиолокатор. Время выдержки сигнала «Опознавание» в станции вырабатывается автоматически и не зависит от длительности нажатия кнопки.

Необходимо иметь в виду следующие особенности работы ответчика в режимах:

- «Посадка один» — помимо ответного сигнала, ответчик одновременно излучает сигналы о высоте полета. При посадке группы са-

молетов эти сигналы могут усложнить радиолокационную обстановку в районе аэродрома;

- «Посадка группа» — излучается только ответный сигнал и лишь при нажатии летчиком кнопки «Опознавание» выдается дополнительно сигнал высоты полета;

- «Наведение точно» — для получения более четкой отметки на индикаторах наземных радиолокаторов (для уменьшения влияния боковых лепестков) чувствительность приемника ответчика автоматически увеличивается с высотой полета и становится максимальной на высоте 10000 м. На малых высотах дальность действия ответчика в этом режиме уменьшена на 10—15%;

- «Наведение грубо» — чувствительность приемника ответчика максимальна, чем обеспечивается наибольшая дальность действия независимо от высоты полета;

- при среднем положении переключателя рода работ самолетный ответчик выдает сигнал индивидуального опознавания сразу после излучения ответа.

611. Для проверки работоспособности СОД-57М необходимо:

- включить самолетный ответчик;

- установить режим «Посадка один»;

- включить тумблер «Контроль опознавания»;

- нажать последовательно кнопки «Контроль», «ПВУ-1» и «ПВУ-2». При этом должна загореться контрольная неоновая лампочка на пульте управления самолетного ответчика;

- при среднем положении переключателя рода работ контрольная лампочка должна загораться одновременно с неоновой лампочкой «Индикатор ответа» на пульте управления, установленном на потолке кабины летчиков.

Станция предупреждения СПО-3

612. Станция предупреждения СПО-3 предназначена для выдачи экипажу сигнала об облучении самолета радиолокационной станцией перехвата и прицеливания истребителя, наземными станциями оружейной наводки и наведения ракет, работающими в 3-см диапазоне волн.

613. Сигнал предупреждения выдается станцией всем членам экипажа в виде звукового сигнала частотой 800 гц, поступающего по сети СПУ независимо от положений переключателей на пультах управления СПУ, и в виде световой индикации у командира экипажа и воздушного стрелка.

По характеру поступающего сигнала командир экипажа может определить направление облучения (направление атаки истребителя), режим работы радиолокатора атакующего самолета и в зависимости от обстановки принять решение на отражение атаки.

614. Для проверки работоспособности СПО-3 необходимо:

- включить все 6 переключателей на ПУ;

— при включенном радиолокаторе РБП-3 в режиме кругового вращения и с работающим передатчиком на ПУ нажать кнопку «Проверка». При этом на индикаторе облучения в такт с вращением антенны должны загораться лампочки индикации облучения по секторам, а в телефонах должен быть слышен непрерывный сигнал;

— при выключенном РБП-3 проверку работоспособности можно осуществить при помощи зуммера. Для этого работающий зуммер необходимо поднести к раскрытию каждой из антенн. При этом на индикаторе облучения должна загораться лампочка соответствующего сектора.

РЕНТГЕНОМЕТР ДП-3 (ДП-3Б)

615. Рентгенометр ДП-3 предназначен для измерения интенсивности гамма-излучений в кабине экипажа.

Комплект ДП-3 состоит из приемника радиоактивного облучения, расположенного в кабине расчета, и пульта управления с индикатором интенсивности радиоактивного заражения, расположенного на рабочем месте бортового радиста.

616. Проверка работоспособности ДП-3 производится по миганию контрольной лампочки и отклонению стрелки прибора на уровень $0,4 \div 0,8$ (по шкале) после перевода переключателя включения рентгенометра в положение «ПР».

Все перечисленные органы контроля и управления находятся на ПУ прибора ДП-3.

АППАРАТУРА РЕЧЕВЫХ СООБЩЕНИЙ РИ-65

617. Аппаратура речевых сообщений РИ-65 предназначена для оповещения экипажа самолета об аварийных ситуациях на борту.

Бортовой комплект аппаратуры РИ-65 состоит из двух блоков речевых сообщений РИ-65-10 и пульта управления РИ-65-20.

Датчиками сигналов для РИ-65 служат самолетные датчики, работающие на аварийную сигнализацию (красные лампочки на приборных досках, сирена).

Каждый блок РИ-65-10 имеет 16 каналов, из них 15 рабочих и один (шестнадцатый) контрольный.

Бортовой комплект выдает в сеть СПУ 30 речевых сообщений, повторяемых на каждом канале дважды. Речевые сообщения по всем каналам заранее записываются на земле.

ПРИЦЕЛЬНО-НАВИГАЦИОННЫЙ КОМПЛЕКС ПНК-1

618. Прицельно-навигационный комплекс ПНК-1 включает в себя следующие основные системы:

— навигационное вычислительное устройство НВУ-БТ-1;

— систему директорного управления «Привод-В»;

— точную курсовую систему ТКС-П;

— централь скорости и высоты ЦСВ-1М-1А;

— доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса ДИСС-5;

— радиолокационную станцию И-4 («Инициатива-4»).

619. Навигационное вычислительное устройство НВУ-БТ-1 обеспечивает автоматическое и непрерывное вычисление и индикацию:

— текущих координат места самолета в ортодромической системе координат;

— полярных координат самолета (угла доворота) и оставшегося расстояния до запрограммированного пункта маршрута и цели;

— значений фактического путевого угла самолета на приборы НПП системы «Привод-В»;

— составляющих вектора ветра при работе с измерителем ДИСС-5 и запоминание их при работе с системой ЦСВ-1М-1А (при переходе ДИСС-5 в режим «Память»).

В комплект НВУ-БТ-1 входят следующие блоки:

— пульт управления В-1И;

— указатель-задатчик координат В-2А1;

— блок усиления и преобразования В-3БТ-2;

— блок навигационного построителя В-4БТ-2;

— указатель дальности В-5Т;

— индикатор дальности В-5И;

— задатчик ветра В-6Н;

— переключатель программы летчика В-7А;

— блок программы В-9И2;

— контейнер с блоками В-11М1;

— механизм управления перекрестием НВ-18ТМ1;

— блок усилителей В-21-1.

620. НВУ-БТ-1 работает при изменении навигационных параметров в следующих диапазонах:

— истинной воздушной скорости — от 250 до 800 км/ч;

— путевой скорости — от 200 до 800 км/ч;

— угла сноса — от -30 до $+30^\circ$;

— скорости ветра — от 0 до 400 км/ч;

— высоты — от 0 до 15000 м.

Диапазоны работы:

— в прямоугольной ортодромической системе координат:

по оси X — ± 1000 км;

по оси Y — ± 2950 км;

— в полярной системе координат:

относительно НК — в радиусе до 2950 км;

относительно ППМ — в радиусе до 2950 км;

относительно цели — в радиусе до 980 км.

НВУ-БТ-1 рассчитано на питание переменным током напряжением $36 \pm 5\%$ частотой 400 Гц и постоянным током напряжением $27 \pm 7\%$.

621. Система «Привод-В» предназначена для полуавтоматического и автоматического

(при сопряжении с автопилотом) полета самолета по маршруту на заданной высоте, построения предпосадочного маневра «большая коробочка» и захода на посадку по курсо-гладным маякам, а также для визуальной индикации магнитного и ортодромического курсов, заданного курса, курсового угла радиостанции, крена, тангажа, положения самолета относительно заданной высоты и заданной линии пути, положение самолета относительно равносигнальных зон курсо-гладных маяков и линии пути.

В комплект «Привод-В» входят:
— вычислитель 1310А — 2 шт.;
— командно-пилотажный прибор (КПП) — 2 шт.;
— навигационно-пилотажный прибор (НПП) — 2 шт.;
— блок усилителей НПП — 2 шт.;
— пульт управления — 1 шт.;
— распределительная коробка — 1 шт.;
— блок синхронизации заданных курсов — 1 шт.;
— корректор высоты КВ-11 — 2 шт.

622. Точная курсовая система ТКС-П служит для определения курса самолета и индикации его на указателе штурмана и летчика, а также для выдачи сигналов курса всем самолетным устройствам, решающим задачи навигации, пилотирования и прицеливания.

Система ТКС-П является централизованным самолетным устройством, объединяющим гироскопические, магнитные, астрономические средства определения курса.

ТКС-П может работать в одном из следующих режимов:

- гиropolукомпаса — «ГПК»;
- астрокоррекции — «АК»;
- магнитной коррекции — «МК».

Основным режимом работы ТКС-П является режим гиropolукомпаса, при котором система выдает ортодромический курс самолета. Кроме того, ТКС-П непрерывно выдает значение гиromагнитного курса самолета.

Система ТКС-П состоит из следующих агрегатов:

- индукционного датчика ИД-2М;
- коррекционного механизма КМ-5;
- гироскопа ГА-3 (2 шт.);
- указателя штурмана УШ-3;
- контрольного указателя штурмана КУШ-1;
- пульта управления ПУ-11;
- распределительного блока РБ-2;
- задатчика курса ЗК-4;
- блока пеленгов БП-5.

623. Погрешность системы в режиме «ГПК» в нормальных условиях ее работы:

- а) в районе $\pm 20^\circ$ от широты последней баллистической системы — $0,5 \text{ град/ч}$;
- б) в диапазоне $\pm 90^\circ$ широты места — $0,8 \text{ град/ч}$;
- в) дополнительная погрешность в режиме «ГПК» на каждую минуту действия линейных

или выраженных ускорений, а также при наборе высоты или снижении — не более $0,02^\circ$.

Погрешность в показаниях магнитного курса:

а) по указателю КУШ-1 — не более $1,0^\circ$ по стрелке «К» и $1,0^\circ$ по стрелке «1»;

б) по указателю УШ-3 — по стрелке «К» $1,0^\circ$.

Время готовности системы:

а) в режиме «МК» и «АК» — 5 мин;

б) в режиме «ГПК» — 10 мин.

624. Централь скорости и высоты ЦСВ-1М-1А предназначена для выдачи потребителям относительной барометрической высоты (0—25000 м), истинной воздушной скорости (250—2500 км/ч), числа М (0,4—2,35), температуры наружного воздуха ($+50 \div -70^\circ\text{C}$) и относительной плотности воздуха.

В комплект ЦСВ-1М-1А входят:

- блок датчиков БД;
- блок решения БР.

ЦСВ-1М-1А рассчитана на питание переменным током напряжением 115 в и постоянным током напряжением $27 \text{ в} \pm 10\%$.

625. Доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса ДИСС-5 предназначен для определения угла сноса и путевой скорости полета самолета со среднеквадратической погрешностью: по путевой скорости 0,5% текущего значения, по углу сноса $\pm 20'$.

Эти параметры индицируются на индикаторе и выдаются в навигационное вычислительное устройство НВУ-БТ-1 при работе в основном режиме. При работе в режиме «Память» показания угла сноса и путевой скорости на индикатор ДИСС-5 выдаются аппаратурой НВУ-БТ-1, вычисленные по «запомненному» ветру при работе НВУ-БТ-1 с ЦСВ-1М-1А.

В комплект ДИСС-5 входят:

- высокочастотный узел (блоки 1, 2, 9);
- электронный блок (блок 3);
- индикатор (блок 4);
- блок питания (блок 5);
- пульт управления (блок 6);
- пульт контроля (блок 7);
- вентилятор.

626. Радиолокационная станция десантирования «Инициатива-4» (РЛСД И-4) предназначена для поиска и обнаружения наземных и надводных ориентиров в любых метеорологических условиях независимо от условий оптической видимости, а также для обеспечения прицельного сброса грузов и десанта с прицеливанием как непосредственно по радиолокационной видимой цели, так и по двум нанесенным точкам.

Кроме того, РЛСД И-4 позволяет решать ряд навигационных задач (коррекцию координат, счисленных навигационным вычислителем, ведение радиолокационной ориентировки, определение истинной высоты полета и угла сноса).

Диапазон скоростей и высот боевого применения соответствует диапазону скоростей и высот полета самолета Ан-12БК.

Все органы управления станцией, необходимые в полете, сосредоточены на щитке дистанционного управления и блоках, расположенных вблизи рабочего места штурмана.

Блоки станции, за исключением антенного устройства и счетно-решающего прибора, расположены в кабине штурмана и под мостиком левого летчика. Антенное устройство размещено снаружи фюзеляжа под обтекателем перед передней стойкой шасси самолета, а счетно-решающий прибор — в кабине расчета.

Питание станции переменным током 115 в 400 гц и постоянным 28,5 в осуществляется:

- на земле — от специального аэродромного источника питания, а током 115 в 400 гц, кроме того, от установленного на самолете преобразователя ПО-6000;

- в воздухе — от самолетных генераторов.

Для обеспечения прицельного воздушного десантирования при отказах в работе счетно-решающего устройства РЛСД И-4 или других изделий ПНК-1 РЛСД И-4 дополнительно комплектуется блоком автономного десантирования, который позволяет производить боковую наводку и прицеливание по сигналам радиолокационно-контрастной цели, а при сопряжении станции с аппаратурой РПМ-С — и по сигналам специального маяка-ответчика типа РМ-2М-3.

Проверка комплекса ПНК-1 в период предполетной подготовки к вылету

627. Перед включением бортовой сети самолета под напряжение на рабочих местах внешним осмотром убедиться в исправном состоянии приборов, исходном положении органов управления систем и агрегатов оборудования, шкал приборов, переключателей и АЗС на щитах, командных стрелок и стрелок положения КПП и НПП. Установить координаты ППМ на блоке программы НВУ.

Проверка аппаратуры комплекса перед вылетом производится составом штатного экипажа от бортовых генераторов при работе четвертого двигателя на режимных оборотах.

После запуска четвертого двигателя включить генераторы, проверить напряжения питания $27 \pm 2,7$ в; $115 \pm 3,5$ в и частоту 400 ± 8 гц. Включить АЗС и выключатели «АГД», «АРК № 1», «ЦСВ-1М-1А», «Привод-В», «ТКС-П», «ДИСС-5», «РЛСД И-4» и «НВУ-БТ-1».

628. Для проверки работоспособности системы «Привод-В» необходимо:

- переключатель режимов полета на пульте управления «Привод-В» установить в положение «Откл.»;

- селектор выбора систем на левой приборной доске летчиков установить в положение «СП-50 АРК». Нажать лампу-кнопку подключения систем, лампочка должна гореть;

- переключатель «МК — ОК» установить в положение «МК», при этом шкала курсов

НПП установится на магнитный курс стоянки самолета. Установить переключатель «МК — ОК» в положение «ОК»; шкала курсов НПП установится на ортодромический курс (допускается погрешность $\pm 2^\circ$);

- переключатель вычислителя «Левый — Правый» на приборных досках летчиков установить в положение «Левый» («Правый») и убедиться в том, что бленкеры «К» и «Г» на приборах КПП убраны, а командные стрелки тангажа отклонились вниз;

- установить переключатель режимов полета на пульте «Привод-В» в положение «МК» и нажать лампу-кнопку «Вкл.», которая должна загореться, а на приборах КПП при ЗК, равном фактическому курсу самолета, командные стрелки тангажа и крена должны вернуться в нулевые индексы;

- нажать лампу-кнопку «Вкл. КВ», которая должна загореться. Нажать лампу-кнопку «Откл. КВ», при этом лампа-кнопка «Вкл. КВ» должна погаснуть;

- на приборной доске левого летчика нажать кнопку «ЗМК» и ручкой установки заданного курса на приборе НПП левого летчика установить стрелку ЗК на курс, отличающийся от фактического на $\pm 10^\circ$. При этом стрелка ЗК НПП правого летчика должна повторить показания прибора НПП левого летчика, а командные стрелки крена и стрелки положения ЗЛП должны отклониться вправо (влево). Возвратить стрелку ЗК прибора НПП левого летчика на нулевой индекс. Командные стрелки крена и стрелки положения ЗЛП должны возвратиться на нулевые индексы. Повторить проверку от правого летчика;

- управление АРК-11 № 1 переключить на щиток летчиков и установить переключатель рода работы в положение «Рамка». Нажимным переключателем установить КУР, равный $0^\circ \pm 12^\circ$. Переключатель режимов полета на пульте управления «Привод-В» установить в положение «Заход» и ручкой центровки на щитке управления СП-50 отклонить стрелки положения курса приборов НПП вправо (влево). При этом командные стрелки крена и стрелки положения ЗЛП должны отклониться вправо (влево). Возвратить стрелки положения курса приборов НПП в центр нулевого индекса.

При работающих маяках КГС командные стрелки КПП должны отклониться в сторону курсовой и глиссадной стрелок НПП.

Примечание. Работоспособность системы «Привод-В» в режиме «Заход» при селекторе выбора систем в положении «И-4» определяется в процессе комплексной проверки.

629. Для проверки работоспособности ТКС-П и ДИСС-5 необходимо:

- отрегулировать яркость подсвета шкал реостатом на приборной доске штурмана;

- через 3—5 мин после включения ТКС-П и ДИСС-5 установить переключатель «АГД — ТКС» в положение «АГД», на пульте управления ТКС-П установить режим «ГПК» и про-

верить работу схемы выставки курса нажатием переключателя влево (вправо) при установке переключателя коррекции вначале в положение «Контр.», затем в положение «Осн.», при этом стрелки «К» прибора КУШ-1, а затем УШ-3 должны перемещаться влево (вправо) со скоростью 2 град/сек. Установить стрелку «К» прибора УШ-3 на курс 360°;

— установить на ЗК-4 стрелку на значение «ОК», а переключатель «АК — ЗК» — в положение «ЗК», на пульте управления ТКС-П переключатель «Коррекция» — в положение «Контр.», а переключатель режимов — в положение «МК» и кнопкой согласования пульта установить ортодромический курс по стрелке «К» прибора КУШ-1;

— при включенном ДАК-ДБ-5 и установленных данных на вычислителе перевести переключатель ЗК-4 и переключатель режимов на КУШ-1 в положение «АК», нажать кнопку согласования «КУШ-1» и стрелка «1» должна показать истинный курс;

— установить на коррекционном механизме КМ-5 индекс магнитного склонения на нуль. Переключатель режимов на щитке «КУШ-1» перевести в положение «МК» и кнопкой согласования «КУШ-1» установить стрелку «1» на магнитный курс стоянки самолета. При этом разница между показаниями стрелки «К» и стрелки «1» должна равняться условному магнитному склонению. Передача магнитного пеленга на стрелку «1» проверяется во время проверки радиоконпасов, при этом переключатель режимов «КУШ-1» должен находиться в положении «РК»;

— переключатель ДИСС-5 установить в режим «Контроль-П» и после отработки угла сноса +13° убедиться в отклонении стрелки «ПУ» прибора УШ-3 от стрелки «К» на величину +13°. Перевести ДИСС-5 в режим «Контроль-1» и после отработки угла сноса 0° убедиться в совмещении стрелок «К» и «ПУ» на УШ-3. В режимах «Контроль-1» и «Контроль-П» проверить правильность отработки путевой скорости;

— проверить переключение потребителей курса с основного гироагрегата на контрольный, для чего установить переключатель «Потребители» в положение «Контр.», при этом стрелки «К» и «ПУ» на УШ-3 покажут ортодромический курс, а стрелка «К» на КУШ-1 — курс 360°. Установить переключатель «Потребители» в положение «Осн.», стрелки «К» на обоих приборах возвратятся в прежнее положение.

630. Для проверки работоспособности НВУ-БТ-1 необходимо:

— определить углы доворота и дальности до одного-двух поворотных пунктов в соответствии со стояночным курсом и установленными координатами ППМ и самолета;

— установить переключатель «АРК — УД» пульта управления НВУ в положение «УД» и при последовательном переключении программ на соответствующие ППМ убедиться в пра-

вильности показания угла доворота на приборах УШ-ДБ, НПП и дальности на указателях дальности штурмана и летчика;

— установить переключатель на блоке 18 «Коррекция — Расшифровка» в положение «Коррекция», а затем «Расшифровка» и нажимным переключателем проверить малую и большую скорости отработки координат самолета, а затем цели по счетчикам координат НВУ.

631. Для проверки работоспособности РЛСД И-4 необходимо:

а) Проверить отсутствие свечения сигнальных лампочек предохранителей на ЩДУ и СРП блоков 5 и 44. Свечение лампочек свидетельствует о перегорании соответствующего предохранителя.

б) Проверить канал индикации, для чего:

— установить нормальную яркость развертки, сфокусировать ее и установить нормальный для глаза подсвет азимутальной шкалы;

— ручкой «Регулировка меток» подобрать яркость продольной и масштабных меток;

— переключателем масштабов проверить наличие развертки и масштабы 240 км, 160 км (на которых должно быть 12 и 8 промежутков между 20-километровыми масштабными метками);

— проверить включение масштаба 30 км и наличие развертки при переключении ступенчатой задержки от 0 до 300 км. Установить переключатель «Масштаб 30 — Норм.» в положение «Норм.»;

— установить масштаб 120 км, при этом на экране будет наблюдаться смещенный к краю сектор 90° с шестью промежутками между 20-километровыми метками и продольной меткой посередине сектора;

— установить масштаб «12÷30», при этом на экране индикатора должна быть развертка в виде усеченного сектора и электронное перекрестие в центре экрана, создаваемое продольной и поперечной метками;

— нажать ручку «Корр. СРП» на ИКО и, вращая ее, убедиться в возможности совмещения поперечной метки с четвертой 20-километровой меткой, при этом вал дальности отработает 80 км.

в) Проверить работоспособность высококачественного тракта, для чего:

— переключатель «Антенна — Эквивалент — ИКШ» установить в положение «Эквивалент»;

— через 5 мин после включения И-4 нажать переключатель «Высокое» на ЩДУ в верхнее положение, при этом должна загореться красная лампочка сигнализации;

— проверить токи магнетрона передатчика при положении переключателя «Ток магнетрона» на всех масштабах.

Токи магнетрона должны быть:

масштаб «12÷30» — 17,5—20,2 ма;

масштаб «120÷160» — 17—19,5 ма;

масштаб «240» — 14—17 ма;

режим «Маяк» — 10—17 ма;

— устанавливая переключатель прибора в соответствующее положение, проверить токи детекторов сигнала и АПЧ, которые должны находиться в пределах 0,3—0,8 мА и 0,3—1,4 мА соответственно;

— выключить «Высокое» передатчика, установить масштаб 120 км, ручку ручного наклона отжать; переключатель «Антенна—Эквивалент—ИКШ» на приборной доске штурмана установить в положение «Антенна»;

— при отсутствии людей вблизи самолета включить «Высокое» передатчика и ручками «Усиление приемника», «Выделение» на ИКО, «Наклон» на ЩДУ добиться четкого изображения целей на экране;

— вращая ручку «Ручной наклон» от +5 до -45° и обратно, убедиться в том, что цели исчезают и вновь появляются при изменении угла наклона антенны.

г) Проверить сопряжение с РПМ-С, для чего:

— включить режим «Маяк кодированный» на ЩДУ, при этом на экране должны появиться шумы приемника РПМ-С;

— включить «Высокое» передатчика ПДСП-2С, при этом на экране ИКО должны появиться характерные шумы от работы передатчика ПДСП-2С;

— установить переключатель «Маяк» на ЩДУ в положение «Выкл.»; выключить «Высокое» передатчика.

д) Проверить отработку r валом дальности и ориентации изображения:

— установить на счетчике НВУ $X_c = X_n = 0$, $Y_c = Y_n = 0$; на ИКО переключатель «Ц—I—II» в положение «I»; на блоке выносов $Y_I = +10$ км, затем +20 км; $X_I = 0$, при этом на валу дальности (в окнах блока 16) отрабатывается r , равное 10 и 20 км ± 350 м, а сектор на ИКО будет направлен вверх;

— установить на блоке выносов $Y_I = 0$, $X_I = +10$ км, затем +20 км; при этом на валу дальности отрабатывается r , равное 10 и 20 км ± 350 м, а сектор на ИКО развернется вправо.

Аналогичную проверку выполнить при переводе переключателя «Ц—I—II» в положение «II» и установке значений Y_{II} , затем X_{II} , равных -10 км и -20 км на блоке выносов.

е) Проверить работоспособность РЛСД И-4 с блоком автономного десантирования, для чего:

— установить на ЩДУ переключатель «ОПБ—НА» в положение «НА»;

— установить на ЩДУ переключатель масштабов в положение «120 км»;

— установить на блоке автономного десантирования переключатель режимов «Строй—Визир—НА» в положение «Визир»;

— включить на блоке автономного десантирования масштаб 60 км, при этом на экране ИКО должна быть секторная развертка (90°) со смещенным центром и тремя промежутками между 20-километровыми калибрационными метками;

— переключатель «Метки Вкл.—Выкл.» на блоке автономного десантирования перевести

в положение «Вкл.» и проверить наличие на экране ИКО 10-километровых меток;

— установить на ЩДУ переключатель «Масштаб 30—Норм.» в положение «30», а переключатель масштабов— в положение «160 км» или «240 км». При этом включается радиально-круговая развертка переменного масштаба «12÷60»; по масштабным меткам проверить установку указанного масштаба ручкой «Растяжка 12÷60»;

— установить шкалы ΔH , h_c , h_1 , h_2 на блоке вынесенных точек прицеливания и ручку «Угол сноса» на блоке автономного десантирования на нули, а ручкой «Дальность» установить 60 км по шкале блока автономного десантирования. Шкала блока построителя наклонной дальности должна отработать 60 единиц (такое же значение наклонной дальности должно быть и при установке ручки «Угол сноса» на 90° по шкале углов сноса);

— проверить точность отработки наклонной дальности, вращая шкалу «Дальность» на блоке автономного десантирования через 5 единиц до 30 и наблюдая за отработкой дальности, точность которой должна быть не хуже ± 300 м;

— установить шкалы «Дальность» и «Угол сноса» блока автономного десантирования на нули. Поочередным вращением рукояток ΔH , h_c на блоке вынесенных точек прицеливания проверить отработку дальности по шкале построителя наклонной дальности;

— установить на блоке автономного десантирования переключатель режимов «Строй—Визир—НА» в положение «Строй», при этом на экране ИКО независимо от положения переключателя масштабов на ЩДУ автоматически устанавливается масштаб «12÷60» с открытым центром 4—5 км, на экране ИКО наблюдаются продольная и поперечная метки, положение которых изменяется ручками «Угол сноса» и «Дальность» блока автономного десантирования;

— проверить точность отработки наклонной дальности, вращая шкалу «Дальность» на блоке автономного десантирования. Показания шкалы на блоке построителя наклонной дальности при этом должны быть на 1300 ± 50 м больше показаний шкалы «Дальность» на блоке автономного десантирования;

— установить шкалу «Дальность» на блоке автономного десантирования на нуль. Вращая шкалу «Угол сноса» в диапазоне $\pm 30^\circ$ через 5°, проверить отработку курсового угла по азимутальной шкале экрана ИКО;

— установить на блоке автономного десантирования переключатель «Строй—Визир—НА» в положение «НА». Режим работы блока при этом определяется положением переключателя «ОПБ—НА»: при положении «ОПБ» обеспечивается автономная работа, при положении «НА» блок автономного десантирования отключается и режим работы определяется органами управления на ЩДУ;

— включить на блоке автономного десантирования переключатель «Ручное — Выкл.» в положение «Ручное» и переключателем «Влево — Вправо» проверить ручное управление антенной.

Комплексная проверка ПНК-1

632. Для комплексной проверки ПНК-1 необходимо:

а) установить органами управления на счетчиках НВУ, ТКС-П, ДИСС-5 и блоке баллистических характеристик и ветра (блок 45) И-4 следующие данные:

НВУ	ТКС-П, ДИСС	Блок баллистических характеристик и ветра И-4		
$X_n = 20,$ $X_c = 0$	$\psi = 0$	$\delta_1 = 45^\circ$	$U_1 = 100 \text{ м/сек}$	$T_1 = 50 \text{ сек}$
$Y_n = 15,$ $Y_c = 0$	$YC = 0$	$\delta_2 = 45^\circ$	$U_2 = 50 \text{ м/сек}$	$T_2 = 100 \text{ сек}$
		$A_0 = 0$	$ЗПУ = 45^\circ$	

Переключатель «Ц—I—II» установить в положение «Ц»;

б) командиру корабля установить селектор выбора систем в положение «И-4». Нажать кнопку-лампу подключения систем, которая должна загореться, а шкала курсов НПП показать ортодромический курс 360° . Штурману корабля на блоке 16 отсчитать «г», а технику по АДО на блоке 44 отсчитать « S_0 » и « Z », которые должны быть: $r = S_0 = 14750 \pm 350 \text{ м}$, $Z = 3540 \pm 350 \text{ м}$;

в) штурману корабля ручкой «Коррекция курса» на индикаторе И-4 установить значение $\Delta\beta = 2 \div 4^\circ$ по шкале блока выносов. Технику по АДО на СРП проверить отработку $\Delta\beta$. Переключателем на блоке вспомогательных точек прицеливания обнулить шкалы $\Delta\beta$;

г) командиру корабля селектор выбора систем установить в положение «НВУ». Нажать кнопку-лампу подключения систем, которая должна загореться, а шкала курсов НПП показать ортодромический курс 360° . На счетчиках дальности НВУ должна отработаться дальность 25 км, а стрелка КУР НПП (стрелка № 1 УШ-ДБ при установке переключателя «УД — АРК» в положение «УД») должна показать угол доворота, равный 53° ;

д) проверить отработку сигналов «Предупреждение», «Сброс» и четвертого разворота, для чего:

— штурману на шкале блока 45 установить время $T_3 = 15 \text{ сек}$, а остальные шкалы на нуль, на указателе-счетчике НВУ установить $X_n = 0 \text{ км}$, $X_c = 0$, $Y_n = 13 \div 15 \text{ км}$, $Y_c = 0$;

— командиру корабля установить переключатель режимов полета на пульте управления «Привод-В» в положение «Заход», при этом стрелка ЗК на НПП установится на $360 \pm 2^\circ$;

— штурману корабля ручкой координаты X_c добиться показания $Z = 0$ на СРП, при этом

командные стрелки крена и стрелки положения КПП должны быть на нуле;

— включить счисление НВУ и отсчитать на СРП показание $S_0 = 6,6 \pm 1 \text{ км}$ при загорании табло «Предупреждение» и $S_0 = 1,6 \text{ км} \pm \pm 350 \text{ м}$ в момент загорания табло «Сброс», при этом Z должен быть равен $0 \pm 350 \text{ м}$, а угол доворота на приборах НПП и блоке 44 должен измениться на 180° ;

— установить переключатель «Коррекция» на пульте ТКС-П в положение «Осн.» и задатчиком курса подвести стрелку «К» прибора УШ-3 на значение 270° (90°), на счетчике координат НВУ установить $X_n = 8 \pm 1 \text{ км}$, $X_c = 0$, $Y_n = 13 \div 15 \text{ км}$ и $Y_c = 0$;

— командиру корабля включить правую (левую) коробочку;

— штурману корабля вращать ручку координаты X на уменьшение разности $X_n - X_c$ до отключения лампы-кнопки «Коробочка вкл.» и отклонения командной стрелкой крена вправо (влево), при этом значение Z на СРП (блоке 44) должно быть равно $4 \text{ км} \pm 300 \text{ м}$.

После окончания комплексной проверки всем членам экипажа установить органы управления аппаратурой в исходное положение для выполнения полета и доложить о готовности к полету командиру корабля или выключить аппаратуру и приготовиться к выключению двигателей.

Установка исходных данных и включение ПНК-1 перед вылетом

633. В том случае, когда предполетная подготовка и проверка оборудования ПНК-1 производилась заранее, необходимо установку исходных данных и включение аппаратуры производить в следующем порядке:

— на пульте управления ТКС-П переключатели установить в следующие положения:

«Широта» — «Ручн.»;

«Потребители» — «Основн.»;

«Коррекция» — «Контр.»;

«Выбор режимов» — «АК».

По шкале широт выставить широту аэродрома вылета.

На задатчике курса (ЗК-4) выставить ортодромический курс, а переключатели установить в положение «ЗК»;

— переключатель режимов КУШ-1 — в положение «МК»;

— на указателе-задатчике НВУ-БТ-1 на счетчиках «Самолет» установить координаты точки включения счисления, а на счетчиках «Цель» — координаты первой точки коррекции места самолета. После включения НВУ-БТ-1 эта работа может быть выполнена переключателем «Коррекция — Расшифровка» механизма управления перекрестием. На блоке программы установить координаты первых пяти поворотных пунктов;

— на УВШ-2 ЦСВ-1М-1А установить значение давления P_0 и температуры T_0 аэродрома вылета;

— на блоке вспомогательных точек прицеливания И-4 установить координаты первой и второй вспомогательных точек прицеливания и их превышение относительно предполагаемого места коррекции. На блоке баллистических характеристик и ветра (блок 45) установить время задержки T_3 , время снижения на стабилизирующих куполах T_2 и время снижения на основных куполах T_1 , заданный ортодромический путевой угол и баллистический штилевой относ A_0 ;

— после запуска четвертого двигателя включить на бортовую сеть источники постоянного и переменного токов и проверить по бортовым приборам соответствие напряжений и частоты токов этих источников требованиям к аппаратуре комплекса ПНК-1;

— включить все необходимые АЗС (АЗР) цепей питания аппаратуры ПНК-1 на электропитках кабины экипажа;

— после запуска всех двигателей и включения генераторов на бортовую сеть включить аппаратуру комплекса: АГД-1, ТКС-П, «Привод-В», НВУ-БТ-1, ЦСВ-1М-1А, ДИСС-5, И-4 и остальное оборудование, используемое в полете. Проконтролировать состояние оборудования по положению бленкеров и сигнальных лампочек на пультах управления и указателях («Высокое» передатчика И-4 включать после взлета);

— не ранее чем через 10 мин после включения ТКС-П установить ортодромический курс на УШ-3 и КУШ-1 кнопкой согласования при положении переключателя коррекции вначале в положение «Осн.», затем «Контр.». Показания стрелок «К» приборов УШ-3 и КУШ-1 должны быть одинаковыми. Установить на пульте управления ТКС-П режим «ГПК», а на ЗК-4 переключатель «АК—ЗК» в положение «АК». Кнопкой согласования установить стрелку «I» прибора КУШ-1 на магнитный курс.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТОВ ТИПА Ан-12

634. В практике применяются три метода определения центровки самолета:

- с помощью центровочной линейки;
- с помощью индексов;
- с помощью центровочного графика.

Центровочная линейка и инструкция по пользованию ею прикладываются к каждому самолету.

Метод определения центровки с помощью центровочного графика изложен в ст. 637 настоящей Инструкции.

635. В случае если взлетные центровки находятся в пределах 22—31% САХ, а вес и центровка в полете вплоть до посадки изменяются только от выгорания топлива, центровку на посадке разрешается не рассчитывать. Необходимо проверять только посадочный вес. Выгорание максимального запаса топлива при взлетной центровке, близкой к предельно зад-

ней, смещает центр тяжести на 1% САХ назад, а при центровке, близкой к предельно передней, выгорание топлива смещает центр тяжести на 3,5% САХ вперед на самолетах Ан-12 и Ан-12А и до 5,5% САХ вперед на самолете Ан-12 с подпольными баками.

Выпуск и уборка шасси практически не изменяют центровку самолетов.

636. При замене колесного шасси на лыжное необходимо корректировать вес и центровку пустого самолета, взятые из формуляра. Для этого к весу пустого самолета добавить 900 кг, а из центровки пустого самолета вычесть 1,3% САХ.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТОВ Ан-12, Ан-12А, Ан-12Б, Ан-12БП(БК) С ПОМОЩЬЮ ЦЕНТРОВОЧНОГО ГРАФИКА

(рис. 52 и 53)

637. Расчет взлетной центровки следует начинать с определения веса и центровки снаряженного самолета, для чего к весу пустого самолета, указанному в формуляре самолета, добавить вес снаряжения 393 кг, а из величины центровки, указанной в формуляре самолета, вычесть 0,4% САХ (влияние на центровку веса снаряжения).

В вес снаряжения входят:

- вес масла 328 кг;
- вес кислорода для экипажа в баллонах, размещенных в хвостовой части фюзеляжа 35 кг;
- вес бортпайка 30 кг.

Всего 393 кг

Примечания: 1. При установке на самолет семи КПЖ с кислородом (четыре — на полу грузовой кабины весом 328 кг и три — в заднем нижнем помещении весом 246 кг) центровка снаряженного самолета увеличивается на 0,6% САХ.

2. Установка шести КПЖ с кислородом весом 502 кг на полу грузовой кабины не оказывает влияния на центровку, но должна быть учтена во взлетном весе самолета.

3. Перестановка санитарных стоек из походного положения переднего багажника в рабочее увеличивает центровку на 0,5% САХ.

4. Если санитарные стойки (192 кг) не находятся постоянно на самолете, а устанавливаются только при транспортировке раненых, то их установка не влияет на центровку самолета, но их вес должен быть учтен при подсчете взлетного веса самолета.

638. В левом верхнем углу на графике для снаряженного самолета найти точку, соответствующую определенным выше весу и центровке снаряженного самолета. Эта точка лежит на пересечении горизонтальной линии веса и наклонной линии центровки снаряженного самолета. Из этой точки опустить перпендикуляр на шкалу «Экипаж». От точки пересечения перпендикуляра со шкалой по направлению стрелки отложить количество делений, равное числу членов экипажа.

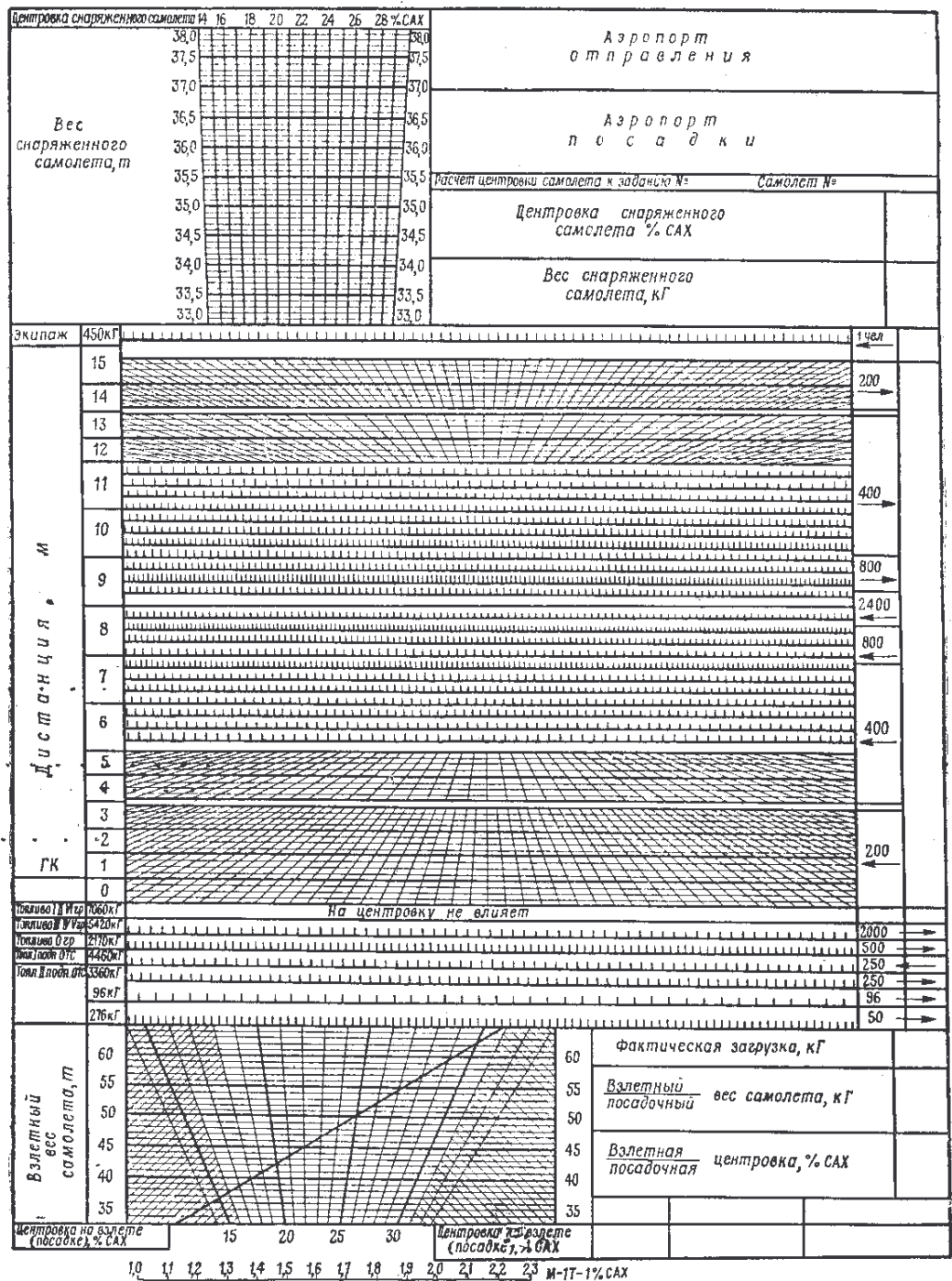


Рис. 52. Центровочный график самолетов Ан-12, Ан-12П, Ан-12А, Ан-12АП, Ан-12Б, Ан-12БП (БК)

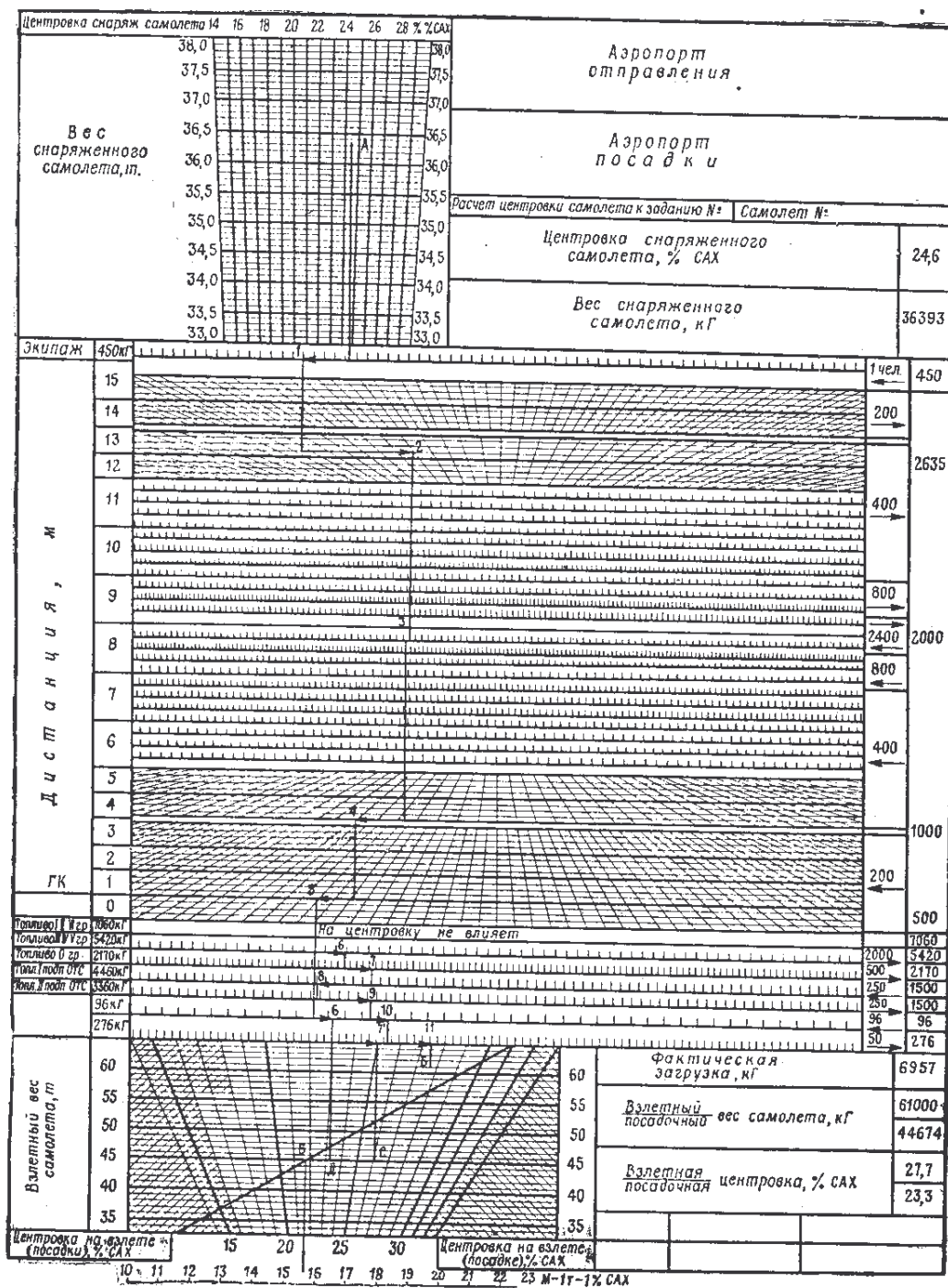


Рис. 53. Центровочный график с примером расчета центровки

Таблица 37

Группы баков	Запас топлива при заправке через горловины (97% полной емкости, $\gamma = 0,775 \text{ кг/л}$), кг			
	Ан-12	Ан-12А	Ан-12Б	Ан-12БК
I	3340	3340	3340	3340
II	1430	1430	1430	1430
III	1880	1840	1840	1840
IV	1570	2180	2180	2180
V	1350	1350	1350	1350
VI	1320	2330	2330	2330
0 (баки-кессоны)	—	—	2180	2180
I подпольный отсек	—	—	—	4130
II подпольный отсек	—	—	—	3270
Полная емкость	10890	12470	14650	22050

Примечание. Заправка топлива осуществляется согласно указаниям ст. 416 данной Инструкции.

Вес одного члена экипажа принимается равным 90 кг. Из полученной на шкале «Экипаж» новой точки опустить перпендикуляр на шкалу груза соответствующей дистанции, отложить по направлению стрелки величину нагрузки на данной дистанции с учетом цены деления.

Дистанции (положение Ц. Т. груза) отсчитывать от шпангоута № 9.

639. Аналогично, учитывая направление стрелок и цены делений, найти остальные точки, характеризующие расположение и величину нагрузки в грузовых помещениях. В случае размещения грузов в нижних грузовых помещениях (под полом) загрузку по графику отсчитывать по шкалам грузовой кабины; также нужно поступать и в случае размещения людей в гермокабине. При этом отсчет вести по шкале «ГК» (на дистанции 1 м).

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

Далее отложить на графике вес заправленного топлива. На шкале «Топливо в группах I, II, VI» написано: «На центровку не влияет», так как влияние заправки (или выработки) топлива из этих групп учитывается только взлетным (или посадочным) весом. Необходимо иметь в виду, что аэронавигационный запас топлива на посадку остается в VI группе баков. Из общего веса топлива вычитать вес топлива I, II, VI групп и вес топлива оставшихся групп откладывать на шкалах для топлива этих групп. При наличии топлива в группах III, IV, V отсчет вести по шкале «Топливо в группах III, IV, V». При наличии топлива в баках-кессонах (самолет Ан-12Б) отсчет вести по шкале «Топливо 0 группы».

Влияние на центровку заправки топлива в подпольные баки учитывать по шкалам: «Топливо I подп. отс.» и «Топливо II подп. отс.».

640. На центровочном графике слева указана полная емкость групп баков для самолета Ан-12БК. Запасы топлива для различных вариантов самолета приведены в табл. 37.

При наличии наблюдателя кормовой кабины из последней точки, учитывающей топливо, опустить перпендикуляр на шкалу «Наблюдатель». От точки пересечения перпендикуляра со шкалой по направлению стрелки отложить деление, соответствующее весу наблюдателя с бортиком (96 кг).

Из полученной точки опустить перпендикуляр на шкалу «Комплект набл.» и от точки пересечения перпендикуляра со шкалой по направлению стрелки отложить количество делений, соответствующее весу комплекта наблюдателя. Из полученной на шкале «Комплект набл.» точки опустить перпендикуляр на нижнюю номограмму до пересечения с горизонталью, соответствующей подсчитанному

взлетному весу. Оценивая положение полученной точки относительно наклонных линий, определить центровку на взлете.

Расчет посадочной центровки произвести аналогично расчету взлетной центровки. При этом на топливных шкалах центровочного графика отсчитывать вес остатка топлива при посадке. Расчет посадочной центровки обязателен при центровках, близких к предельным.

Линия, пересекающая номограмму взлетного веса, и связанная с ней шкала позволяют определить, на сколько метров при каждом взлетном (посадочном) весе самолета необходимо передвинуть груз весом 1 т, чтобы изменить центровку самолета на 1% САХ. Эта прямая дает возможность быстро довести центровку до необходимой сдвигом одного из грузов без повторения расчета.

ПРИМЕР РАСЧЕТА ЦЕНТРОВКИ

Исходные данные:

Вес пустого самолета Ан-12БК — 36000 кг (из формулы самолета).

Центровка пустого самолета — 25,0% САХ (из формулы самолета).

Вес снаряжения — 393 кг.

Смещение центровки самолета за счет снаряжения — 0,4% САХ.

Вес экипажа из 5 человек — 450 кг (5×90 кг) или вес экипажа из 6 человек — 540 кг (6×90 кг).

Вес наблюдателя кормовой кабины (с бортиком) — 96 кг.

Вес комплекта наблюдателя кормовой кабины — 276 кг.

Вес топлива — 17650 кг:

— в группе баков I, II, VI — 7060 кг;

— в группе баков III, IV, V — 5420 кг;

— в 0 группе — 2170 кг;

— в I подпольном отсеке — 1500 кг;

— во II подпольном отсеке — 1500 кг.

Нагрузка — 6135 кг:

— груз на дистанции 4 м — 1000 кг;

— груз на дистанции 8,75 м — 2000 кг;

— груз на дистанции 13,25 м — 2635 кг;

— 5 человек сопровождающих в гермокабине — 500 кг.

Из приведенных данных определяются:

Вес снаряженного самолета — $36000 + 393 = 36393 \text{ кг}$.

Центровка снаряженного самолета — $25,0 - 0,4 =$

$= 24,6\% \text{ САХ}$.

На верхнем графике откладываем точку *A* (рис. 53). Описанным выше способом получаем последовательно точки 1, 2, 3, 4, 5. Далее из общего веса топлива 17650 кг вычитаем 7060 кг, из остатка топлива 5420 кг откладываем на шкале «Топливо III, IV, V групп» (точка 6), на шкале «Топливо 0 группы» откладываем количество делений, соответствующее 2170 кг топлива (точка 7). На шкале «Топливо I подпольного отс.» откладываем количество делений, соответствующее 1500 кг топлива (точка 8), затем на шкале «Топливо II подпольного отс.» откладываем количество делений, соответствующее 1500 кг топлива (точка 9).

На шкале «Наблюдатель» откладываем одно деление с учетом направления стрелки (точка 10). На шкале «Комплект набл.» откладываем количество делений, соответствующих 276 кг (точка 11). Из точки 11 опускаем перпендикуляр на нижний график и для взлетного веса 61000 кг определяем взлетную центровку 27,7% САХ (точка Б).

Аналогично производим расчет центровки на посадке. При наличии на самолете наблюдателя кормовой кабины с комплектом посадки возможна с комплектом наблюдателя и без комплекта. Допустим, производится посадка с полным комплектом наблюдателя кормовой кабины. Определяем посадочный вес самолета в этом случае: $61000 - 17650 + 1600 = 44950$ кг. Из точки 5 опускаем перпендикуляр на шкалу «Наблюдатель». От точки пересечения перпендикуляра со шкалой по направлению стрелки откладываем одно деление и получаем точку 6. Из точки 6 опускаем перпендикуляр на шкалу

«Комплект наблюдателя» и от точки пересечения перпендикуляра со шкалой по направлению стрелки откладываем количество делений, соответствующее весу 276 кг. Получим точку 7. Из точки 7 опускаем перпендикуляр на график центровок до пересечения с горизонталью, соответствующей посадочному весу 44950 кг. Определяем посадочную центровку 26,1% САХ (точка С).

В случае посадки без комплекта наблюдателя посадочный вес равен $61000 - 17650 - 276 + 1600 = 44674$ кг.

Из точки 6 опускаем перпендикуляр на график центровок до пересечения с горизонталью, соответствующей весу 44674 кг. Определяем, что посадочная центровка в этом случае равна 23,3% САХ (точка Д).

Допустим, что посадочную (или взлетную) центровку при весе 44950 кг необходимо изменить на 1% САХ. Необходимое перемещение одного из имеющихся грузов для изменения центровки на 1% САХ определяем с помощью линии на нижней диаграмме и шкалы, с ней связанной.

Для этого ищем точку пересечения горизонтали, соответствующей весу 44950 кг, и наклонной линии на нижней номограмме (точка Е). Из точки опускаем перпендикуляр на шкалу. Получаем, что перемещение груза весом 1 т на 1,55 м изменит центровку на 1% САХ. Если груз весит 2,635 т, то необходимое перемещение его для изменения центровки на 1% САХ будет соответственно меньше на величину

$$\Delta X_{гр} = \frac{1,55}{2,635} = 0,59 \text{ м.}$$

ПЕРЕЧЕНЬ

КОМАНД И ДОКЛАДОВ ЧЛЕНОВ ЭКИПАЖА ПО ВНУТРЕННЕЙ СВЯЗИ
(СПУ) НА САМОЛЕТАХ ТИПА Ан-12

При запуске двигателей и подготовке к выруливанию

Помощник командира экипажа	— Выстраивает весь экипаж и докладывает командиру экипажа: «Предполетный осмотр произведен. Самолет и экипаж к полету готовы»	жение нормальное, запуск с первого, от винтов» (Ночью включает АНО на «Прерывисто» и подает команду бортовому технику: «Включить подсвет двигателей, обозначить начало запуска»)
Командир экипажа	— «Экипаж, занять рабочие места, приготовиться к запуску двигателей»	
Командир экипажа	— «Радист, самолет под ток, включить СПУ»	Связной — «Есть от винтов»
Воздушный радист	— «Самолет под ток включен, напряжение ...вольт»	Командир экипажа — «Запустить двигатели, помощнику следить за работой ТГ-16»
Командир экипажа	— «Создать давление в левой гидросистеме»	Старший борттехник — «Запуск первого (второго, третьего, четвертого)»
Старший борттехник	— «Давление в левой гидросистеме создано»	Воздушный радист — «Напряжение ...вольт»
	«Радист, подготовить щит АЗР к запуску»	Старший борттехник — «Три, четыре» (нажимает кнопку «Запуск» и пускает секундомер)
Воздушный радист	— «Щит АЗР к запуску подготовлен»	Связной — «Первый (второй, третий, четвертый) пошел»
Старший борттехник	— «Борттехник к запуску готов»	Старший борттехник — «Первый (второй, третий, четвертый) двигатель запущен.
Командир экипажа	— «...доложить о готовности к запуску»	Радист, включить генераторы ...двигателя»
Связной	— «Течи топлива нет. Заслонка ТГ-16 открыта, к запуску готов»	Воздушный радист — «Генераторы ...двигателя включены»
Штурман	— «Штурман готов»	Командир экипажа — «Включить гиросприборы»
Помощник командира экипажа	— «Помощник готов»	Старший борттехник — «Двигатели запущены. Радист, включить все генераторы и приготовиться к выключению ТГ-16»
Воздушный радист	— «Радист готов»	
Стрелок	— «Стрелок готов»	
Командир экипажа	— «Запустить ТГ-16»	
Старший борттехник	— «ТГ-16 запущен. ТГ-16 запущен»	Воздушный радист — «Радист к выключению ТГ-16 готов»
Командир экипажа	— «Запросить запуск»	Командир экипажа — «Выключить ТГ-16»
Командир экипажа	— «Самолет на стояночном, давление в гидросистеме есть, напря-	Старший борттехник — «ТГ-16 выключен»

Командир экипажа — «...включить питание аппаратуры, открыть кислородные вентили, включить вилку «Взрыв», установить аэродромное давление, надеть парашюты, закрепить ремнями»

Командир экипажа — «...доложить о готовности к полету»

Штурман — «Штурман готов»

Помощник командира экипажа — «Помощник готов»

Стрелок — «Стрелок готов»

Старший борттехник — «Дежурные группы включены, топливная система на «Автомат» работает нормально. Борттехник к полету готов»

Командир экипажа — «Закрылки 25°. Запросить предварительный»

Борттехник (помощник командира экипажа) — «Закрылки выпускаю»

Стрелок — «Закрылки выпускаются синхронно»

Борттехник (помощник командира экипажа) — «Закрылки 25°»

Командир экипажа — «Связной, убрать колодки и отсоединить СПУ»

Связной — «Колодки убираю». Днем белым флажком, а ночью фонариком дает разрешение на выруливание

Командир экипажа — «...выруливаю на предварительный, штурвал держать. Включить обогрев стекол»

Помощник командира экипажа — «Штурвал держу, обогрев включен»

Командир экипажа — Ночью: «Включить фары на малый (большой) свет»

Командир экипажа — «Проверяю основные тормоза, управление передним колесом от педалей, аварийные»

На линии предварительного старта

Командир экипажа — «Триммеры нейтрально, закрылки 25°, включить обогревы ПВД, ДУА, винтов и коков, запросить исполнительный»

Воздушный радист — «На обогрев винтов расходные токи нормально»

Помощник командира экипажа — «Обогревы включены, исполнительный разрешен (запрещен)»

Старший борттехник — «Взлетный вес ... тонн»

На исполнительном старте и в воздухе

Штурман — «Курсовая система на курсе взлета, АРК на дальний, проверить авиагоризонты»

Командир экипажа — «Винты на упор, запросить взлет»

Старший борттехник — «Винты на упоре»

Помощник командира экипажа — «Взлет разрешен (запрещен)»

Командир экипажа — «Загружаю винты внешние, внутренние»

Старший борттехник — «Внешние и внутренние винты загружены. Лампочки готовности автофлюгера горят»

Командир экипажа — «Экипаж, взлетаем». Ночью: «Фары включить, РУД держать»

Помощник командира экипажа — «РУД держу»

Штурман — «Скорость 150—180—210. Самолет в воздухе, скорость ...»

Командир экипажа — «Шасси убрать»

Воздушный радист — «АЗР включен»

Старший борттехник (помощник командира экипажа) — «Шасси убираю»

Старший борттехник — «Шасси убрано, створки закрыты, кран нейтрально, законтрен»

Помощник командира экипажа — «Кран нейтрально, законтрен»

Штурман — «Высота 50, скорость ...»

Командир экипажа — (ночью) «Фары выключить»

Штурман — «Высота 150, скорость ...»

Командир экипажа — «Закрылки убрать»

Старший борттехник (помощник командира экипажа) — «Закрылки убираю»

Старший борттехник (помощник командира экипажа) — «Закрылки убраны, кран нейтрально, законтрен»

Командир экипажа — «Открыть краны отбора воздуха»

Помощник командира экипажа — «Краны отбора воздуха открыты»

Штурман — «Первый разворот, курс ...»

Командир экипажа — «Разворот»

Штурман — «Второй разворот, курс ...»

Командир экипажа — «Разворот»

Штурман — «До траверза 10°»

Командир экипажа — «Приготовиться к посадке и выпуску шасси»

Штурман — «Траверз»

Командир экипажа — «Шасси выпустить»

Воздушный радист — «АЗР включен»

Старший борттехник (помощник командира экипажа) — «Шасси выпускаю»

Старший борттехник — «Шасси выпущено, створки закрыты, кран нейтрально, законтрен, взлетно-посадочное включено, полетный вес... тонн, центровка... %»

Помощник командира экипажа — «Кран нейтрально, законтрен»

Командир экипажа — «РУД внешних для посадки... градусов»

Штурман — «Третий разворот, курс ...»

Командир экипажа — «Разворот»

Командир экипажа — «Закрылки 15°»

Старший борттехник (помощник командира экипажа) — «Выпускаю на 15°»

Стрелок — «Закрылки выпускаются синхронно»

Старший борттехник — «Закрылки 15°, кран нейтрально, законтрен, винты на упоре»

(Помощник командира экипажа) — «Кран нейтрально, законтрен»

Штурман — «Четвертый разворот, курс ...»

Командир экипажа — «Разворот» (на посадочный)

Штурман — «До полосы 12 км, скорость ...»

Борттехник по АДО — «Стабилизатор чист» или «Стабилизатор обледенел»

Командир экипажа — «Закрылки 35°»

Старший борттехник (помощник командира экипажа) — «Выпускаю на 35°»

Стрелок — «Закрылки выпускаются синхронно»

Старший борттехник — «Закрылки 35°, кран нейтрально, законтрен»

(Помощник командира экипажа) — «Кран нейтрально, законтрен»

Штурман — «Высота 300, скорость ..., до полосы ...»

Командир экипажа — (ночью) «Фары выпустить»

Штурман — «Высота 230, дальний впереди» (в облаках: «Прекратить снижение»). «Дальний, высота..., скорость ...»

Штурман — «Высота 150, скорость ..., ближний впереди». Пробив облака: «Высота..., скорость..., полоса прямо (слева, справа)»

Командир экипажа — «Полосу вижу» (ночью: «Фары включить»)

Штурман — «Ближний, высота..., скорость...»
После перехода командира экипажа на визуальный полет следит за высотой и скоростью и периодически докладывает их числовые значения до момента приземления

Старший борттехник — «РУД внешних 0°»

Помощник командира экипажа — «Внешние держу»

Старший борттехник — «Руд внешних ...» (фактическое)

Примечание. Командир экипажа, снизившись до высоты установленного минимума и не пробив облачность вниз, обязан прекратить снижение, дать газ двигателям и подать команду «Экипаж, ухожу на второй круг», после этого набрать высоту и действовать по указанию руководителя полетов.

После приземления

Командир экипажа — «С упора внутренние»

Старший борттехник — «Снимаю»

Командир экипажа — «Внешние»

Старший борттехник — «Снимаю»

Командир экипажа — «Штурвал держать»

Помощник командира экипажа — «Штурвал держу»

После сруливания с полосы

Командир экипажа — «Фары на малый свет» (ночью)

Командир экипажа — «Закрылки убрать» (при повторных полетах: «Закрылки убрать до 25°»). «Выключить обогревы»

Старший борттехник (помощник командира экипажа) — «Закрылки убираю до 25°»

Старший борттехник — «Закрылки убраны» («Закрылки 25°»)

Командир экипажа — «Заруливаем на стоянку, доложить о готовности к выключению внешних двигателей»
Штурман — «Штурман готов»
Помощник командира экипажа — «Помощник готов»
Воздушный радист — «Радист готов»
Старший борттехник — «Борттехник готов»
Командир экипажа — «Выключить (выключая) внешние двигатели»
Старший борттехник — «Внешние двигатели выключил»

На стоянке

Командир экипажа — «Выключить питание аппаратуры и доложить о готовности к выключению двигателей»
Штурман — «Штурман готов»
Помощник командира экипажа — «Помощник готов»
Воздушный радист — «Радист готов»
Стрелок — «Стрелок готов»
Старший борттехник — «Борттехник готов»
Командир экипажа — «Выключить (выключая) двигатели»
Старший борттехник — «Двигатели выключил»
Командир экипажа — «1-й и 2-й остановились»
Помощник экипажа — «3-й и 4-й остановились»
Старший борттехник — «Выбег нормальный, включаю стоп-краны»
Командир экипажа — «Включаю стоп-краны»
Командир экипажа — «Привести в порядок рабочие места, радиосту обесточить самолет»
Воздушный радист — «Самолет обесточен»
Командир экипажа — «Экипаж, выходите строиться»
Помощник командира экипажа — Выстраивает экипаж и докладывает командиру экипажа
Командир экипажа — Опрашивает экипаж о работе авиатехники в

полете; записывает замечания в контрольный лист и проводит разбор полета с экипажем. Докладывает командиру отряда о выполнении полетного задания.

ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ КОМАНДЫ ПРИ ПОЛЕТЕ В ЗОНУ

На линии предварительного старта

Командир экипажа — «Триммеры нейтрально, закрылки 25°, включить обогрев ДУА, ПВД, винтов и коков, запросить исполнительный и номер зоны»

В полете в зону

Командир экипажа — (на высоте 1000 м) «Загерметизировать кабины, включить наддув»
Помощник командира экипажа — «Кабину загерметизировал, наддув включил»
Стрелок — «Кабину загерметизировал»
 Периодически через каждые 15 мин докладывает о самочувствии
Штурман — «Находимся в зоне № ...»
Штурман — «Время пребывания в зоне вышло, курс на аэродром ...»
Штурман — «Привод, разворот на посадочный»
Командир экипажа — (на высоте 2000 м) «Разгерметизировать кабины»
Помощник командира экипажа — «Кабину разгерметизировал. Краны отбора воздуха открыты»
Стрелок — «Кабину разгерметизировал. Самочувствие нормальное»

ЛИСТ УЧЕТА ВНЕСЕННЫХ В ИНСТРУКЦИЮ ИЗМЕНЕНИЙ И ДОПОЛНЕНИЙ

В Инструкции сброшюровано всего 92 листа без вклеек. При замене листов Инструкции на другие и дополнении ее новыми листами необходимо заполнить графы следующей таблицы:

№ пп.	Гриф	Исходящий № и дата полу- ченного изме- нения (допол- нения)	Входя- щий № и дата	Краткое со- держание из- менения (до- полнения)	Номера и ко- личество вставленных в Инструкцию листов	Номера и количество изъятых из Инструкции листов (коли- чество листов указывается прописью)	Общее коли- чество листов в Инструкции после внесе- ния изменений (дополнений)	Дата, долж- ность и под- пись лица, внесшего изменения (дополнения) в Инструкцию	Дата, место (в/ч, подразде- ление), долж- ность и под- пись лица, принявшего листы, изъятые из Инструкции