

МИНИСТЕРСТВО ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ СССР

УТВЕРЖДАЮ.
Министр гражданской
авиации
Б. Бугаев
16 февраля 1971 г.

РУКОВОДСТВО
ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ
И ПИЛОТИРОВАНИЮ САМОЛЕТА Ил-18
С ЧЕТЫРЬМЯ ТУРБОВИНТОВЫМИ
ДВИГАТЕЛЯМИ АИ-20

(для всех модификаций)



РЕДАКЦИОННО-ИЗДАТЕЛЬСКИЙ ОТДЕЛ
МОСКВА 1972

АСЦ ГосНИИ ГА	
Данный экземпляр РЛЭ самолета	<u>Ил-18</u>
<u>НПО МИР</u>	
Эталонному экземпляру АСЦ соответствует.	
Директор	<u>Фигур</u> О.Ю. Страдомский
Дата проверки	<u>20.02.01</u> Пер.№ <u>429</u>

АСЦ ГосНИИ ГА	
Данный экземпляр РЛЭ самолета	<u>Ил-18</u>
<u>НПО МИР (С-Петербург)</u>	
Эталонному экземпляру АСЦ соответствует.	
Директор	<u>Фигур</u> О.Ю. Страдомский
Дата проверки	<u>19.02.2002</u> Пер.№ <u>823</u>

МИНИСТЕРСТВО ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ СССР

УТВЕРЖДАЮ.
Министр гражданской
авиации
Б. Бугаев
16 февраля 1971 г.

ЭТАЛОН.
Экз. № 1

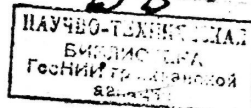
РУКОВОДСТВО
ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ
И ПИЛОТИРОВАНИЮ САМОЛЕТА Ил-18
С ЧЕТЫРЬМЯ ТУРБОВИНТОВЫМИ
ДВИГАТЕЛЯМИ АИ-20

(для всех модификаций)

Центр "СЕРТИФИКАЦИЯ" ГосНИИ ГА
Данный экземпляр РЛЭ самолета Ил-18
ЦАП "Мир" Санкт-Петербурга
Контрольному экземпляру соответствует.

Дата проверки
18.07.95

В.А.Еремин



РЕДАКЦИОННО-ИЗДАТЕЛЬСКИЙ ОТДЕЛ
МОСКВА 1972

604

Центр "СЕРТИФИКАЦИЯ" ГосНИИ ГА
Данный экземпляр РЛЭ самолета Ил-18
ЦАП "Мир" Санкт-Петербурга
Контрольному экземпляру соответствует.
Дата 18.07.95



П Р И К А З
МИНИСТРА ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ
СОЮЗА ССР

№ 69

17 февраля 1971 г.

Москва

О введении в действие «Руководства по летной
эксплуатации и пилотированию самолета Ил-18
с четырьмя турбовинтовыми двигателями АИ-20
(для всех модификаций)

ПРИКАЗЫВАЮ

1. Ввести в действие переработанное и дополненное
«Руководство по летной эксплуатации и пилотированию
самолета Ил-18 с четырьмя турбовинтовыми двигателя-
ми АИ-20 (для всех модификаций)», согласованное с
генеральным конструктором самолета 23.XII-70 г.

2. Начальникам управлений, ШВЛП, ВАУ и коман-
диру 235 ОАО гражданской авиации перед допуском
экипажей к полетам по новой методике взлета и посадки
самолета провести тренировку командира корабля и второ-
рого пилота в объеме упражнений 1 и 1а первой задачи
программы № 4, введенной приказом МГА № 501—65 г.

3. «Руководство по летной эксплуатации и пилоти-
рованию самолета Ил-18 с четырьмя двигателями АИ-20»,
введенное в действие приказом ГУТВФ № 186—1964 г.,
а также дополнения к нему № 603—65 г., № 795—67 г.,
№ 92—68 г., № 526—69 г., № 717—69 г. и № 394-70 г.
считать утратившими силу.

Министр гражданской авиации

Б. БУГАЕВ

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
Глава 1. <i>Общие сведения</i>	7
Глава 2. <i>Подготовка к полету</i>	27
Глава 3. <i>Выполнение полета</i>	97
Глава 4. <i>Полеты в различных метеорологических условиях</i>	131
Глава 5. <i>Особые случаи полета</i>	151
Глава 6. <i>Эксплуатация систем самолета в полете</i>	201

Глава I

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

1.1. Основные данные самолета.	9
1.1.1. Общие данные	9
1.1.2. Крыло.	9
1.1.3. Оперение.	10
1.1.4. Фюзеляж.	10
1.2. Основные летные данные (в стандартных условиях) самолетов Ил-18 А, Б, В, Е с двигателем АИ-20К и Ил-18Д с двигателем АИ-20М	10
1.3. Летные ограничения.	11
1.4. Весовые данные.	13
1.5. Центровка самолета.	18
1.6. Основные данные двигателей АИ-20К (5-я серия) и АИ-20М (6-я серия).	18
1.7. Основные данные установок ТГ-16 и ТГ-16М	20

Глава 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

1.1. ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

1.1.1. Общие данные

Высота самолета,	м	10,17
Длина самолета, м		35,9
Колея шасси,	м	9,0
База шасси (стояночная),	м	12,75
Стояночный угол,	град	0
Высота до нижнего обреза двери, м		3,1
Расстояние от конца лопасти винта до земли, м:		
внутреннего двигателя		0,778
внешнего двигателя		1,078
Расстояние от нижней кромки багажного люка до земли, м:		
люков № 1 и № 2		1,915
люка № 3		2,87
Размер входной двери,	м ²	0,76X1,40
Размер люка багажников № 1 и № 2,	м ²	0,75X1,25
Размер двери багажника	№3, м ²	0,9X1,28
Размер аварийного выхода,	м ²	0,45X0,75

1.1.2. Крыло

Размах крыла,	м	37,4
Площадь крыла, м ²		140,0
Средняя аэродинамическая хорда, м		4,052
Удлинение крыла		10,0
Сужение крыла		3,0
Угол поперечного V (по линии носков), град		+3
Установочный угол атаки, град:		
центроплана		+3
ОЧК у корня		+3
ОЧК на концах		+2°
Площадь элеронов, м ²		9,11
Угол отклонения элеронов, град		±20 ⁺¹
Площадь триммера элерона, м ²		0,365
Угол отклонения триммера элерона, град		±4 ⁺¹ _{-0,5}
Площадь закрылков, м ²		27,15

Практический потолок на номинальном режиме работы двигателей при взлетном весе:

61 200 кг.....	9100-300
64 000 кг (для самолета Ил-18Д).....	9100-300

Максимальная дальность полета на высоте 8100м.:

с запасом топлива 18 600 кг и взлетным весом 61 200 кг.....	4800-100
с запасом топлива 23 400 кг и взлетным весом 64 000 кг (для самолета Ил-18Д).....	6500-100

Длина разбега с закрылками, отклоненными на 15°, и взлетным весом:

61 200 кг.....	1250	м
64 000 кг (для самолета Ил-18Д).....	1350	м

Скорость отрыва по прибору с закрылками, отклоненными на 15°, и взлетным весом:

61 200 кг.....	245	км/ч
64 000 кг (для самолета Ил-18Д).....	250	км/ч

Средняя длина пробега при посадочном весе:

52 000 кг.....	1000	м
52 600 кг (для самолета Ил-18Д).....	1010+20	м

Посадочная скорость при посадочном весе.

52 000 кг.....	230-235	км/ч
52 600 кг (для самолета Ил-18Д).....	230-235	км/ч

Размах закрылков, м.....	23,87
Взлетный угол отклонения закрылков, град.....	15
Максимальный посадочный угол отклонения закрылков, град.....	30

1.1.3. Оперение

Площадь горизонтального оперения, м ²	27,8
Размах горизонтального оперения, м.....	11,8
Площадь руля высоты (с компенсацией), м ²	9,56
Угол установки стабилизатора (по отношению к оси самолета), град.....	-1
Угол отклонения руля высоты, град.....	
вверх.....	24,5 ±0,5
вниз.....	15 ±0,5
УГОЛ отклонения триммера руля высоты, град:	
вверх.....	7,5±1
вниз.....	13±1
Площадь триммера руля высоты, м ²	0,66
Площадь вертикального оперения, м ²	17,93
Высота вертикального оперения от оси самолета, м.....	6,81
Площадь стабилизатора, м ²	14,57
Площадь руля направления, м ²	6,65
Углы отклонения руля направления, град.....	±25 +0,5 -1
Площадь триммера руля направления, м ²	0,31
Угол отклонения Триммера руля направления, град.....	±9 ±1
Площадь пружинного компенсатора, м ²	0,4
Угол отклонения пружинного компенсатора, град.....	±15 ±1

1.1.4. Фюзеляж

Длина фюзеляжа, м.....	35,9
Диаметр максимальный, м.....	3,5
Площадь, миделя, м ²	9,6
Объем герметической части, м ³	240,0

12. ОСНОВНЫЕ ЛЕТНЫЕ ДАННЫЕ (в СТАНДАРТНЫХ УСЛОВИЯХ) САМОЛЕТОВ Ил-18А, Б, В, Е с ДВИГАТЕЛЕМ АИ-20К и Ил-18Д с ДВИГАТЕЛЕМ АИ-20М

Максимальная скорость (истинная) на высоте 8100 м на номинальном режиме работы двигателей при взлетном весе:	
56000 кг.....	650-13
56 000(для Ил-18Д).....	655-13
Скороподъемность у земли (при начальной скорости набора 390 км/ч) на номинальном режиме работы двигателей при взлетном весе:	
61200 кг.....	7,0-0,5
64000 кг (для самолета Ил-18Д).....	7,2-0,5

1.3. ЛЕТНЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Максимально допустимая скорость по прибору в горизонтальном полете, км/ч 510

Предельно допустимая скорость по прибору в случае необходимости экстренного снижения, км/ч. 610

Максимально допустимое число М. 0,65

Максимально допустимая скорость полета по прибору при закрылках, отклоненных:
на угол 15° , км/ч. 320
на угол 30° , км/ч. 300

Максимально допустимая скорость по прибору при уборке и выпуске шасси, км/ч 350

Минимальная скорость горизонтального полета по прибору для рейсовых полетов. км/ч. 340

Максимальная боковая составляющая ветра, м/сек:

при взлете. 18

при посадке. 15

Максимально допустимые углы отклонения от автопилота, град.:

руля направления. $\pm 7,5 + 0,5$

руля высоты:

вверх. $4 \pm 0,5$

($1 \pm 0,5$)

для АП-6Е

вниз. $5 \pm 0,5$

элеронов. $\pm 5 \pm 0,5$

($\pm 3 + 0,5$)

для АП-6Е)

Максимально допустимая скорость встречного ветра для взлета и посадки, м/сек 25

Максимально допустимая скорость попутного ветра, м/сек:

Изм № 45: Допускается максимальное отклонение шарика по указателю — 12 делений шкалы при выполнении маневров самолета на величину не более одного диаметра. 19 октября 1981 г.

для взлёта. 10
для посадки. 5

Взлетный режим работы двигателей разрешается использовать в случае необходимости не более 15 мин (непрерывная работа на любой высоте полета).

В исключительных случаях при отказе двигателя в полете над высоким горным хребтом разрешается продолжать полет на взлетном режиме остальных двигателей без ограничения по времени непрерывной работы, т.е. до появления возможности снизить режим работы двигателей до номинального или ниже.

Индикаторные скорости срыва (полученные в полете при работе двигателей на режиме малого газа) приведены на рис. 1. Они не зависят от положения шасси.

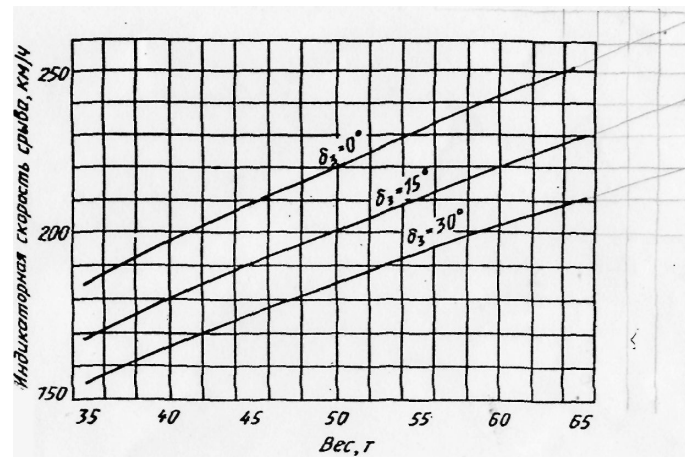


Рис. 1. Индикаторные скорости срыва (график дан для справок)

19 октября 1987 г.

Максимально допустимая эксплуатационная перегрузка в полете по акселерометру, установленному на доске приборов, не должна превышать величин, указанных на графике (рис. 2).

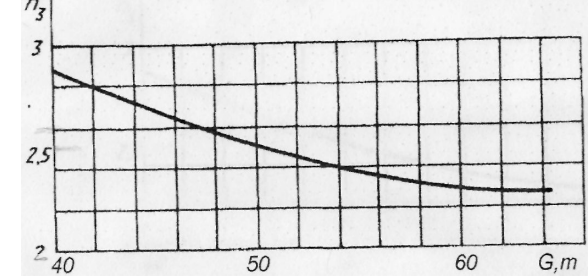


Рис. 2. Максимально допустимая эксплуатационная перегрузка в зависимости от веса самолета

Допускается максимальное отклонение шарика по указателям скольжения при выполнении маневров самолета не более одного диаметра.

По скоростной классификации воздушных судов ИКАО самолет Ил-18 относится к категории "D" воздушных судов.

Минимумы для взлета

Видимость (дальность видимости) на ВПП, м				
с огнями осевой линии (днем и ночью)	без огней осевой линии (с маркировкой осевой линии)			
	при наличии ОВИ		без ОВИ	
	днем	ночью	днем	ночью
400	400	500	500	700

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

Минимумы для посадки		
Режим захода на посадку	Параметры минимума для посадки	
	высота принятия решения Н пр, м	дальность видимости на ВПП, м
Автоматический (АЗП)	60	550
Директорный (ДЗП)	60	550
ПСП (по радиомаячной системе посадки)	80	1000
РСП + ОСП (по радиолокационной системе посадки и двум приводным радиостанциям)	80	1000
РСП (по радиолокационной системе посадки)	100	1200
ОСП (по двум приводным радиостанциям)	100	1500
ОПРС (по одной приводной радиостанции)	250	4000

Примечание: Минимум 60х550 применим при посадках на аэродромы, допущенные к эксплуатации по II категории, а также допущенных к эксплуатации по I категории со светосигнальным оборудованием II категории.

На аэродромах со светосигнальным оборудованием I категории применим минимум 60х800.

Минимум визуального захода на посадку:
минимальная высота снижения (Нмс) -210м,
видимость - 4000 м.

1.4. ВЕСОВЫЕ ДАННЫЕ

По весовым данным самолеты Ил-18 подразделяются на 5 групп (табл. 1).

Взлетный вес самолета складывается из следующих величин:

- вес снаряженного самолета (вес пустого самолета и вес служебного снаряжения);
- вес коммерческой нагрузки, в том числе и вес продуктов в буфете;
- вес топлива;
- вес экипажа и бортопроводников.

Перечень и вес типового служебного снаряжения (веса экипажа и бортопроводников) для самолетов Ил-18А, Ил-18Б, Ил-18В, Ил-18Е и Ил-18Д приведены в табл. 2.

Основные варианты компоновки самолетов приведены в табл. 3.

146

3 августа 1988 г.

Таблица 1
Весовые данные для самолета Ил-18 различных модификаций

Наименование показателей	Ил-18А	Ил-18Б	Ил-18В	Ил-18Е	Ил-18Д
Максимальный взлетный вес (на старте), кг ¹	59 200	61 200	61 200+330	61 400+350	64 000+350
Максимальный посадочный вес, кг ²	48 000	52 000	52 000+330	52 000+350	52 600+350
Нормальный посадочный вес (из расчета полной коммерческой нагрузки, навигационного запаса топлива и невыработавшего остатка топлива в баках), кг	46 750	49 750	50 150	50 150	51 300
Максимально допустимый остаток топлива в крыле при посадке, кг ³	10 000	10 000	10 000	10 000	10 000
Вес пустого самолета, кг ⁴	32 245+1 %	32 245+1 %	32 620+1 %	33 070+1 %	33 760+1 %
Максимальный вес коммерческой нагрузки, кг	10 500	13 500	13 500	13 500	13 500
Для самолетов Ил-18В и Ил-18Е, переоборудованных в грузовой вариант, максимальный взлетный вес (на старте) составляет 64 000 кг.					

¹ Максимальный взлетный вес может быть увеличен у авиоэксплуатанта за счет топлива, необходимого на опробование двигателей и руление (не более 500 кг).

² Посадка самолета с превышением максимального посадочного веса, в том числе и посадка с максимальным взлетным весом, допускается в исключительных случаях при повышенном внимании пилота.

³ Разрешаются отдельные посадки.

⁴ Вес пустых самолетов приведены для предварительных расчетов загрузки. Для расчета фактической загрузки вес пустого самолета необходимо определять по формуле загрузки самолета.

Примечание. Указанные максимальные значения взлетного и посадочного веса могут быть ограничены потребной взлетной или посадочной дистанцией и зависимо от веса — высота — температура, которые могут быть лимитирующими.

26 октября 1982 г.

14в

Таблица 2

Вес типового служебного снаряжения

Наименование	В том числе	Ил-18А, Ил-18Б		Ил-18В, Ил-18Е Ил-18Д	
		кг	всего, кг	кг	всего, кг
Масло	В баках В радиаторах В двигательных маслоагрегатах и трубопроводах	207,4 49,0 63,6	320	207,4 49,0 63,6	320
Оборудование буфета	Контейнеры с посудой и бельем Боксы для вторых блюд Духовой шкаф Кипятильники или термосы Контейнер с литературой Ведро или ящик	300,0 (26 шт.) 36,9 (9 шт.) — 43,1 (9 шт.) 20,0 3,0	403,0	249,7 (22 шт.) 49,2 (12 шт.) 30,0 (2 шт.) 53,0 (9 шт.) — 5,0	386,9
Жидкость	Вода в переднем туалете Вода в 1-м туалете Вода во 2-м туалете Вода в заднем туалете	25,0 — — 50,0	75,0	- 29,0 29,0 16,0	74,0
Бытовое и кислородное оборудование (съемное)	Ковры Литература Переносные кислородные баллоны с прибором КП-21 Запас кислорода в переносных баллонах Запас кислорода в стационарных баллонах	57,1 — 27,0 1,8 3,0	88,9	60,2 20,0 27,0 1,8 3,0	112,0

Продолжение

ние	В том числе	Ил-18А, ИЛ-18Б		Ил-18В,Ил-18Е, Ил-18Д	
		кг	всего, кг	кг	всего, кг
Служебное вспомогате- льное обо- рудование	Бортлестница	12,0	14,6	12,0	14,6
	Сигнальные пат- роны ЭКСП-39	2,6 (12 шт.)		2,6 (12 шт.)	
	Всего		901,5		907,5

Максимальный вес коммерческой нагрузки в зависи-
мости от запаса топлива на самолете определяется по
графикам, приведенным на рис. 3.

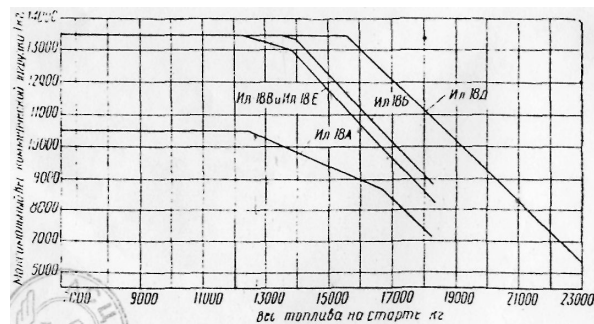


Рис. 3. Зависимость максимального веса коммерческой на-
грузки от запаса топлива на старте

Таблица 3

Основные варианты компоновки самолета Ил-18

Самолет	Число мест на самолете	Число кресел		Шаг кресел	
		в перед- нем са- лоне	в глав- ном са- лоне	в перед- нем са- лоне	в заднем салоне
Ил-18А	80	15	65	900	—
Ил-18Б	89	19	70	840 и 870	—
Ил-18В	89 110	20 24	55 72	840 750	900 900
Ил-18Е:					
туристский класс	90—100 100	20 20	65 65	840 и 810 810	810 800
смешанный класс	100 110	20 24	65 71	810 750	810 810
экономический и турист- ский класс	122	24	83	750	810
Ил-18Д:					
зимний вариант	90	20	55	840 и 810	810
летний вариант	100	20	65	810	810

1.5. ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА

Самолеты Ил-18 имеют следующий диапазон допустимых эксплуатационных центровок (в этом диапазоне центровок самолет обладает хорошей продольной устойчивостью):

Допустимая центровка	Ил-18А, Б, В, Е	Ил-18Д
Предельно задняя:		
при выпущенном шасси	25% САХ	26% САХ
при убранном шасси	23% САХ	24% САХ
Предельно передняя:		
при выпущенном шасси	18% САХ	18% САХ
при убранном шасси	16% САХ	16% САХ

Для того чтобы сохранять центровку самолета в допустимых пределах, в течение всего полета нагрузку самолета необходимо рассчитывать в соответствии с РЦЗ и инструкциями по центровке и загрузке самолета Ил-18.

1.6. ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ДВИГАТЕЛЕЙ АИ-20К (5-я серия) и АИ-20М (6-я серия)

Компрессор	Осевой, десятиступенчатый
Камера сгорания	Кольцевая, с десятью головками
Турбина	Осевая, трехступенчатая
Редуктор	Планетарный, с передаточным числом к винту 1:11,452
Число оборотов ротора двигателя:	
на режимах земного малого газа	80,5—82,5% (10400+200 об/мин)
на всех рабочих режимах на земле и в воздухе:	
АИ-20К	95,5—96,2% (12300+90 об/мин)
АИ-20М	94,8—95,5% (12300-90 об/мин)
Допустимое время непрерывной работы двигателя:	
на взлетном режиме	Не более 15 мин, при этом суммарная наработка двигателя относительно ресурса не должна превышать: для АИ-20К и АИ-20М — 2,5%.

на номинальном режиме.....	Не ограничено, при этом суммарная наработка двигателя относительно ресурса не должна превышать: для АИ-20К — 25%, для АИ-20М — 32%.
на режиме 0,85 номинального и ниже.....	Не ограничено
на режиме малого газа (на земле).....	Не более 30 мин

Примечание. При учете наработки двигателей к номинальному режиму относить режим работы двигателя по УПРТ:

для АИ 20К — свыше 78 до 88°;

для АИ-20М — свыше 74 до 86° включительно;

к взлетному режиму относить режим работы двигателей по УПРТ:

для АИ-20К — свыше 88°;

для АИ-20М — свыше 86°.

Время перехода с режима малого газа на взлетный (приемистость), сек:

на земле	не более 20
в полете	не более 10"
Сорт топлива (рабочее и пусковое)	T-1; TC-1; T-2 и их смеси
Сорт масла	Смесь масел по объему: 75% МК-8П, трансформаторное МК-8П или 25% МК-22 или МК-20, МН-75У.
Расход масла, л/ч	Не более 0,8

Температура масла на установившихся режимах на входе в двигатель, °С:

минимально допустимая.....	+50
максимально допустимая при непрерывной работе не более 15 мин.....	+90
рекомендуемая.....	+70—+80
при работе двигателя на земле на режимах 0,2 номинального и ниже при полностью открытых створках маслорадиатора температура масла на входе в двигатель при непрерывной работе в течение 15 мин.....	

Допускается +100°С (при этой температуре разрешается производить взлет)

Давление масла в главной магистрали, кг/см^2 :

на всех режимах на земле5—5,5
на всех режимах и высотах полета4—5,5
на малом газеНе менее 4

Допустимое колебание давления масла на всех

режимах по прибору, кг/см^2 $\pm 0,25$
Воздушный винт АВ-68ИТянущий, четырех-
лопастный, флю-
герный, диаметр
4,5 м

Основные параметры работы двигателей АИ-20К
и АИ-20МСм. табл. 4

1.7. ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ УСТАНОВОК ТГ-16 и ТГ-16М

Тип двигателяГазотурбинныйс редук-
тором

Условное обозначениеГТД-16(ГТД-16М)

Диапазон рабочих оборотов:

ТГ-1631000—33500 *об/мин*
ТГ-16М:
на высоте до 2000 м31500—33 500 *об/мин*
.....(90—96%)

Минимально допустимые обороты при про-
садке не более 2 сек29 000 *об/мин* (83%)

Допустимый заброс оборотов при резком
сбросе нагрузки:

для ТГ-1635000 *об/мин*

для ТГ-16М:

на высоте до 2000 м35000 *об/мин* (100%)

Допустимые колебания рабочих оборотов,
не более:

для ТГ-16:

на холостом ходу ± 1250 *об/мин*

при нагрузке ± 550 *об/мин*

для ТГ-16М:

на холостом ходу ± 500 *об/мин* ($\pm 1,5\%$)

на 6-й ступени загрузки350 *об/мин* ($\pm 1\%$)

Время выхода двигателя на рабочие обороты, не
более:

для ТГ-1628 сек

для ТГ-16М30 сек

Время прогрева ТГ-16 и ТГ-16М после запуска1 мин.

Температура наружного воздуха, при которой обес-
печивается нормальная работа турбогенерато-
ра на всех режимах, $^{\circ}\text{C}$:

для ТГ-16 — до высоты 1000 мОт +60 до —60

для ТГ-16М:

у землиОт +50 до —60

Примечание. При температуре ниже -25°C производится
подогрев установки согласно инструкции по эксплуатации.

Температура газов, не более:

а) при запуске турбогенераторной установки:

ТГ-16900 $^{\circ}\text{C}$ с последую-
щим снижением до
680—720 $^{\circ}\text{C}$, за вре-
мя не более 3 сек
в зависимости от
температуры на-
ружного воздуха

ТГ-16М:

на высоте до 2000 м850 $^{\circ}\text{C}$

б) при запуске двигателя АИ-20:

ТГ-16 (рекомендуемая)Не более 680 $^{\circ}\text{C}$
при температуре
окружающего воз-
духа ниже +45 $^{\circ}\text{C}$,
не более 720 $^{\circ}\text{C}$
при температуре
окружающего воз-
духа выше +15 $^{\circ}\text{C}$

ТГ-16М (нормальная):

на высоте до 4200 м750 $^{\circ}\text{C}$

Кратковременный (не более 6 сек) заброс темпе-
ратуры820 $^{\circ}\text{C}$

Сорт масла36/1 по МРТУ

38-1-157-65

Количество масла в маслобаке, лне менее 2,5

Сорт топливаТ-1, ТС-1, Т-2 и РТ
их смеси

Расход топлива, не более:

ТГ-16115 кг/ч

ТГ-16М120 кг/ч

Сухой вес установки, не более:

ТГ-16160 кг

ТГ-16М170 кг

Наименование параметра	Условное обозначение	Шкала прибора	Значения на режимах							Примечание
			взлетный	Номинальный	0,85 номинала	0,7 номинала	0,6 номинала	0,4 номинала	малый газ	
Положение РУД по УПРТ, град	УПРТ-2	0—105	98—105	84 ± 2	72 ± 2	62 ± 2	50 ± 2	35 ± 2	На земле 0, в полете 16 ⁺¹	В настоящей таблице даны максимальные значения расхода топлива для номинальных значений УПРТ при Н=0, V=0, P = 760 мм рт. ст. и t_{вв} < +15⁰С. Допустимые отклонения расходов топлива для этих условий: на взлетном режиме — минус 35 кг/ч, на остальных режимах — минус 50 кг/ч.
Часовой расход топлива, кг/ч	РТМС 1.2-Б1		Не более 1055	Не более 968	Не более 976	Не более 800	Не более 743	Не более 636		
			Для АИ-20М	Для АИ-20К						

На земле в условиях, отличных от стандартной атмосферы (СА), а также в полете при любых условиях, норма на расход топлива определяется по методикам, изложенным в инструкциях по эксплуатации двигателей АИ-20К и АИ-20М.

Продолжение

Наименование параметра	Условное обозначение	Шкала прибора	Значения на режимах						Примечание
			взлетный	Номинальный	0,85 номинала	0,7 номинала	0,6 номинала	0,4 номинала	
Давление топлива перед форсунками $кг/см^2$ Обороты ротора двигателя, %	ЭМИ-ЗР	0—100	На земле на взлетном режиме: для АИ-20К—не более 83 кг/см^2 для АИ-20М—не более 65 кг/см^2						Допустимое колебание давления топлива по прибору (с демпфером) на рабочих установившихся режимах $\pm 3 \text{ кг/см}^2$ 1. Обороты двигателя на рабочих режимах указаны при положении выключателя снятия винта с упора «На упоре»; при положении выключателя снятия винта с упора «Снят с упора» допускается изменение оборотов в пределах от +1,5 до -0,5% 2. При изменении режима работы двигателя допускается заброс оборотов при резкой даче газа до 103% и провал оборотов при уборке газа до 92%. 3. Допустимое колебание оборотов по прибору на рабочих установившихся режимах $\pm 1\%$.
	Указатель ИТЭ-2	0—100	На земле и в полете. для АИ-20К—95,5—96,2% для; АИ-20М—94,8—95,5%						
								</	

Наименование параметра	Условное обозначение	Шкала прибора	Значения на режимах						Примечание
			взлетный	номинальный	0,85 номинала	0,7 номинала	0,6 номинала	0,4 номинала	
Максимально допустимая температура газов за турбиной, °C	ТВГ-26	100— —900	На земле и при взлете 510 при $t \leq +15^\circ\text{C}$, 560 при $t > +15^\circ\text{C}$ Для АИ-20К В полете до $H = 10000$ м — 500 На земле и в полете до $H = 10000$ м — 470	На земле и в полете до $H = 10000$ м — 450					1. Максимально допустимая температура газов за турбиной при запуске двигателя 750°C . 2. В полете максимально допустимая температура газов за турбиной указана для температуры наружного воздуха в условиях СА. При отклонении температуры наружного воздуха от СА на каждый $\pm 1^\circ\text{C}$ максимально допустимая температура изменяется соответственно на $\pm 1^\circ\text{C}$.

Наименование параметра	Условное обозначение	Шкала прибора	Значения на режимах						Примечание	
			взлетный	номинальный	0,85 номинала	0,7 номинала	0,6 номинала	0,4 номинала		малый газ
Давление масла на входе в двигатель, кг/см²	ЭМИ-3Р	0—10	Для АИ-20М В полете до Н=8000 м — 510, свыше Н = 8000 м — 570	На земле и в полете до Н = 8000 м — 475, свыше Н = 8000 м — 510	На земле и в полете до Н = 8000 м — 450, свыше Н = 8000 м — 470				На земле 4,0_5,5	Допустимые колебания давления масла по прибору (с демпфером) на всех установившихся режимах ±0,25 кг/см²
Давление масла в ИКМ, кг/см²	2ЭДМУ-100	0-100	Для двигателя АИ-20К 70—78 Для двигателя АИ-20М 75—85							

Наименование параметра	Условное обозначение	Шкала прибора	Значения на режимах						Примечание
			взлетный	номинальный	0,85 номинала	0,7 номинала	0,6 номинала	0,4 номинала	
Температура масла на входе в двигатель, °С	ЭМИ-3Р	От -50 до +150	Рекомендуемая +70÷80						При работе двигателя на земле на режимах 0,2 номинального и ниже температура масла на входе в двигатель допускается до 100 °С в течение не более 15 мин непрерывной работы, при этом разрешается производить взлет самолета
			Минимально допустимая для начала пробы и руления +20 Минимально допустимая для взлета и полета +50 Максимально допустимая в течение не более 15 мин +90 На земле — не более 4,5 В полете — не более 5,5						
Виброперегрузка, g	ИВ-41	0—7							При работе двигателей на крейсерском режиме на земле и в полете на эшелоне одностороннее изменение текущих значений виброперегрузок не должно превышать: а) за полет — 1,0 g; б) за 3 последних полета — 1,5 g; в) на протяжении отработки межремонтного ресурса — 2,5 g относительно начальных значений, замеренных соответствующим образом на земле или в полете в начале эксплуатации двигателя

14.12.89

Глава 2

ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ

2.1	Предполетная подготовка	29
2.2	Оценка метеоусловий	29
2.3	Расчет наиболее выгодного режима полета	30
2.3.1	Определение наиболее выгодной высоты полета	30
2.3.2	Расчет заправки топливом	32
2.4	Определение максимально допустимого взлетного веса самолета, скорости принятия решения, длины разбега самолета, посадочной дистанции и длины пробега самолета	36
2.4.1	Общие положения	36
2.4.2	Скорости на взлете	40
2.4.3	Взлетный вес в зависимости от высоты и температуры	40
2.4.4	Взлетная дистанция, дистанция прерванного взлета, дистанция разбега	42
2.4.5	Определение длины разбега (для справок)	45
2.4.6	Определение посадочной дистанции и длины пробега (при всех работающих двигателях)	45
2.5	Предполетный осмотр и проверка самолета экипажем	47
2.5.1	Предполетная подготовка самолета бортмехаником	47
2.5.2	Предполетная подготовка самолета штурманом	59
2.5.3	Предполетная подготовка самолета вторым пилотом	64
2.5.4	Предполетная подготовка самолета бортрадиостом	65
2.5.5	Предполетная подготовка самолета бортпроводником	67
2.5.6	Предполетная подготовка самолета командиром корабля	70
5.6	Запуск, прогрев и опробование двигателей на земле	77
2.6.1	Подготовка к запуску	77
2.6.2	Запуск установки ТГ-16 (ТГ-16М)	79
2.6.3	Холодная прокрутка установки ТГ-16 (ТГ-16М)	81
2.6.4	Рекомендации по запуску двигателя АИ-20К (АИ-20М) от турбогенераторной установки	81
2.6.5	Запуск	84
2.6.6	Останов установки ТГ-16 (ТГ-16М)	89
2.6.7	Прогрев и опробование двигателей	90

Глава 2

ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ

2.1. ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПОДГОТОВКА

В предполетную подготовку входят следующие основные элементы:

а) составление плана полета, оценка метеоусловий, определение наиболее выгоднейшего режима полета, потребного количества топлива и нагрузки, выбор метода взлета в зависимости от условий взлета (с тормозов, с кратковременной остановкой на ВПП, немедленный взлет), расчет предельно допустимого взлетного и посадочного весов, длины разбега самолета при данных условиях взлета, V_1 , V_R , V_{OTR} , V_2 , длины пробега самолета при данных условиях посадки $V_{пр. сниж. по глисс.}$, $V_{пр. пос.}$.

б) проверка заправки самолёта топливом в соответствии с расчетом по плану полета;

в) размещение нагрузки в соответствии с допустимыми пределами центровки самолета;

г) предполетный осмотр и проверка экипажем материальной части самолета и его оборудования.

2.2. ОЦЕНКА МЕТЕОУСЛОВИЙ

1. Во время предполетной подготовки командир корабля должен получить на АМСГ подробную консультацию о метеорологических условиях по маршруту полета, а также в пунктах взлета и посадки.

Давность материалов, предъявляемых командиру корабля, по вертикальному разрезу атмосферы должна составлять не более 3—4 ч после ближайшего срока наблюдения.

При консультации необходимо обращать особое внимание на следующие характеристики состояния атмосферы:

— положение атмосферных фронтов относительно маршрута полета;

— положение зоны струйного течения и высоты расположения ее оси, а также горизонтальное и вертикальное распределение направления и скорости ветра на основных высотах полета;

— горизонтальное и вертикальное распределение температуры в верхней тропосфере, и особенно в зоне струйного течения;

— топография, высота и тип тропопаузы;

— расположение высотных барических образований — депрессий (циклонов, ложбин);

— высота нижней и верхней границы облаков в зоне фронта; —зоны развития мощных кучевых и кучево-дождевых облаков, а также зоны расположения высококучевых и перистых облаков относительно маршрута полета;

— зоны возможного обледенения самолета и высоты их расположения;

— районы грозовой деятельности, характер и интенсивность турбулентного состояния атмосферы.

2. При составлении плана полета командир корабля (экипаж) должен учитывать рекомендации, изложенные в гл. 4 настоящего Руководства.

2.3. РАСЧЕТ НАИВЫГОДНЕЙШЕГО РЕЖИМА ПОЛЕТА

2.3.1. Определение наивыгоднейшей высоты полета

Наивыгоднейшая высота полета зависит от протяженности беспосадочного участка полета, полетного веса самолета и ветра по высотам.

Наивыгоднейшими высотами эшелонов полета в штиль являются следующие:

Расстояние, км	Высота полета, м	
	на запад	на восток
200—300	6000	5700
300—400	7 200	6 900
400—500	7800	7 500
500—1 100	7800	8 100
1 100—2 500	8 600	8 100
2 500—3 300	7 800—8 600*	8 100
3 300—5 100	7 800—9 600 *	7 500—8 100*
5 100 и более	7 800—9 600 *	7 500—9 100 *

* По согласованию с УВД выполняйте ступенчатый профиль полета а смену эшелона в соответствии с рекомендациями табл. 10 «Предельно допустимые высоты полета в зависимости от полетного веса» (стр. 111).

Если эквивалентный встречный ветер $W-V$ усиливается на высоте более чем на 25 км/ч на каждую тысячу метров, целесообразно выполнять полет на меньшей высоте, что обеспечивает меньший расход топлива. Величину $W-V$ можно определить по табл. 5. Угол ветра определяется обычными способами, принятыми в штурманских расчетах, а скорость и направление ветра берутся из прогноза ветра по высотам.

Таблица 5

Таблица для определения $W-V$
(для самолетов с крейсерскими воздушными скоростями
500—700 км/ч)

Угол ветра, град		Скорость ветра, км/ч									
		20	40	60	80	100	120	140	160	180	200
0	360	20	40	60	80	100	120	140	160	180	200
5	355	20	40	60	40	100	130	139	159	179	199
10	350	20	39	59	79	98	118	137	157	176	196
15	345	19	39	58	77	96	115	134	153	172	191
20	340	19	37	56	75	93	111	130	148	166	184
25	335	18	36	54	72	89	107	124	141	158	175
30	330	17	34	52	68	85	101	117	133	149	165
35	325	16	32	48	64	79	94	109	124	138	153
40	320	15	30	45	59	73	87	100	114	127	139
45	315	14	28	41	54	67	79	91	102	114	125
50	310	13	25	37	48	59	69	81	90	100	109
55	305	11	22	32	42	52	61	69	77	85	92
60	300	10	19	28	36	44	51	58	64	70	75
65	295	8	15	23	29	35	40	46	50	34	57
70	290	7	13	18	23	27	31	34	36	38	39
75	285	5	9	13	16	18	20	21	22	22	21
80	280	3	6	7	9	9	9	9	7	4	2
85	275	1	2	2	2	0	1	4	7	11	16

Попутный ветер +

Попутный ветер +

Угол ветра, град.		Скорость ветра, км/ч									
		20	40	60	80	100	120	140	160	180	200
90	270	0	1	3	5	8	12	16	21	27	33
95	265	2	5	8	12	17	22	28	35	42	51
100	260	4	8	13	19	26	32	40	48	58	67
105	255	5	12	18	26	33	42	51	61	72	83
110	250	7	15	23	32	42	62	62	73	85	98
115	245	9	18	28	38	49	61	73	85	98	112
120	240	10	21	32	44	56	69	82	96	110	125
125	235	12	24	36	49	63	77	91	106	121	137
130	230	13	27	40	55	69	82	100	116	132	148
135	225	14	29	44	59	75	91	107	124	141	158
140	220	15	31	47	63	80	97	114	131	149	167
145	215	16	33	50	67	85	102	120	138	155	175
150	210	17	35	53	71	89	107	125	144	163	181
155	205	18	38	55	73	92	111	130	149	168	187
160	200	19	38	57	76	95	114	133	152	172	192
165	195	19	39	58	73	97	117	136	156	176	195
170	190	20	39	59	79	99	118	138	158	178	198
175	185	20	40	60	80	100	120	140	160	180	200
180	180	20	40	60	80	100	120	140	160	180	200

Встречи ветер

2.3.2. Расчет заправки топливом

Количество топлива, которое необходимо иметь перед вылетом, определяется как сумма следующих величин:

— общий расход топлива в полете от момента взлета до момента посадки (расход топлива в полете на любое расстояние между посадками определяется по графику «Общий расход топлива в полете», приложение 2, с учетом заданной высоты эшелона и прогнозируемого ветра);

— расход топлива за время работы двигателей на земле до взлета и после посадки по норме 500 кг на один полет;

— остаток топлива в баках 300 кг (этот остаток может быть выработан почти целиком при рулении);

— навигационный запас топлива — не менее 2200 кг.

Пример расчета заправки топливом: расстояние по маршруту полета от взлета до посадки 2250 км, высота

6000 м, угол ветра 130°, скорость ветра 140 км/ч. Разность между путевой и воздушной скоростью $W-V$, т. е. эквивалент ветра равен минус 100 км/ч (табл. 5). Общий расход топлива в течение всего полета от взлета до посадки, включая маневрирование для этих условий, составляет (по графикам, приведенным в приложении 2) 11420 кг. Потребное количество заправляемого топлива равно: $11\,420 + 2200 + 300 + 500 = 14\,420$ кг.

Маршрутная норма расхода топлива указана в табл. 6. Она соответствует высоте и скорости полета, принятым при составлении расписания движения самолетов. По маршрутной норме летные подразделения планируют расход топлива и ежемесячно подсчитывают экономию или перерасход топлива по сравнению с этой нормой.

Техническая скорость для полетов самолета Ил-18 по расписанию представлена в табл. 7.

Для расчета летного времени по расписанию скорости, указанные в табл. 7, увеличиваются или уменьшаются на величину преобладающего ветра на данной конкретной воздушной трассе.

Маршрутная норма расхода топлива для самолета Ил-18 в зависимости от продолжительности полетов по расписанию

Время, мин	Мин											
	0	05	10	15	20	25	30	35	40	45	50	55
0		840	890	950	1040	1240	1440	1640	1840	2030	2220	2405
1	2585	2765	2945	3125	3303	3481	3658	3835	4011	4187	4362	4537
2	4712	4887	5062	5235	5408	5580	5752	5924	6094	6264	6434	6604
3	6774	6944	7114	7285	7456	7627	7798	7969	8140	8311	8482	8654
4	8826	8998	9170	9342	9514	9686	9853	10030	10202	10374	10546	10718
5	10890	11062	11233	11404	11570	11745	11916	12087	12258	12429	12600	12770
6	12940	13110	13280	13450	13620	13790	13960	14130	14300	14470	14640	14810
7	14980	15150	15320	15490	15660	15830	16000	16170	16340	16510	16680	16850
8	17020	17190	17360	17530	17700	17870	18040	18210	18380	18550	18720	18890
9	19060	19230	19400	19570	19740	19910	20080	20249	20418	20587	20756	20925
10	21094	21263	21432	21601	21770	21939	22108	22277	22446	22615	22784	22953

1. Для беспосадочных полетов, начинающихся или оканчивающихся за Северным Полярным кругом, норма расхода топлива на период действия зимнего расписания движения самолетов увеличивается на 2%.

2. Для работы двигателей на земле (руление, опробование и техобслуживание в АТБ) норма расхода топлива — 500 кг на один полет, независимо от его продолжительности.

Таблица 7

Техническая скорость для полетов самолета Ил-18 по расписанию

Расстояние, км	0	100	200	300	400	500	600	700	800	900
0	—	270	375	435	475	505	527	541	553	562
1000	569	574	578	580	582	584	585	586	587	588
2000	589	589	590	591	591	592	593	593	594	594
3000	595	595	596	597	597	598	598	599	600	600
4000	601	602	602	603	604	605	605	606	607	608
5000	609	608	608	607	607	606	605	605	604	604

2.4 ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМОГО ВЗЛЕТНОГО ВЕСА САМОЛЕТА, СКОРОСТИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЯ, ДЛИНЫ РАЗБЕГА САМОЛЕТА, ПОСАДОЧНОЙ ДИСТАНЦИИ И ДЛИНЫ ПРОБЕГА САМОЛЕТА

2.4.1. Общие положения

Приведенные в данном разделе характеристики позволяют экипажу самолета получить всю информацию для обеспечения необходимого уровня безопасности при выполнении полета на всех работающих двигателях и в случае отказа одного двигателя на взлете.

Максимальный взлетный вес самолета определяется из условий обеспечения безопасности в случае отказа двигателя на взлете.

Максимальный взлетный вес самолета может ограничиваться:

- температурой воздуха (по требованиям к набору высоты в случае продолженного взлета с одним неработающим двигателем);
- высотой аэродрома (по требованиям к набору высоты в случае продолженного взлета с одним неработающим двигателем);
- располагаемой взлетной дистанцией;
- располагаемой дистанцией прерванного взлета;
- располагаемой посадочной дистанцией аэродрома назначения.

2.4.1.1. Условия применимости летных характеристик

Летные данные, определяемые по прилагаемым номограммам (см. рис. 5—11 и 13—15), отвечают фактическим (заявленным) характеристикам самолета при выполнении следующих условий:

- конфигурация самолета и режимы работы двигателей должны соответствовать принятым при построении номограммы; конфигурация самолета определяется только положением механизации крыла и шасси;
- вес самолета не должен превышать максимально допустимого, полученного по номограммам для конкретных эксплуатационных условий;
- должны соблюдаться ограничения и эксплуатационные пределы, указанные в гл. 1, разд. 1.3 и 1.4;
- параметры, указанные на номограммах, не должны

ны определяться экстраполяцией кривых, т. е. за пределами диапазонов, указанных на графиках;

— при отрицательных температурах, выходящих за пределы крайних значений указанного диапазона, характеристики должны приниматься не лучшими, чем для наименьшей приведенной температуры.

2.4.1.2. Принятые обозначения и определения

V_1 — скорость принятия решения — наибольшая скорость на взлете, при которой в случае отказа критического двигателя возможно как безопасное прекращение взлета в пределах располагаемой длины ВПП, так и продолжение взлета.

V_R — скорость, при которой командир корабля берет штурвал «на себя», чтобы оторвать колеса передней ноги шасси от поверхности ВПП;

V_2 — безопасная скорость взлета — наименьшая скорость, при которой допускается начальный набор высоты в случае продолженного взлета с неработающим критическим двигателем.

V_S — скорость срыва — минимальная скорость, определяемая началом срыва (сваливания) при заданных конфигурации, полетном весе и режиме работы двигателей.

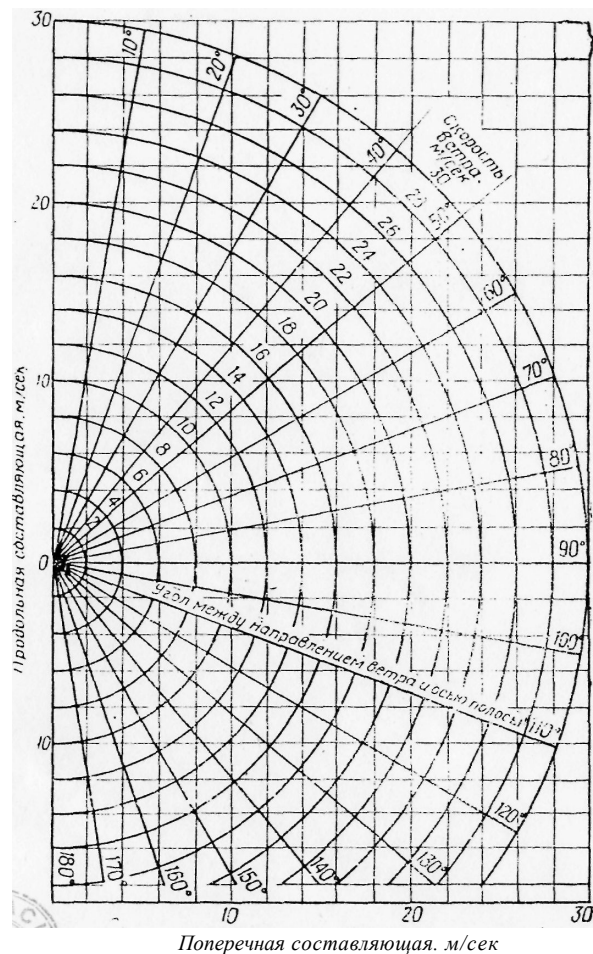
D — параметр, зависящий от располагаемой взлетной дистанции и располагаемой дистанции прерванного взлета.

R — параметр, зависящий от располагаемой дистанции разбега и располагаемой дистанции прерванного взлета.

Ветер — при определении взлетно-посадочных характеристик в приведенные далее номограммы введена поправка на продольную составляющую скорости ветра: не более 50% фактической скорости ветра по данным метеослужбы при встречном ветре и не менее 150% — при попутном.

Продольная и поперечная (боковая) составляющие ветра, полученного по метеосводке, определяются по графику рис. 4.

Температура воздуха — на номограммах указана температура наружного воздуха. Температура невозмущенного потока воздуха вблизи самолета может быть замерена или принята по прогнозу.



Поперечная составляющая, м/сек

Рис. 4. Составляющая ветра

Высота — на номограммах указана барометрическая высота, т. е. атмосферное давление, выраженное в виде высоты относительно уровня моря при стандартной атмосфере (МСА).

Градиент набора высоты — выраженное в процентах отношение изменения высоты к изменению горизонтальной дистанции.

Поверхность полосы аэродрома — покрытая бетоном поверхность ВПП, летные характеристики самолета даны для условий эксплуатации его на полосе с твердым покрытием.

Концевые полосы безопасности (КПБ) — специально подготовленные участки летной полосы, примыкающие к концам ВПП и предназначенные для повышения безопасности при возможных выкатываниях воздушных судов при взлете и посадке.

Участок свободного подхода к полосе — зона, выходящая за пределы ВПП и ограниченная плоскостью с уклоном вверх не более 1,25%, шириной не менее ширины ВПП и с общей осевой линией. В зоне свободного подхода не должно быть никаких препятствий.

Располагаемая длина разбега при взлете — длина бетонной части взлетной полосы, которая может быть использована при разбеге самолета. Располагаемая дистанция разбега заявляется администрацией аэродрома.

Располагаемая дистанция прерванного взлета — кроме бетонной части взлетной полосы может включать концевую полосу безопасности (КПБ). Располагаемая дистанция прерванного взлета заявляется администрацией аэродрома.

Располагаемая взлетная дистанция — кроме бетонной части взлетной полосы может включать участок торможения (КПБ) и участок свободного подхода к полосе, однако во всех случаях располагаемая взлетная дистанция не должна превышать 1,5 длины ВПП. Располагаемая взлетная дистанция заявляется администрацией аэродрома.

При определении располагаемой дистанции длины разбега, располагаемой дистанции прерванного взлета и располагаемой взлетной дистанции требуется учитывать 50—100 м, необходимые для выруливания самолета на ВПП и установки его по осевой линии взлета.

В случае использования метода немедленного взлета (см. 3.4.3) располагаемые длина разбега, взлетная дистанция и дистанция прерванного взлета при расчете взлетных данных должны быть дополнительно уменьшены на 50 м.

2.4.2. Скорости на взлете

На рис. 5 в зависимости от взлетного веса приведены скорости подъема колес передней ноги шасси V_R , скорость отрыва V_{omP} и безопасная скорость взлета V_2 на высоте 10,5 м. обеспечивающей преодоление препятствий.

Безопасная скорость V_2 установлена по условиям обеспечения продолженного взлета при одном неработающем двигателе; определяется она без учета влияния земли и принимается не менее 1,1 минимальной эволютивной приборной скорости при наборе высоты после взлета с одним неработающим двигателем и взлетном положении закрылков и не менее 1,15 V_s .

Определенные по графику рис. 5 значения скоростей округляются в пределах 5 км/ч в сторону увеличения.

2.4.3. Взлетный вес в зависимости от высоты и температуры

Общие указания

Максимальный взлетный вес самолета в зависимости от высоты аэродрома и температуры наружного воздуха может ограничиваться градиентом скороподъемности по требованиям к безопасному набору высоты после взлета с одним неработающим двигателем.

Примечание. Максимальный взлетный вес самолета, определяемый по номограмме рис. 6, следует проверять по располагаемой взлетной дистанции (по параметрам «D» и «R»).

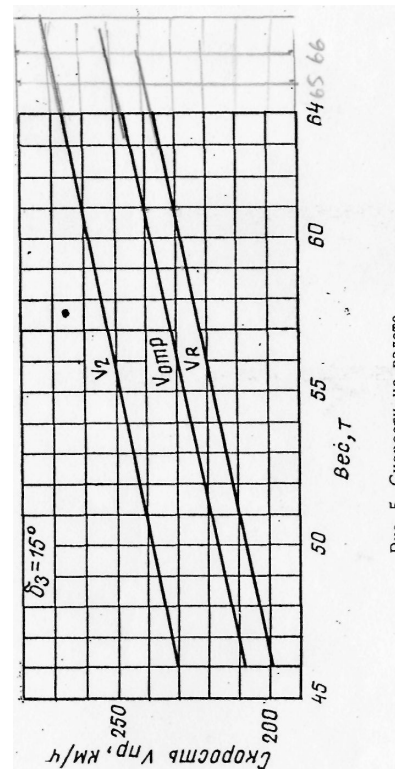


Рис. 5. Скорости на взлете

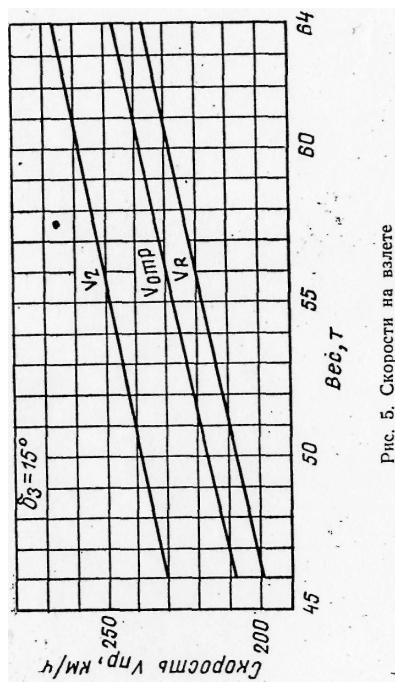


Рис. 5. Скорости на взлете

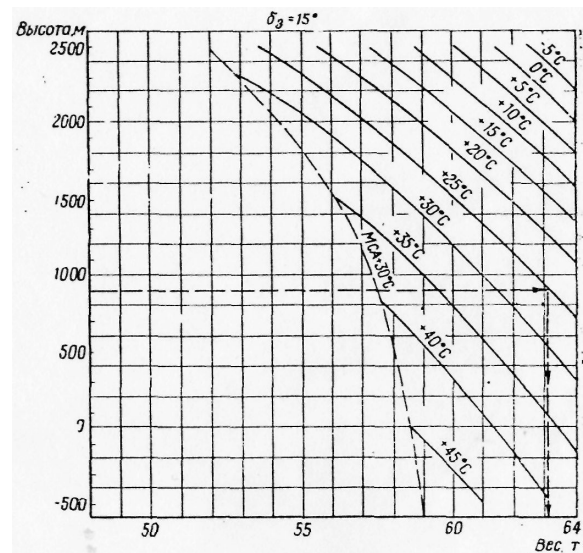


Рис. 6. Зависимость взлетного веса от высоты и температуры

Условия принятые при построении номограммы:	
Потребный градиент скороподъемности	3%
Режим работы двигателей	3 двигателя работают на взлетном режиме
Отбор воздуха на наддув кабины	Включен
Шасси	Убрано
Закрылки	Во взлетном положении $\delta_3=15^0$
Скорость	Безопасная скорость взлета V_2 , соответствующая взлетному положению закрылков и весу самолета

Номограмма для определения максимального взлетного веса, ограниченного градиентом скороподъемности, представлена на рис. 6.

Пример пользования номограммой указан пунктирной линией со стрелками: на сетке температур находится точка, отвечающая фактическим условиям взлета по высоте и температуре на аэродроме; допустимый взлетный вес определяется на нижней шкале номограммы.

2.4.4. Взлетная дистанция, дистанция прерванного взлета, дистанция разбега

Общие указания

Представленные на рис. 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11 и 12 номограммы позволяют определить максимально допустимый взлетный вес при соблюдении ограничений, изложенных в гл. 1, разд. 1.3 и 1.4, для располагаемых взлетной дистанции, длины разбега при взлете и дистанции прерванного взлета.

В этих номограммах предусматривается возможность использования КПБ и участка свободного подхода к полюсе.

2.4.4.1. Максимально допустимый взлетный вес для располагаемых, взлетной дистанции, дистанции прерванного взлета и дистанции разбега

Для определения максимально допустимого взлетного веса из условий обеспечения безопасности в случае отказа одного двигателя на взлете следует выполнить два независимых расчета:

— определить наибольший вес, ограниченный располагаемыми взлетной дистанцией и дистанцией прерванного взлета (расчет по параметру «D»);

— определить наибольший вес, ограниченный располагаемыми длиной разбега и дистанцией прерванного взлета (расчет по параметру «R»).

Наименьший из весов, определенных по номограммам параметров «D» и «R», принимается за максимально допустимый взлетный вес для рассматриваемых условий взлета.

Отношение скоростей V_1/V_R должно соответствовать принятому максимально допустимому взлетному весу.

Примечание. В случае отсутствия участка, свободного от препятствий, когда располагаемая дистанция продолженного взлета равна дистанции прерванного взлета, следует пользоваться номограммами по параметру «D».

2.4.4.2. Условия, принятые при построении номограмм

Режим работы двигателей	Взлетный, один двигатель отказывает на разбеге
Скорость принятия решения	V_1
Время принятия решения	3 сек
Отбор воздуха на наддув кабины	Включен
Закрылки	15^0
Шасси	Выпущено
Поверхность ВПП	Сухой бетон
Техника пилотирования	См. гл. 5, разд. 5.2.

На номограммах «D» и «R» пунктирными линиями показан пример расчета для определения максимально допустимого взлетного веса:

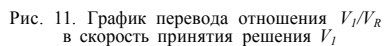
1) по располагаемой взлетной дистанции и дистанции прерванного взлета (рис. 7) определяется параметр «D» и соответствующие ему значения отношения скорости V_1/V_R

2) для условий, соответствующих высоте аэродрома и температуре воздуха, по рис. 8 определяется наибольший взлетный вес самолета;

3) аналогично определяется наибольший взлетный вес по располагаемой длине разбега и дистанции прерванного взлета (расчет по номограмме «R», рис. 9 и 10);

4) максимально допустимым взлетным весом, ограниченным условиями по «R» и «D» для случая отказа одного двигателя на разбеге, является наименьший вес;

44



Угол отклонения закрылков на взлете	15°
Располагаемая длина разбега на взлете	1480 м
Располагаемая дистанция прерванного взлета	1600 м
Располагаемая взлетная дистанция (с учетом зоны свободного подхода к ВПП)	1780 м
Уклон ВПП	1% (вверх)
Составляющая ветра	Встречный, 10 м/сек

Температура воздуха:.....+ 15°C

Высота аэродрома над урознем моря0 м

В соответствии с приведенным примером меньший вес получается при расчете по параметру R (располагаемая длина разбега и дистанция прерванного взлета). Этот вес принимается за максимальный взлетный вес. По соответ-

ствующему этому весу отношению V_1/V_R по рис. 11 находят скорость принятия решения V_1

Примечания: 1. За максимальный взлетный вес принимается наименьший вес, определенный из условия ограничения градиента скороподъемности и по параметрам R и D .

2. При определении максимального взлетного веса для заснеженных или покрытых слякотью ВПП на номограммах R и D фактическую располагаемую дистанцию прерванного взлета следует умножить на 0,6, располагаемую длину разбега следует умножить на 0,9.

3. Если точка пересечения располагаемых взлетной дистанции (дистанции разбега) и дистанции прерванного взлета окажется справа от сетки номограммы, значение параметра D (R) находится на пересечении расположенной взлетной дистанции

(дистанции разбега) с линией, соответствующей $V_1/V_R=1$

4. Если эта точка пересечения окажется слева от сетки номограммы, значение параметра D (R) и V_1/V_R находится на пересечении располагаемой дистанции прерванного взлета с линией, соответствующей $V_1/V_R=0,7$.

5. Если взлетный вес самолета не ограничивается располагаемой длиной ВПП на взлете, то необходимо определить максимальное значение скорости V_1 , при которой дистанция прерванного взлета не превышала бы располагаемую, дистанцию прерванного взлета данного аэродрома. Для этого на рис. 8 и 10 по данному взлетному весу и атмосферным условиям необходимо определить параметры D и R . Далее на рис. 7 и 9 в точках пересечения располагаемой дистанции прерванного взлета данного аэродрома (с учетом ветра и уклона ВПП) и значений D и R , определенных по рис. 8 и 10, найти отношения V_1/V_R .

По меньшему из найденных отношений — и взлетному весу на рис. 11 определить V_1 .

При больших значениях располагаемой дистанции прерванного взлета аэродрома (точка пересечения предполагается правее сетки параметра D и R) значение V_1 принимается равным V_R для данного веса.

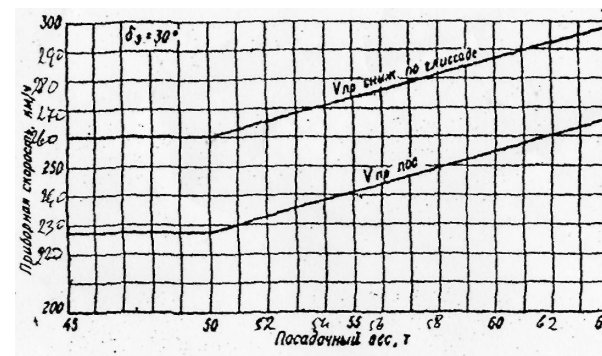


Рис. 13. Зависимость скорости снижения по глиссаде и посадочной скорости от посадочного веса

2.4.5. Определение длины разбега (для справок)

Длина разбега самолёта при четырех работающих двигателях определяется по номограмме длин разбега (рис. 12).

Порядок определения длины разбега показан на номограмме пунктирными стрелками.

2.4.6. Определение посадочной дистанции и длины пробега при всех работающих двигателях

2.4.6.1. Общие положения

Потребная посадочная дистанция получается из расчетной посадочной дистанции умножением на коэффициент 1,5 (в соответствии с Нормами летной годности гражданской авиации СССР).

Под расчетной посадочной дистанцией понимается расстояние по горизонту, проходимое самолетом от момента пересечения торца ВПП на высоте 15 м до полной остановки при пробеге по сухой ВПП.

2.4.6.2. Условия, принятые при построении номограмм потребной посадочной дистанции и длины пробега

Уборка газа	До положения «Полетный малый газ» на высоте 15 м;
Угол отклонения закрылков.	30°
Шасси	Выпущено
Скорость пересечения торца ВПП и посадочные скорости	См. график, приведенный на рис. 13.

Утверждено 20.07.73

Зарегистрировано

(дата)

46а

После приземления РУД переводятся в положение «Земной малый газ»; опускается передняя нога шасси, снимаются винты с упора и применяется, интенсивное торможение колес до полной остановки.

Примеры пользования номограммами показаны пунктирными линиями со стрелками на рис. 14 и 15.

2.5. ПРЕДПОЛЕТНЫЙ ОСМОТР И ПРОВЕРКА САМОЛЕТА ЭКИПАЖЕМ

Примечание. Объем предполетной подготовки самолета экипажем в промежуточном и конечном аэропортах посадки разрешается ограничить внешним осмотром самолета и выполнением работ, указанных в РЛЭ, кроме проверки систем и оборудования самолета, если:

- за время полета на самолете не было неисправности систем и оборудования;
- время стоянки самолета не более 12 ч.
- состав экипажа в данном аэропорту не заменялся.

2.5.1. Предполетная подготовка самолета бортмехаником

2.5.1.1. Предварительные работы

1. При приемке самолета от технического состава убедиться, что документация и бортовое имущество находятся на борту самолета.

2. Убедиться в том, что с самолета сняты все чехлы и заглушки, кроме заглушек входных каналов двигателей, которые снимаются непосредственно перед запуском двигателей, а также в том, что весь комплект заглушек находится на борту самолета.

3. Летом при температуре наружного воздуха выше +25 °С убедиться, что кабины охлаждены с помощью наземного кондиционера.

4. Зимой:

а) убедиться, что нет льда, снега и инея на поверхности самолета, воздушных винтах, воздухозаборниках двигателей, окнах кабин экипажа и пассажиров, узлах управления, подвеске элеронов, закрылках, рулях, триммерах, наружных антеннах, приемниках воздушного давления, статических отверстиях и ДКУ астрокомпас.

При мокром снегопаде перед запуском двигателей для выруливания на старт необходимо убедиться, что нет снега и льда в щелях между задней стенкой стабилизатора,

киля, крыла и передней кромкой руля высоты, руля поворота и элеронов; снег и лед в этих местах удалить;

б) проверить, подогреты ли кабины до температуры $+15—20\text{ }^{\circ}\text{C}$ с помощью наземного кондиционера;

в) при температуре наружного воздуха ниже $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$ перед запуском внутренних двигателей необходимо подогреть гидроаккумуляторы общей сети и тормозов до положительной температуры;

г) убедиться, что двигатели подогреты.

Примечание. Подогрев двигателей должен быть осуществлен при температуре масла ниже $-5\text{ }^{\circ}\text{C}$ (при эксплуатации двигателей на маслосмеси СМ-4,5) и ниже $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$ (при эксплуатации двигателей на масле МН-7,5У), независимо от температуры наружного воздуха;

д) при температуре наружного воздуха $-25\text{ }^{\circ}\text{C}$ и ниже перед запуском двигателей убедиться, что установки ТГ-16 (ТГ-16М) подогреты от наземной системы подогрева.

5. Находиться в гондолах шасси, если на штоках цилиндров створок шасси не установлены хомуты, запрещается.

Во время установки предохранительных хомутов самолет должен быть обесточен.

2.5.1.2. Осмотр и проверка силовых установок и планера

Осмотр и проверка самолета производится по маршруту, показанному на рис. 16.

Примечание. Во время осмотра самолета не допускается хождение по обшивке самолета без специальной обуви или без специальных матов.

2.5.1.2.1. Носовая часть фюзеляжа

1. Проверить, нет ли повреждений обшивки (царапин, трещин, вмятин) и надежно ли закрыты замки обтекателя антенны радиолокатора.

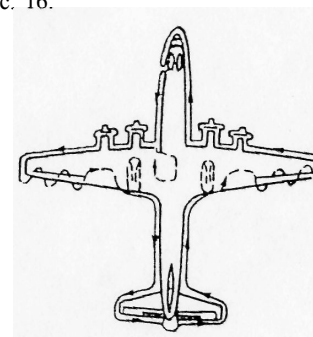


Рис. 16. Маршрут осмотра самолета

2. Проверить состояние лучевой антенны КВ радиостанции, состояние антенны УКВ радиостанции под фюзеляжем и антенн радиолокационных установок.

3. Убедиться, что фары исправны и плотно прилегают к фюзеляжу.

2.5.1.2.2. Передняя нога шасси и ниша

1. Осмотреть отсек шасси (предохранительные хомуты на штоки цилиндров створок должны быть установлены).

Убедиться, что нет течи масла в соединениях трубопроводов гидросистемы и из-под уплотнений амортизационной стойки, а также что обжатие амортизационной стойки по стрелке указателя составляет 180—190 мм при полном полетном весе самолета. Проверить пломбировку стрелки указателя обжатия.

2. Проверить, не имеют ли покрышки колес сдвига относительно реборды и повреждений, препятствующих их дальнейшей эксплуатации.

3. Убедиться, что обжатие шин колес составляет 25—30 мм. В случае, если обжатие больше или меньше указанного, проверить по манометру давление в шинах. Оно должно быть $6,5^{+0,5}_{-0,5}$ кг/см².

4. Проверить состояние тросов обратной связи механизма управления ногой, состояние роликов и ограничителей тросов.

5. Проверить, полностью ли ввернут и законтрен ли стопорный болт поворотного хомута.

6. Проверить состояние контровки гаек крепления колес.

7. Проверить состояние и чистоту замка убранного положения шасси, который должен находиться в состоянии «Открыто», и замка выпущенного положения шасси, оба замка должны быть смазаны.

8. Убедиться, что поворотный кран шасси передней ноги находится в исходном положении, т. е. нет зазора между упором на замке убранного положения шасси и рычагом, к которому крепится тяга поворотного крана.

Проверить состояние тяги поворотного крана ноги шасси (тяга не должна быть погнута).

9. Проверить, нет ли течи масла по штокам цилиндров управления створками, из гидроаккумуляторов, гидрофильтров, РДМ-1, электрокранов управления створками шасси и шасси, по штоку цилиндра уборки и выпуска передней ноги шасси.

10. Осмотреть электропроводку и разъемные колодки. После осмотра снять со штоков цилиндров створок предохранительные хомуты и закрыть створки.

2.5.1.2.3. Левый борт фюзеляжа и негерметичные отсеки центроплана

1. Осмотреть обшивку (не должно быть вмятин, царапин) и окантовку входных дверей.

2. Осмотреть обтекатели антенн АРК-5 (АРК-11) № 1 и 2, МРП-56.

3. Проверить визуально с земли закрытие аварийных люков.

2.5.1.2.4. Силовая установка № 2

1. Проверить, закрыты ли крышки капотов, плотно ли прилегают и надежно ли закрыты все замки капотов.

2. Проверить, нет ли течи топлива и масла из-под капотов двигателей.

2а. Проверить закрытие и контровку крышки заливной горловины маслобака. Закрыть крышку люка и проверить надежность ее закрытия. Выполняется, если заправка производилась на самолете, принятом экипажем.

3. Проверить, нет ли повреждений обшивки и течи топлива и местх расположения топливных баков.

4. Проверить состояние выводов дренажных трубок топливной и масляной систем; убедиться, что нет повреждений. Загрязнений и закупорки льдом и снегом дренажных отверстий. Осмотреть соты маслорадиаторов. Соты не должны быть забиты снегом и льдом.

5. Убедиться, что воздушный винт легко проворачивается от руки, лопасти и противообледенители лопастей не имеют повреждений и винт стоит на угле минимального сопротивления вращению (0°).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРОВОРАЧИВАТЬ ВИНТ ПРОТИВ НАПРАВЛЕНИЯ ЕГО ВРАЩЕНИЯ ВО ИЗБЕЖАНИЕ ПОВРЕЖДЕНИЯ ХРАПОВОЙ МУФТЫ СТАРТЕРА-ГЕНЕРАТОРА СТГ-12ТМО ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

6. Проверить, нет ли вмятин на обтекателе винта и закрыт ли замок съемной части.

7. Проверить, не произошла ли саморазрядка огнетушителей.

2.5.1.2.5. Левая нога и отсек главного шасси

1. Осмотреть отсек шасси (предохранительные хомуты на штоки цилиндров створок должны быть установлены). Проверить, нет ли подтекания масла из-под уплотнений штока амортизационной стойки, из-под соединений трубопроводов тормозной системы и из тормозов колес.

При осмотре отсека шасси обратить внимание на состояние тросовой проводки управления замками створок, состояние тросов, роликов, кронштейнов и ограничителей тросов.

2. Проверить обжатие амортизационной стойки по указателю и наличие пломбы на стрелке указателя максимального обжатия амортизатора. Обжатие должно быть в пределах 340—380 мм в зависимости от полетного веса самолета.

3. Убедиться в чистоте и отсутствии обледенения на шарнирных узлах тележки, на механизме запрокидывания, трубопроводах гидросистемы и петле подвески амортизационной стойки на замок. Убедиться в отсутствии течи масла из цилиндров-демпферов и отсутствии трещин па ушках крепления. Осмотреть шлиц-шарнир (трещин не должно быть).

4. Проверить, не имеют ли покрывки колес сдвига относительно реборды и повреждений, препятствующих дальнейшей их эксплуатации. Убедиться, что обжатие шин колес составляет 65—75 мм. В случае, если обжатие больше или меньше указанного, проверить по манометру давление в шинах. Оно должно быть $9^{+0.5}$ кг/см².

Проверить степень износа дисков тормозов колес по выходу контрольного штыря (на заторможенных колесах). Торцев сигнализатора должен выходить или быть заподлицо с дном цековки в блоке цилиндров.

5. Проверить контровку затяжных гаек колес.

6. Проверить крепление инерционных датчиков автомата тормозов и состояние электропроводки к ним.

7. Проверять состояние и чистоту замка выпущенного положения шасси. Осмотреть замок убранного положения шасси, который должен находиться в состоянии «Открыто». Убедиться, что замки убранного и выпущенного положения шасси смазаны.

8. Убедиться, что поворотный кран главного шасси находится в исходном положении, т. е. нет зазора между упором на замке убранного положения шасси и рычагом, к которому крепится тяга поворотного крана.

9. Проверить состояние тяги поворотного крана шасси и тросов управления двигателями, замками створок и шасси.

10. Убедиться в отсутствии течи масла по штоку цилиндра уборки и выпуска шасси, в соединениях трубопроводов и агрегатов гидропанели, из гидроаккумуляторов, по штоку цилиндров створок шасси.

11. Убедиться, что горловины заправки топлива под давлением закрыты крышкой и законтрены.

12. Убедиться, что нет течи топлива из соединений трубопроводов топливной системы.

13. Проверить состояние и надежность закрытия люков.

14. Осмотреть трубопроводы системы наддува и отопления.

Снять со штоков цилиндров створок предохранительные хомуты, самолет при этом должен быть обесточен. Закрывать створки и убедиться в надежности закрытия замков.

2.5.1.2.6. Силовая установка №1

Осмотр и проверку силовой установки № 1 производить аналогично осмотру силовой установки № 2.

2.5.1.2.7. Верхняя часть левой плоскости крыла

1. Осмотреть обшивку (повреждений не должно быть), а также убедиться, что нет загрязнений, снега и льда на обшивке.

2. Убедиться, что нет течи топлива по верхней панели бака № 8. Убедиться, что заливные горловины закрыты и законтрены. Выполняется, если заправка производилась на самолете, принятом экипажем.

2.5.1.2.8. Нижняя часть левой плоскости крыла

1. Осмотреть обшивку (повреждений не должно быть).

2. Проверить, закрыты ли все замки смотровых лючков.

3. Убедиться, что нет течи топлива по центроплану в местах расположения топливного бака-отсека № 12 и бака-кессона № 8 отъемной части крыла.

4. Проверить состояние дренажных отверстий топливной системы и убедиться, что нет течи топлива через дренаж и сливные трубки контроля герметичности уплотнений приводов подкачивающих и перекачивающих насосов, а также повреждений, загрязнений и закупорки льдом и снегом.

5. Проверить состояние элеронов, электростатических разрядников на них и закрылков (наружных повреждений не должно быть).

6. Проверить целостность и чистоту стекол ламп крыльевых посадочных фар и АНО.

2.5.1.2.9. Хвостовая часть фюзеляжа

1. Осмотреть обшивку и убедиться, что нет вмятин и забоин, замки крышки нижнего хвостового люка надежно закрыты.

]

2. Проверить целостность и чистоту стекол лампы маяка СМН-2.

3. Осмотреть опорную штангу и место ее крепления (на самолете ИЛ-18Т).

2.5.1.2.10. Хвостовое оперение

Осмотреть обшивку (повреждений не должно быть).

2.5.1.2.1. Правая сторона самолета

Осмотр правой стороны самолета производить также, как и левой стороны, но в обратном порядке.

Дополнительно необходимо:

1. Осмотреть багажные помещения и убедиться в исправности замков люков, проверить швартовку грузов, наличие сеток для ограждения и крепления капроновых фартуков к полу багажников. После загрузки самолета багажом и грузом закрыть и проверить надежность закрытия люков багажных помещений.

2. При открытых крышках лючков сливных панелей убедиться в исправности заслонок сливных кранов переднего и заднего туалетов и надежности их закрытия, а также в том, что нет следов подтекания химжидкости, после чего закрыть крышки лючков и проверить надежность их закрытия.

3. Проверить, закрыт ли замок люка для подсоединения наземного кондиционера.

4. Проверить состояние розеток аэродромного питания.

5. Проверить зарядку ракетниц.

6. Проверить целостность сигнального диска контроля за саморазрядом огнетушителей противопожарной системы багажника № 3.

2.5.1.2.12. Пассажирская кабина

1. Осмотреть и убедиться, что:

— стекла окон не имеют повреждений, аварийные люки надежно закрыты и опломбированы;

— входные двери не имеют повреждений, уплотнительная резина на них исправна, замки работают надежно;

— плавсредства группового и индивидуального назначения размещены в установленных местах, доступ к ним легкий; механических повреждений на упаковочном чехле нет, пломбы целы.

Примечание. Плавсредства доставляют и загружают на самолет работники отдела перевозок. Бортмеханик принимает плавсредства на самолете и несет ответственность за их наличие и сохранность.

2. Проверить заправку гидробака. Уровень жидкости проверить после запуска двигателей по меткам «Гидроаккумуляторы заряжены». Проверять уровень жидкости при неполностью заряженных гидроаккумуляторах нельзя.

3. При эксплуатации самолета в грузовом варианте осмотреть швартовочные устройства и напольные узлы фиксации сеток и убедиться в том, что груз надежно закреплен.

2.5.1.2.13. Кабина экипажа

1. Осмотреть кабину и проверить:

— чистоту кабины, убедиться, что в ней посторонних предметов нет;

— количество масла, находящегося в маслобаках двигателей, по масломерам МЭС-1897А; при необходимости дозаправить маслобаки; после дозаправки масла проверить, закрыты и за-контрены ли горловины;

— количество заправленного топлива;

— наличие дымозащитных масок ЛП-2 в карманах спинок кресел командира корабля и второго пилота, а также наличие двух масок нулевого размера в сумках над полкой бортрадиста и убедиться в их исправности;

— наличие и крепление на своих местах всего штатного оборудования;

— плотность прилегания боковых форточек;

— исправность кресел и привязных ремней.

2. Убедиться в том, что:

— обе кнопки шасси не нажаты, кнопка уборки шасси закрыта предохранителем, а предохранитель заперт шпилькой;

— ручка аварийного выпуска шасси опущена до упора и запломбирована;

— выключатель аварийного растормаживания законтрен в положении «Выключено»;

— на кнопку «Аварийное растормаживание колес перед посадкой» надет колпачок;

— механический указатель передней ноги полностью выдвинут и не погнут;

— краны обоих стеклоочистителей закрыты и их щетки находятся в исходном положении (стоят горизонтально);

— ручка управления закрылками в верхнем положении (закрылки убраны), зафиксирована и застопорена замком;

— бортовые приборы не имеют наружных повреждений, стрелки приборов находятся в исходном положении, панели приборных досок пилотов, штурмана и бортмеханика надежно закреплены;

— переносный кислородный прибор КП-19 (шп. № 4) надежно закреплен на ложементе, исправен; баллон прибора заряжен кислородом до рабочего давления 30 кг/см², дымозащитная маска ЛП-2 исправна, соединена с прибором и уложена в сумку на перегородке;

— барабанчики указателей РТМС установлены в соответствии с количеством заправленного топлива;

— переключатель топливомера установлен в положение «На кабину»;

— рули и элероны застопорены.

3. Перед включением источника электроэнергии убедиться, что все выключатели и переключатели в цепях питания потребителей выключены. Исключение составляют выключатели сирены пожара, сигнализации разгерметизации и автомата торможения, которые должны быть включены.

4. Проверить степень заряженности бортовых аккумуляторных батарей 12СAМ-28:

— выключить все три выключателя аккумуляторов на щитке постоянного тока;

— выключить все АЗС на ЦРЩ штурмана и радиста, кроме АЗР;

— выключить освещение багажников и хвостового отсека, а также аварийное освещение пассажирских помещений и аварийных табло, кроме плафона ПС-45 в кабине экипажа (в ночное время);

— поставить переключатель АГД-1 в положение «Основное»;

— поставить переключатель «Борт — Аэродром» в положение «Борт»;

— включить выключатель «Аккумуляторы и розетка включены» на электрощитке пилотов («16»);

— включить АЗС «правой крыльевой фары»;

— включить выключатель правой крыльевой фары в положение «Руление» (без выпуска фары);

— включить АЗС-2 «Вольтметр» на щитке «26»;

— поставить галетные переключатели вольтметра в положение «Шина запуска»;

— проверить напряжение каждой аккумуляторной батареи, поочередно включая на 3—5 сек выключатели аккумуляторов;

— аккумуляторные батареи, имеющие при проверке напряжение меньше 24 в, заменить.

Примечание. При включении аккумуляторов на проверку должны загореться сигнальные лампы генераторов постоянного и переменного тока (12 шт.), кнопка КФЛ-37 (4 шт.), фиксированного шага (4 шт.), в пяти табло Т-6 на доске пилота, плафон ПС-45 и кабине пилота и лампа ФРС-200 на правом крыле. Бортовой амперметр должен показывать примерно 12 А.

После проверки степени заряженности аккумуляторных батарей (по напряжению) необходимо:

— включить все три выключателя аккумуляторов и закрыть их колпачками;

— включить все ранее выключенные АЗС на ЦРЩ штурмана и радиста;

— включить выключатели аварийных табло, аварийного освещения пассажирских помещений и других необходимых потребителей.

5. Д а т ь техническому составу указание подключить к электросети самолета аэродромный источник электроэнергии.

Примечание. При отсутствии аэродромного источника электроэнергии принять меры к экономному расходованию энергии бортовых аккумуляторов, для чего:

а) предупредить членов экипажа о необходимости максимальной экономии электроэнергии;

б) не допускать включения потребителей без крайней необходимости;

в) не производить опробования работы спецоборудования самолета.

6. Убедиться в том, что:

— все автоматы защиты (АЗС и АЗР) на ЦРЩ радиста и штурмана включены, за исключением АЗС преобразователя ПО-1500, который является выключателем этого преобразователя и АЗС стопорения рулей;

— зеленая лампа «Поворот передней ноги» горит;

— указатель положения шасси показывает «Шасси выпущено»;

— зеленые лампы «Шасси выпущено» горят;

— восемь ламп «Генераторы постоянного тока» горят;

— три лампы «Генераторы переменного тока» горят (на самолетах с новой или доработанной системой переменного тока 115 в, 400 гц горят четыре лампы);

— показания топливомера СЭТС-280 по групповым и суммарным шкалам соответствуют заправленному количеству топлива;

— лампы «Двери открыты» горят;

— лампы «Подача воздуха выключена» горят;

— лампа «Заданная температура» горит (при тумблере РТА-16, включенном в положение «Автом.»);

— четыре лампы под трафаретом «Горит — стружка в масле» не горят;

— табло «Минимальное давление топлива», «Минимальное давление масла», «Отказ подкачки», «Застопорены рули», «Открыты люки» горят;

— обогрев приемников ППД исправен;

— приборы УПРТ-2, трехстрелочные индикаторы ЭМИ-ЗР, ИКМ (2ЭДМУ-100), кабинные термометры ТВ-19, термометры ТУЭ-48, указатель УПЗ-47 и указатель УШ-48, работоспособны (проверить по положению стрелок).

Убедиться, что манометры гидрогазовой системы показывают давление, кг/см^2 .

«Баллон аварийных тормозов»	130—150
«Баллоны аварийного флюгирования»	60—70
«Стояночный тормоз»	42—60
«Гидроаккумуляторы тормозов»	Не менее 80
«Гидроаккумуляторы общей сети»	0 + 225
«Правый тормоз», «Левый тормоз»	0

Примечание: В случае, если давление на манометрах «Гидроаккумуляторы тормозов» и «Стояночный тормоз» меньше ука-

занных величин, самолет удерживается только колодками, установленными под тележками шасси, поэтому при запуске надо быть предельно внимательным и учитывать возможность страгивания или разворота самолета на месте.

Запуск последующих двигателей можно производить только после того, как бортмеханик убедится, что манометры «Гидроаккумуляторы общей сети» и «Гидроаккумуляторы тормозов» показывают не менее 160 кг/см^2 , а манометр «Стояночный тормоз» — $42 - 60 \text{ кг/см}^2$.

7. Проверить работу:

- электромеханизмов створок маслорадиаторов;
- электромеханизмов триммеров и сигнализацию их нейтрального положения;
- топливных насосов и их сигнализацию;
- пожарных (перекрывных) кранов;
- крана кольцевания (соединительного крана).

Включить обогрев стекол на режим «Слабо» (нагрев стекол определять на ощупь через 2 мин после включения).

Примечание. При температуре окружающего воздуха выше температуры настройки автомата ($+30^\circ\text{C}$) электрообогрев стекол включаться не будет.

8. Проверить, исправны ли системы пожаротушения и сигнализации о пожаре.

Исправность системы сигнализации о пожаре проверять перед каждым опробованием двигателей и при подготовке самолета к полету в такой последовательности:

- включить АЗС противопожарной системы, проверить исправность сигнальных ламп системы пожаротушения, убедиться, что выключатель sireны на правом пульте включен;

— для проверки исправности систем сигнализации о пожаре в гондолах, двигателях (для самолета ПЛ-18Д — и в отсеке бака № 12) поставить главный выключатель проверки систем сигнализации в положение «Включено»;

— переключатель проверки установить в положение проверяемой группы датчиков и нажать кнопку проверки; при исправных датчиках загораются соответствующие красные табло сигнализации и включается сирена (кроме положений переключателя «Подшипник турбины» и «Лобовой картер»); при отпущенной кнопке табло должны погаснуть.

Дополнение от 17.09.74.

7а. Проверить работоспособность сигнализатора интенсивности СО-2201 для кель:

Включить на панели АЗС автоматический режим «Сигнал обобщ. обогрева» и «Сигнал обобщ. управл.»

При этом должна загореться и погаснуть лампа «Обобщенный с-та». Не позже, чем через 60 сек. после включения АЗС «Сигнал обобщ. управл.» — нажать на кнопку «Сигнал обобщ. проверка». При этом должна загореться лампа «Обобщ. с-та» и отключиться на 1-5 секунд сирена уназ. 2-32

Предупреждение:

Запрещается включать АЗС-10 и сигнал обобщ. обогрев при нажатии кнопки КЗ земли-воздух, установленной на амортизатор главной ноги (левой)

Утверждено 20.07.73

Зарегистрировано

(дата)

Примечание. На самолетах ИЛ-18Д при положении переключателя «I группа датчиков», «II группа датчиков» или «III группа датчиков» также загорается красный светосигнализатор «Пожар в отсеке бака № 12»;

- по окончании проверки переключатель проверки поставить в положение «Выключено»;
- выключить главный выключатель проверки.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. НЕ ВЫКЛЮЧАТЬ ГЛАВНЫЙ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ ПРИ ГОРЯЩЕМ ТАБЛО — СРАБАТЫВАЮТ ПИРОПАТРОНЫ;

- для проверки исправности системы сигнализации о пожаре отсека ТГ-16 (ТГ-16М) необходимо на щитке управления ТГ-16 (ТГ-16М) переключатель с надписью «Проверка ССП-2А и ламп» поставить в положение «I группа», а затем — в положение «II группа»; при исправной системе загорается светосигнализатор «Пожар ТГ-16 (ТГ-16М)»;

- для проверки исправности системы сигнализации о пожаре в багажнике № 3 необходимо переключатель «Проверка групп датчиков пожара в багажнике № 3» поставить поочередно в положения от «I» до «VI»; при этом в каждом из положений переключателя при исправной системе сигнализации должна включаться сирена и загораться красный светосигнализатор «Пожар в багажн. № 3»;

- для проверки исправности системы обнаружения дыма необходимо галетный переключатель «Проверка датчиков дыма» установить последовательно во все рабочие положения и в каждом из них нажать кнопку «Проверка и разблокировка сигнализации дыма»; при этом должны включаться сирена и загораться соответствующие положению переключателя красные светосигнализаторы на щитке сигнализации дыма.

9. При отрицательных температурах наружного воздуха выпустить закрылки на угол 30° и произвести их осмотр, убедиться в том, что в щели между крылом, дефлектором и закрылком нет снега, слякоти и инея. Убрать закрылки.

10. После посадки пассажиров в самолет установить на место пробки-заглушки у входных дверей фюзеляжа и у боковых стекол кабины экипажа, доложить командиру корабля о готовности самолета к запуску двигателей согласно листу контрольного осмотра.

11. Произвести запуск двигателей.

12. Выключить главный выключатель запуска.

13. При работающих двигателях убедиться, что давление в гидроаккумуляторах находится в пределах 225—248 кг/см².

2.5.2. ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПОДГОТОВКА САМОЛЕТА ШТУРМАНОМ

1. Произвести наружный осмотр антенны радиоконпасов, носового обтекателя бортовой радиолокационной станции. Убедиться, что с датчика курсовых углов астрокомпас ДЛК-ДБ-5 спят защитный металлический колпачок (красного цвета).

2. Осмотреть и подготовить к полету кабину экипажа и рабочее место штурмана:

- проверить наличие положенного комплекта навигационного и радионавигационного оборудования, размещенного в кабине экипажа, целостность приборов и надежность их крепления, наличие графиков радиодевииации АРК-5, АРК-11 и курсовой системы, таблиц показаний высотомеров и их соответствие номерам установленных приборов, а также наличие поправок к указателям скорости, авиационного астрономического ежегодника (ААЕ) или отрывного листа от него на день полета;

- проверить исправность сиденья штурмана;

- проверить завод бортовых часов и установить точное время на всех часах, имеющихся в кабине экипажа;

— установить широту места вылета самолета на пульте управления курсовой системы, ГПК-52, а также установить на шкалах вычислителя ДАК-ДБ-5 координаты солнца для текущего момента времени (склонение, гринвичский часовой угол) и географические координаты места стоянки самолета (широту и долготу), нажать 4—5 раз кнопку «Подзавод» на лицевой панели вычислителя; установку указанных координат производить только при включенном питании ДАК-ДБ-5 постоянным и переменным током;

— проверить наличие и целостность контрольной красной метки на коупровочной гайке кремальеры и корпусе каждого высотомера; вылет самолета с высотомером, имеющим расхождение показания по барометрической шкале более $\pm 1,5$ мм рт. ст. при температуре $15^{\circ}\text{--}35^{\circ}\text{C}$, а при других температурах $\pm 2,5$ мм рт. ст. или без красной контрольной метки и с расконтренной гайкой кремальеры запрещается;

— установить на нуль индекс магнитного склонения на УШ и КМ-4;

— установить стрелки высотомеров, расположенных на приборных досках штурмана и пилотов, на нуль высоты и сличить показания давления па шкалах приборов с давлением на аэродроме, полученным с метеостанции; расхождение показаний не должно превышать $1,5$ мм рт. ст.; производить согласование шкал высотомеров членам экипажа ЗАПРЕЩАЕТСЯ;

— убедиться, что термометр наружного воздуха ТНВ-15 показывает температуру окружающей среды;

— проверить наличие и исправность микротелефонной гарнитуры и кислородных масок.

3. Подготовить курсовую систему к полету:

— убедиться, что бортовая система получает электропитание от аэродромного источника электроэнергии и имеет напряжение $28\text{--}29$ в;

— включить преобразователи ПТ-1000Ц и ПО-1500 и убедиться, что все автоматы защиты сети (АЗС и АЗР) на ЦРЩ штурмана включены;

— включить секундомер часов АЧС-1.

для определения времени готовности к работе гироскопических приборов.

— проверить, включено ли питание автопилота АП-6Е и произведено ли пилотами ускоренное восстановление левой и правой (основной и резервной) гиравертикали (арретирование);

— через 5 мин после включения курсовой системы: установить переключатель рода работы курсовой системы в положение магнитной коррекции «МК» и согласовать ее кнопкой быстрого согласования на основном и резервном гироскопах;

— сличить показания курса на УШ, УГА-1У (стрелка «Г»), НКП-4, а также на приборах ИКУ-1 из комплекта аппаратуры КУРС-МП-2; показания всех перечисленных указателей и компаса КИ-13 с учетом его девиации на земле не должны отличаться от показаний УШ более чем на $\pm 2^\circ$;

— настроить радиокомпасы на приводные радиостанции аэродрома вылета (№ 1 — на ДПРМ, № 2 — на ОПРС выходного коридора) и убедиться, что механизмы дистанционного управления исправны, а частоты по шкалам настройки и курсовые углы соответствуют действительности.

4. Подготовить астрокомпас к полету:

— включить питание прибора постоянным и переменным током, установив на лицевой панели вычислителя выключатель «Питание» в верхнее положение.

Примечания: 1. В зимних условиях, когда температура внутри прибора ниже минус $33,39^\circ\text{C}$, на лицевой панели вычислителя загорится сигнальная красная лампа «Прогрев», указывающая, что прибор к работе не готов. Дальнейшая работа с прибором разрешается только после его прогрева (в этом случае сигнальная лампа погаснет).

2. Астрокомпас ДАК-ДБ-5 в полете в целях сохранения точностных характеристик должен быть всегда включен;

— проверить, установлены ли на шкалах вычислителя координаты солнца для данного момента времени (склонение и гринвичский часовой угол) и географические координаты аэродрома вылета (широта и долгота);

— установить на путевом корректоре стрелки «Скорость» и «Путь» на нуль;

— установить на лицевой панели вычислителя выключатель «ДКУ—СП» в положение «ДКУ».

5. Проверить, исправен ли астрокомпас. Если прибор исправен, то после установки всех данных в соответствии с п. 4 и при видимости солнца:

— стрелки указателей курса должны сохранять неизменное положение, указывая истинный курс самолета;

— при нажатии кнопки «Контроль ДКУ» (эта же кнопка имеет другую надпись — «Подзавод») стрелки указателей курса должны начать вращаться, после отпущения кнопки они должны возвратиться к прежнему истинному курсу;

— при отсутствии видимости солнца стрелки указателей курса должны стоять на каком-то произвольном показании, при нажатии кнопки «Контроль ДКУ» стрелки должны вращаться, а при отпущении кнопки — остановиться в любом положении на шкале указателей курса;

— сигнальная лампа с надписью «Контроль» на лицевой панели вычислителя должна светиться желтым светом, что служит признаком исправной работы часов; при этом ранее установленное значение гринвичского часового угла должно измениться в зависимости от продолжительности работы прибора;

— при работе астрокомпаса в курсовой системе переключатель рода работы поставить в положение «КС», а переключатель режима работы курсовой системы — в положение «АК» (астрокоррекция); в этом случае на УШ и на его повторителях УК-1 или на НКП-4 и автомате курса НИ-50БМ будет истинный курс (гироастрокурс); максимальная ошибка астрокомпаса ДАК-ДБ-5 составляет не более $\pm 2^\circ$.

6. По истечении 5 мин согласовать показания ГПК-52АП с показаниями УШ.

7. Включить и проверить работу радиолокатора РПСН-2 (РПСН-3М), аппаратуры навигации и посадки Курс-МП-1 (Курс-МП-2), аппаратуры ближней навигации РСБН-2С, навигационной автономной системы НАС-1Б («Трасса») и радиовысотомера РВ-2 (РВ-УМ) в соответствии с инструкциями по их летной эксплуатации.

Примечание. При питании аппаратуры РСБН-2С и АРК-11 от бортовой сети самолета при установке режима двигателей «Земной малый газ» необходимо выключать эту аппаратуру во избежание перегорания предохранителей. Включать ее при рулении на исполнительный старт.

8. Проверить исправность ламп УФО и белого света, установить их в нужное положение и проверить освещение шкал приборов.

9. Перед запуском двигателей выключить питание пилотажно-навигационного и радионавигационного оборудования.

10. После запуска двигателей включить питание пилотажно-навигационного и радионавигационного оборудования. Проверить, включены ли ПТ-1000Ц.

На самолетах, доработанных системой раздельного питания и контроля авиагоризонтов, проверить, включены ли ПТ-1000Ц, ПТ-500Ц, ПТ-125Ц, питание автопилота и гиросприборы.

11. По истечении 5 мин после включения курсовой системы поставить переключатель режима ее работы в положение «МК» и согласовать работу основного и резервного гироскопов.

12. По истечении 5 мин после включения курсовой системы проверить ее работу в режиме «ГПК», а также проверить согласованность в работе основной и резервной гироскопов путем их переключения.

13. На самолетах, где установлен трехкомпонентный прибор регистрации высоты, скорости и перегрузки К-3-63, проверить зарядку прибора по записи в бортовом журнале самолета. Если запаса ленты недостаточно на предстоящий полет, потребовать проверки остатка ленты и при необходимости — ее замены.

Если на самолетах установлен самописец МСРП-12, необходимо проверить его работу, для чего переключатель «Контроль МСРП-12» поставить в верхнее положение.

Проверка МСРП-12 производится до запуска двигателей самолета. После включения выключателя «Контроль МСРП-12» должна мигать сигнальная лампа, установленная рядом с выключателем.

После проверки самописца переключатель «Контроль МСРП-12» поставить в нижнее положение («Выкл.»).

14. Доложить командиру корабля: скорость принятия решения с номограммы рис. 11, скорость подъема передней ноги шасси, скорость отрыва, безопасную скорость (рис. 5) и скорость набора высоты до 400 м для аэродромов:

— имеющих ограничения по шуму — $V_2 + 15$ км/ч;

— не имеющих ограничений по шуму — $V_2 + 30$ км/ч.

При полетах без бортрадиста:

1. Штурману выполнить подготовку самолета в соответствии с п. 2.5.4.

2. В процессе запуска штурман наблюдает за показаниями вольтметров на щитке постоянного тока.

Предупреждение. Если напряжение на пятой ступени запуска двигателя (после 20 сек) падает непрерывно и становится ниже 16 в, подать команду «Прекратить запуск».

3. После запуска всех двигателей штурман по команде командира корабля обязан:

— выключить аэродромный источник и включить бортовые источники, для чего переключатель «Аэродромное питание — Аккумулятор» поставить в положение «Аккумулятор». Напряжение в бортовой сети самолета при параллельной работе всех восьми генераторов и аккумуляторов должно быть 29—29 в ;

— на самолетах с недоработанной системой переменного тока 115 в 400 гц включить три основных генератора переменного тока и проверить их работу, проверить работу резервного генератора, вручную подключив его вместо одного из трех основных генераторов;

— на самолетах с новой или доработанной системой переменного тока 115 в 400 гц включить все четыре генератора переменного тока (четвертый генератор — резервный); при отключении одного из основных генераторов четвертый генератор должен автоматически подклю-

читься вместо отключенного. Напряжение каждого генератора должно быть 115 в.

2.5.3. Предполетная подготовка самолета вторым пилотом

1. Произвести внешний осмотр самолета по маршруту командира корабля.

2. Проверить правильность размещения, крепления груза в багажниках и размещения пассажиров.

Проверить центровку и взлетный вес самолета.

Примечание. При эксплуатации самолета в грузовом варианте проверить правильность размещения и надежность крепления груза в багажниках и грузовой кабине в соответствии с «Временной инструкцией по загрузке, разгрузке и швартовке грузов на самолете Ил-18Т», переоборудованном согласно бюллетеню № 437.

3. Осмотреть свое рабочее место. Подогнать сиденье и педали по своему росту. Совместно с командиром корабля проверить легкость и правильность отклонения органов управления самолетом.

4. Осмотреть оборудование своего рабочего места и проверить:

- положение выключателей противообледенительных устройств оперения, крыла, воздушного винта, заборников двигателей;

- положение переключателя обогрева стекол;

- положение переключателей управления фарам;

- положение выключателя отбора воздуха от двигателей.

5. Проверить правильность исходных показаний приборов, расположенных на приборной доске второго пилота и на правой бортовой панели.

На самолетах с установленным авиагоризонтом АГБ-3 перед включением питания нажать до упора кнопку «Нажать перед пуском», находящуюся на фланце авиагоризонта АГБ-3..

6. Проверить положение крана «Аварийная статика». Убедиться, что кран установлен в положение «Основная» и законтрен.

7. После запуска двигателей включить питание автотопилота, обогрев рулевых машин и питание курсовой системы.

8. Установить на приборе НКП-4 взлетный курс. На приборе ПП-75 нажать кнопку арретирования для ускоренного восстановления авиагоризонта. Кнопку нажимать 2—3 раза, длительность каждого нажатия должна быть не менее 10—15 сек.

9. На самолетах, доработанных системой контроля авиагоризонтов, после включения бортрадиском выключателя «Питание ЦГВ прав.» нажать на приборе ПП-75 кнопку арретирования для ускоренного восстановления авиагоризонта. Кнопку нажимать 2—3 раза, длительность каждого нажатия должна быть не менее 10—15 сек. Во время арретирования допускается выпадение флажка на ПП-75. Если после окончания арретирования флажок не убирается, установить переключатель

«контроль» БКК-18 в положения «I» и «II», после чего флажок должен убратся.

Примечание. На самолетах первых серий, на которых установлены авиагоризонты АГБ-3 и в комплекте автопилота АП-6Е которых имеется гиropolукомпас ГПК-52АП, необходимо выполнить следующее: установить шкалу указателя УТПК по показаниям указателя УК-1; убедиться в том, что на авиагоризонте АГБ-3 убран сигнализатор отказа питания. Авиагоризонт должен показывать стояночный угол самолета.

По окончании арретирования убедиться в том, что шкала тангажа прибора ПП-1ПМ (ПП-75) отклоняется при вращении ручки установки тангажа. Затем установить ручку в положение «0», авиагоризонт должен индцировать стояночные углы крена и тангажа самолета.

Примечание. На самолетах первых серий, на которых установлены авиагоризонты АГБ-2 и в комплекте автопилота АП-6Е имеется гиropolукомпас ГПК-52АП, необходимо выполнить следующее:

Установить шкалу указателя УТПК по показаниям указателя УК-1. На авиагоризонте АГБ-2 повернуть рукоятку запуска влево до фиксированного положения. В этом случае в зоне окна авиагоризонта будет виден красный сигнальный флажок. Как только гироскоп восстановится (планка горизонта и силуэт самолета займут горизонтальное положение), рукоятку запуска необходимо повернуть вправо до упора. Красный флажок при этом убирется. Прибор готов к эксплуатации.

Согласовать основную и резервную гировертикали ЦГВ-4, для чего нажать кнопку «Арретир ЦГВ» на правой панели приборной доски поочередно при включении основного, а затем и резервного ЦГВ-4.

На самолетах, оборудованных блоком БКК-18, убедиться, что выключатель «БКК-18» и переключатель «Контроль» БКК-18 на правом пульте пилотов находятся в зафиксированном положении (под колпачками).

10. Проверить исправность блока контроля крена (БКК), для чего установить последовательно переключатель «Контроль» БКК-18 в положения «I» и «II». Если БКК исправен, то в положениях «I» и «II» должно загореться табло «Исправен». Одновременно загораются табло «Отказ АГД-1» над приборами ПП-75 командира корабля и второго пилота, красная лампа на лицевой панели указателя АГД-1С и табло «Велик крен лев.» и «Велик крен прав.» правого и левого пилотов, а также выпадают флажки на обоих ПП-75.

При установке переключателя «Контроль» в нейтральное положение лампа и табло гаснут и убираются флажки ПП-75.

11. Проверить зарядку кислородом бортовых баллонов. Давление кислорода в баллонах должно быть не менее 30 кг/см².

12. Убедиться, что прибор КП-32, манометры и стаканы индикаторов кислорода не имеют повреждений, кислородные маски исправны и находятся на своих местах.

Проверить наличие маски ЛП-2 в кармане спинки кресла командира корабля и ее соответствие размерам лица. При несоответствии размера маску заменить, используя резервные маски, хранящиеся в специальных сумках над полкой радиста.

13. Проверить исправность освещения своего рабочего места и приборов.

14. Проверить работу крыльевых посадочных фар и аэронавигационных огней (ночью).

15. Убедиться в исправности световой сигнализации на своем рабочем месте.

16. При температуре наружного воздуха +5⁰С и ниже и наличии тумана, снегопада, дождя или мороси после запуска двигателей и выхода их на режим малого газа включить обогрев ВНА и воздухозаборников двигателей независимо от наличия или отсутствия обледенения.

2.5.4. Предполетная подготовка самолета бортрадистом

1. При внешнем осмотре радиооборудования убедиться, что:

— антенные устройства, расположенные снаружи фюзеляжа, исправны;

— щитки, пульта управления, кожухи и передние панели радиоаппаратуры, а также приборы не имеют механических повреждений и надежно укреплены;

— механизм дистанционного управления УС-8 работает легко и плавно;

— крепление предохранителей, установленных на панели ЦРЩ переменного тока, надежно;

— антенная проводка правильно и надежно подключена к проходным изоляторам и аппаратуре;

— микротелефонные гарнитурные всех членов экипажа исправны;

— имеются запломбированные ящики с запасными лампами и запасными предохранителями, а также таблицы настройки передатчиков КВ радиостанции;

— переключатель «Питан. АГД-1» установлен в положение «Осн.», предохранительный колпачок откинут

2. Убедиться, что бортовая сеть получает питание от аэродромного источника электроэнергии и имеет напряжение 28—29 в. После этого проверить работу радиооборудования (КВ и УКВ радиостанций и аппаратуры самолетного переговорного и громкоговорящего устройств со всех рабочих мест членов экипажа) под напряжением, качество работы дистанционных устройств радиоаппаратуры и исправность освещения своего рабочего места.

3. Убедиться, что все автоматы защиты (АЗС и АЗР) на ЦРЦ радиста включены, за исключением АЗС выключателя преобразователя ПО-1500; укомплектован запас электроламп и предохранителей.

На самолетах с разделным питанием авиагоризонтов включить выключатели «Питание ЦГВ прав.» и «АГД-1» и зафиксировать их предохранительными колпачками, загораются зеленые лампы «Питание АГД-1, основн. от ПТ-125Ц» и «Питание ЦГВ прав., основное от ПТ-500Ц».

4. Проверить работу основного и резервного преобразователей ПТ-1000Ц под нагрузкой. Напряжение должно быть 34—38 в. При включении резервного преобразователя должна загореться сигнальная лампа, ус-ановленная на щитке переменного тока.

После окончания проверки включить основной преобразователь ПТ-1000Ц.

На самолетах с разделным питанием авиагоризонтов проверить работу основного и резервного преобразователей ПТ-1000Ц и преобразователей ПТ-500Ц и ПТ-125Ц под нагрузкой. Напряжение должно быть 34—38 в. При включении резервного преобразователя ПТ-1000Ц загорается желтая лампа на щитке контроля энергии переменного тока.

5. Проверить работу преобразователя ПО-1500 под нагрузкой. Напряжение должно быть 115 в.

6. Перед запуском двигателей бортрадист должен убедиться, что источник энергии (АПА-35-2М, АПА-50 или ТГ-16, ТГ-16М) подключен к бортовой сети и имеет напряжение 28—29 В.

На самолетах, оборудованных установкой ТГ-16 (ТГ-16М) и розеткой ШРА-800-10ВК, перед запуском аэродромного источника АПА-35-2М или АПА-50 должна гореть одна зеленая лампа. Напряжение в бортовой сети перед запуском должно быть 28—29 В.

Генераторы постоянного и переменного тока должны быть выключены.

7. В процессе запуска бортрадист наблюдает за показаниями вольтметров на щитке постоянного тока.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ ЕСЛИ НАПРЯЖЕНИЕ НА ПЯТОЙ СТУПЕНИ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ (ПОСЛЕ 20 СЕК) ПАДАЕТ НЕПРЕРЫВНО И СТАНОВИТСЯ НИЖЕ 16 В. ПОДАТЬ КОМАНДУ «ПРЕКРАТИТЬ ЗАПУСК».

8. После запуска всех двигателей бортрадист по команде командира корабля обязан:

— выключить аэродромный источник и включить бортовые источники, для чего переключатель «Аэродромное питание — Аккумулятор» поставить в положение «Аккумулятор». Напряжение в бортовой сети самолета при параллельной работе всех восьми генераторов и аккумуляторов должно быть 28—29 В;

— на самолетах с недоработанной системой переменного тока 115 В 400 Гц включить три основных генератора переменного тока и проверить их работу, проверить работу резервного генератора, вручную подключив его вместо одного из трех основных генераторов;

— на самолетах с новой или доработанной системой переменного тока 115 В 400 Гц включить все четыре генератора переменного тока (четвертый генератор — резервный); при отключении одного из основных генераторов четвертый генератор должен автоматически подключиться вместо отключенного. Напряжение каждого генератора должно быть 115 В.

9. После запуска двигателей переключить авиагоризонт АГД-1 на аварийное питание и проверить его работу. Убедившись, что АГД-1 работает правильно, оставить его включенным на аварийном питании и зафиксировать переключатель «Питан. АГД-1» предохранительным колпачком: в положение «Авар.».

10. По окончании проверки радиосвязного оборудования и электрооборудования доложить командиру корабля о готовности к вырубанию на старт.

2.5.5. ПРЕПОЛЕТНАЯ ПОДГОТОВКА САМОЛЕТА БОРТПРОВОДНИКОМ

При подготовке самолета к полету бортпроводник обязан:

1. Осмотреть пассажирские кабины, убедиться в их чистоте и отсутствии посторонних предметов; проверить чистоту обшивки кабин, кресел, багажных полок; проверить, имеются ли ковры и занавески, плечики для верхней одежды пассажиров, медикаменты

15 июня 1983 г

в аптечках в кабинах экипажа и пассажиров, комплект кислородных переносных баллонов со шлангами и масками, а также огнетушители с пломбами.

2. Убедиться что:

— переносный кислородный прибор КП-19 (шп. № 14) надежно закреплен в коробке, исправен, баллон прибора заряжен кислородом до рабочего давления 30 кг/см², дымозащитная маска ЛП-2 исправна, соединена с прибором и уложена в сумку;

— аварийные надувные трапы ТН-3 установлены и смонтированы правильно, механических повреждений чехла нет. шланги исправны и присоединены к баллону, предохранительная скоба на баллоне расконтрена, пломбировка не нарушена.

Проверить состояние багажных помещений.

Принять на борт груз, почту, багаж, сопроводительные ведомости и грузовые документы.

3. Проверить, надеты ли подголовники на кресла и наволочки на подушки.

4. Зимой убедиться, что кабина подогрета от аэродромного подогревателя до + (15—20)⁰С, а летом — охлаждена.

5. Осмотреть буфет-кухню, убедиться в ее чистоте, отсутствии в ней посторонних предметов и в исправности всего оборудования.

6. Доложить бортмеханику о приеме имущества пассажирских салонов и оборудования буфета.

7. Принять продукты питания на борт самолета в контейнерах и термосах. Убедиться в том, что:

— контейнеры с продуктами, бутылками, фруктами и бельем установлены в предназначенные для них гнезда в стеллажах и стойках буфета и закреплены замками или поворотными фиксаторами.

Примечание. Ключи для закрывания замков должны храниться в выдвижном ящике передней стойки буфета;

— контейнеры для вторых блюд установлены в гнезда бортового стеллажа буфета и закреплены в них;

— электротермосы и электрокипятильники установлены в свои гнезда и закреплены в них;

— в установленных электрокипятильниках на крышках вывернуты пробки дренажных отверстий на 5 мм.

8. При включенном в бортовую сеть самолета аэродромном источнике электроэнергии проверить подключение в электрическую сеть электрокипятильников, для чего необходимо нажать кнопку «Проверка исправности кипятильников». При правильном подключении ШР кипятильника и его исправности загорится светосигнализатор соответствующего кипятильника.

Исправность электродухового шкафа проверять включением его попеременно на режим 100 и 200°.

Загорание светосигнализатора свидетельствует об исправной работе ЭДШ.

Примечание. Перед включением в сеть электронагревательных приборов буфет-кухни необходимо переключатель «Кухня под током» на щитке бортпроводника поставить в верхнее положение.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ НЕ ПОДКЛЮЧЕННОМ К САМОЛЕТУ АЭРОДРОМНОМ ИСТОЧНИКЕ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ И НЕРАБОТАЮЩИХ ДВИГАТЕЛЯХ БОРТПРОВОДНИКУ РАЗРЕШАЕТСЯ ВКЛЮЧАТЬ ТОЛЬКО ДЕЖУРНОЕ ОСВЕЩЕНИЕ ВСПОМОГАТЕЛЬНЫХ ПОМЕЩЕНИЙ И ВЫЗОВ БОРТПРОВОДНИКА.

9. Проверить телефонную связь бортпроводника с экипажем и наличие громкоговорящего оповещения во всех салонах самолета.

Проверить работу «Арфы».

10. Осмотреть гардеробы и вестибюли: убедиться в их чистоте, отсутствии в них посторонних предметов и исправности оборудования.

11. Осмотреть туалетные помещения, проверить, достаточно ли воды в умывальниках, заполнены ли химической жидкостью сливные баки туалетов, а также наличие и исправность мусорных ящиков; убедиться, что есть бумажные салфетки, туалетная бумага, мыло, бумажные стаканчики, кипяченая вода в термосах; убедиться в чистоте унитазов, мусорных ящиков, умывальников, зеркал, стен и пола. В туалетных комнатах не должно быть посторонних предметов.

12. Проверить работу унитазов:

— для самолетов первых серий — нажать педаль смыва жидкого унитаза; при этом сиденье из нижнего положения, если оно опущено, должно откинуться в крайнее верхнее положение, а через верхнее промывочное кольцо должна подаваться химическая жидкость; после снятия ноги с педали подача жидкости должна прекратиться;

— для самолетов последних серий — нажать кнопку смыва унитаза; при этом через верхнее промывочное кольцо должна подаваться химическая жидкость.

13. Проверить работу умывальников и поступление в кран горячей и холодной воды.

На щитке бортпроводника включить переключатель «Кухня под током», АЗС «Подогрев воды в переднем туалете», «Подогрев воды в заднем туалете» и «Подогрев воды в туалетах». Через 3—4 мин проверить подачу теплой воды к кранам умывальников, для чего:

— поставить рычаг переключения так, чтобы он совместился с красной точкой;

— нажать клапан крана подачи; должна подаваться теплая вода;

— поставить рычаг переключения так, чтобы он совместился с синей точкой;

— нажать клапан крана подачи; должна подаваться холодная вода.

После этого выключить АЗС «Подогрев воды» на щитке бортпроводника.

14. Перед посадкой пассажиров включить АЗС на щитке бортпроводника: «Дежурное освещение», «Освещение вспомогательных помещений», «Вызов бортпроводника».

15. В темное время суток при питании бортовой сети от аэродромного источника электроэнергии перед посадкой пассажиров включить АЗС основного и вспомогательного освещения.

2.5.6. ПРЕПОЛЕТНАЯ ПОДГОТОВКА САМОЛЕТА КОМАНДИРОМ КОРАБЛЯ

Командир корабля должен принять доклады от бортмеханика, бортрадиста, второго пилота, штурмана и бортпроводника о готовности самолета и его оборудования к полету, затем лично произвести внешний осмотр самолета.

При этом необходимо выполнить следующее:

2.5.6.1. Планер и силовые установки

Осмотреть фюзеляж, крыло, оперение и силовые установки, убедиться, что наружные поверхности элементов самолета не имеют повреждений и на них нет потеков топлива и масла; убедиться, что люки и крышки на фюзеляже, гондолах и капотах закрыты; элероны, закрылки, рули, триммеры, приемники воздушного давления, фары и антенны не имеют внешних повреждений, заглушки со статических отверстий и чехлы с приемников полного давления сняты.

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

2.5.6.2. Шасси

Убедиться, что обжатие шин нормальное, покрышки не имеют повреждений и сдвига относительно . .

реборд колес, створки шасси закрыты, амортизационные стойки имеют нормальную осадку и герметичны, контрольные шпильки с вымпелами сняты с замков выпущенного положения шасси.

2.5.6.3. Пассажирская кабина и грузовые помещения

Принять доклад второго пилота о размещении пассажиров, груза и багажа, о центровке и фактическом взлетном весе самолета.

2.5.6.4. Кабина экипажа

1. Осмотреть кабину и убедиться, что стекла окон чистые и не имеют повреждений. Подогнать сиденье и педали по своему росту.

1а. Проверить наличие маски в кармане спинки кресла второго пилота и ее соответствие размерам лица. При несоответствии размера маску заменить, используя резервные маски, хранящиеся в специальных сумках над полкой радиста.

2. Проверить правильность исходных показаний приборов, расположенных на приборной доске пилотов и на левой бортовой панели, наличие таблиц показаний выотомеров и графиков поправок к указателю скорости.

3. После включения аэродромного источника питания убедиться в наличии давления в стояночных тормозах и проверить:

А. Исправность резервного авиагоризонта АГД-1

После включения АГД-1 (АЗС 27 в и АЗС 36 в 400 гц) на лицевой части авиагоризонта должна загореться красная сигнальная лампа арретирования; по окончании цикла автоматического арретирования (оси гироскопа приведены к осям самолета, гироскоп разарретирован) эта лампа-должна погаснуть.

После проверки ПТ-1000Ц бортрадистом или при неправильных показаниях АГД-1 выполнить ручное арретирование АГД-1, нажав кнопку «Арретир. только гориз. полета».

Предупреждение. В полете пользоваться кнопкой арретирования АГД-1 ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

Нормальное включение резервного авиагоризонта АГД-1 обеспечивается при стояночных углах самолета по крену и тангажу не более 4°.

09.08.82

71

Примечание: На непереоборудованных самолетах первых серий, на которых установлены авиагоризонты АГБ-2 (АГБ-3) и гиросполукомпас ГПК-52АП, необходимо проверить исправность этих приборов и правильность их показаний.

На самолетах, оборудованных блоком БКК-18, после включения бортрадистом авиагоризонта АГД-1С, загораются табло «Отказ АГД-1» и красная лампа на лицевой панели указателя; по окончании автоматического арретирования табло и лампа должны погаснуть.

Если табло и лампа продолжают гореть, установите переключатель «Контроль» БКК в положения «I» и «II».

Б. Систему БСУ-ЗП, для чего:

1) Убедиться, что следующие АЗС установлены в, положение «Включено»:

«Курс-МП» (сигнал I, II);

«Путь»;

«Контроль БСУ-ЗП»;

«Автом. тримм.» (управление механизмом указат. усилий);

«ЦГВ-4» (лев., прав.);

«Рулевые машины» (авар. откл. и упр. авар. отключ.);

«АП-6Е»;

«Контроль АТ-2»;

«КС-6»;

«Обогрев» (гир. КС-6, РМ, АП).

2) Установить рабочую частоту системы СП-50М (ИЛС) на блоке управления каждого полукомплекта «Курс-МП-1».

3) На селекторе выбора радиосистем «Курс-МП-П» установить переключатель выбора режимов в положение «I», переключатель «ИЛС—СП» — в нужное положение.

4) Убедиться, что переключатель «ЦГВ» находится в нейтральном положении.

На самолетах, доработанных системой раздельного питания авиагоризонтов; переключатель находится в левом положении.

5) Дать команду бортрадисту включить ПТ-1000Ц; на самолетах с раздельным питанием авиагоризонтов — ПТ-1000Ц, ПТ-500Ц и ПТ-125Ц.

ВНИМАНИЕ! 1. После включения преобразователя нажать кнопки арретирования на ПП-1ПМ (ПП-75). Кнопку нажимать 2—3 раза, длительность каждого нажатия должна быть не менее 10—15 сек.

При восстановлении гировертикалей возможно загорание табло «ЦГВ». На самолетах с раздельным питанием авиагоризонтов возможно выпадение флажка на ПП-75. Если после окончания арретирования флажок не уберется, то дать команду второму пилоту установить переключатель «Контроль БКК-18» в положение «F» и «II» — флажок должен убратся, закрыть колпачком переключатель «Контроль БКК-18».

2. Убедиться, что шкала тангажа ПП-1ПМ (ПП-75) отклоняется при вращении ручки установки тангажа. Затем установить ручку тангажа в положение «0», авиагоризонт должен индицировать стояночные углы крена и тангажа самолета.

3. Сравнить показания авиагоризонтов ПП-1ПМ (ПП-75) и -АГД-1 (АГД-1С).

4. Разрешается пользоваться показаниями ПП-1ПМ (ПП-75) не ранее чем через 3-мин после включения питания.

6) Согласовать курсовую систему КС-6.

7) Установить стояночный курс самолета на обоих приборах НКП-4.

8) Поставить в нейтральное положение рукоятки управления автопилотом. Открыть шторки кнопок-ламп на пульте управления автопилотом, шторки ламп на приборах ПП-1ПМ (ПП-75) и на селекторе выбора радиосистем. Проверить исправность ламп, для чего нажать кнопку на табло режимов.

9) Убедиться, что выключатель «СТУ» находится в положении «Откл.».

10) Проверить работоспособность автомата триммирования, для чего:

- выключить АЗС «Контроль БСУ-ЗП»;
- убедиться, что руль высоты застопорен электро-механическим стопором;
- включить на пульте автопилота выключатели «Продол.» и «Подг. АП»;
- по окончании центрирования по продольному каналу, когда на бленкере пульта управления появится надпись «Подг.» на желтом фоне, нажать кнопку «Вкл. АП».

Предупреждения: 1. При проверке автомата триммирования с застопоренным рулем высоты пользоваться рукояткой «Спуск—Подъем» ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

2. При работающем автомате триммирования не пересиливать исполнительный механизм штурвальчиком вручную, так как при этом срезается шпилька и невозможно использовать автотриммер;

— приложить к колонке штурвала такое усилие, чтобы стрелка указателя установилась около «0» среднего индекса; включить выключатель «АТ-2» на приборной доске левого пилота;

— приложить к колонке штурвала усилие «от себя»; при подходе стрелки указателя усилий к верхнему индексу через 4—6 сек должен включиться электро-механизм автотриммера и отклонить штурвальчик триммера в сторону «Пикирование»; когда триммер отклонится на 2—3°, снять усилие с колонки; штурвальчик триммера должен остановиться, когда стрелка указателя усилий будет находиться около среднего положения.

Примечание. Табло АТ-2 загорается через 10±2 сек после приложения усилия. Для погашения табло необходимо выключить вновь включить продольный канал автопилота;

— приложить к колонке штурвала усилие «на себя»; при подходе стрелки указателя усилий к нижнему индексу через 4—6 сек должен включиться электро-механизм автотриммера и отклонить штурвальчик в сторону «Кабрирование»; отключить автопилот одной из кнопок быстрого отключения, штурвальчик триммера должен остановиться в момент отключения автопилота; выключатель «Подг. АП» выключить.

11) Проверить включение и центрирование автопилота, для чего:

- расстопорить рули и элероны (см 6.2.2) и несколько раз отклонить их до механических упоров; органы управления должны перемещаться без затирания;
- включить выключатель «Попер.» и «Подг. АП»; проверить центрирование бокового и продольного каналов автопилота по появлению надписи «Подг.» (на желтом фоне); нажать кнопку «Вкл. АП», при этом рули должны зафиксироваться, а на обоих бленкерах должна появиться надпись «Вкл.» (на зеленом фоне).

Примечание. В момент включения автопилота допускается кратковременное отклонение органов управления самолетом (колонки, штурвала, педалей) не более чем на 0,3°.

12) Проверить работу рукояток «Разворот», «Спуск—Подъем» и «Крен», контролируя правильность перемещения органов управления. Нажать кнопку-лампку «Вкл. КВ», которая должна загореться, одновременно загорается табло «КВ». Отклонить рукоятку «Спуск—Подъем», кнопка-лампа «Вкл. КВ» должна погаснуть одновременно гаснет табло «КВ».

13) Проверить стыковку автопилота с системой «Путь-4МПА», для чего:

- выключить АЗС «Курс-МП» (сигнал I, II);
- установить выключатель «СТУ» в положение «Подг.»;
- убедиться, что командные стрелки на приборе ПП-75 занимают одинаковое положение в районе центрального кружка, табло «Путь—бок.», «Путь—прод.» не горят;
- нажать кнопки-лампки «Курс» и «Глисс»; кнопки-лампки должны загореться, одновременно должны загореться табло «Курс» и «Глисс.» к сигнальная лампа на левом ПП-75, а штурвальная колонка должна отклониться вперед;
- нажать рукоятку «Спуск—Подъем», кнопка-лампа «Глисс.» должна погаснуть, одновременно гаснет табло «Глисс»;

— установить кремальерой на приборе НКП-4 курс, отличный от стояночного на 90° , при этом курсовые командные стрелки должны отклониться и соответственно должны переместиться органы управления;

— оставив отклоненными штурвал и педали, нажать и отпустить рукоятку «Разворот»; при этом кнопка-лампа «Курс» и лампа на левом ИП-ИПМ должны погаснуть, одновременно гаснет табло «Курс», а штурвал и педали должны вернуться в исходное положение.

14) Проверить систему контроля автопилота и «Путь-4МПА», для чего:

— включить АЗС «Контроль БСУ-ЗП»;

— нажать и отпустить кнопку «Тест—Контроль»; через 2—3 сек должна сработать сигнализация: звуковая (сирена) и световая (горят табло «Путь — бок», «Путь — прод.», «АП — бок.» и «АП — прод.»); автопилот при этом не должен отключаться.

15) Проверить отключение автопилота от кнопок быстрого отключения, для чего, удерживая органы управления вручную, нажать кнопку, расположенную на штурвале левого летчика. Должны мгновенно освободиться рули самолета и кратковременно прозвучать сирена.

Включить; автопилот и аналогично проверить его отключение от кнопки штурвала правого летчика.

Примечание. На самолетах без БСУ-ЗП при нажатии на кнопку быстрого отключения на левом или правом штурвале включается сирена. Для выключения sireны необходимо выключить «Подг. АП» на пульте управления автопилотом.

Включить автопилот. Приложить усилие к колонке штурвала 32—45 кгс. При этом отключится продольный канал автопилота и кратковременно прозвучит сирена.

Приложить усилие к штурвалу 20—35 кгс. При этом отключится боковой канал автопилота и кратковременно прозвучит сирена.

Включить автопилот. Приложить усилие к педалям 65—90 кгс, При этом отключится боковой канал, автопилота и кратковременно прозвучит сирена.

16) Установить взлетный курс на обоих приборах «НКП-4».

17) Включить АЗС «Курс-МП» (сигнал I, II).

18) Выключить выключатели «Подг. АП», «Попер.», «Продол.».

19) Установить выключатель «СТУ» в положение «Откл.»

09.08.82

75

3. На самолетах, оборудованных системой «Путь-4МП»:

1) поставить в положение «Включено» АЗС «Путь-4 МП» и «ЦГВ-4» (лев., прав.);

2) дать команду бортрадисту включить «ПТ-1000Ц»: на самолетах с отдельным питанием авиагоризонтов — ПТ-1000Ц, ПТ-500Ц и ПТ-125Ц.

ВНИМАНИЕ! 1. После включения преобразователей нажать кнопки арретирования на ПП-75Б. Кнопку нажимать 2—3 раза, длительность каждого нажатия должна быть не менее 10—15 сек.

При восстановлении гировертикалей на самолетах с отдельным питанием авиагоризонтов возможно выпадение флажка на ПП-75. Если после окончания арретирования флажок не уберется, подать команду второму пилоту установить переключатель «Контроль БКР-18» в положения «Б» и «П», флажок должен убраться.

2. Убедиться, что шкала тангажа ПП-75 отклоняется при вращении ручки установки тангажа. Затем установить ручку тангажа в положение «0», авиагоризонт должен индизировать стояночные углы крена и тангажа.

3. Сравнить показания авиагоризонтов ПП-75 и АГД-1 (АГД-1С).

4. Разрешается пользоваться показаниями ПП-75 не ранее, чем через 3 мин после включения питания;

3) согласовать курсовую систему КС-6;

4) установить взлетный курс на обоих приборах НКП-4;

5) убедиться, что выключатель «Командные стрелки» находится в положении «Выкл.»;

6) открыть шторки сигнальных ламп «КРП», «ГРП», «Путь—бок.», «Путь—прод.» и шторки сигнальных ламп на селекторе выбора радиосистем КУРС-МП-1; проверить исправность ламп, для чего нажать кнопку на табло режимов.

*Г. Исправность авиагоризонтов АГБ-3
(на самолетах с этими авиагоризонтами):*

1) убедиться в том, что АЗС («АПЗ-3 лев.» и «АГБ-3 прав.» на ЦРЩ штурмана и АЗР «Пит. ПТ-1000ЦС» на ЦРЩ радиста) выключены. Совместить кремальерой индекс поправки тангажа с нулевым делением шкалы крена. Нажать до упора кнопку «Нажать перед пуском», находящуюся на фланце прибора. После возвращения кнопки в исходное положение включить АЗС «АГБ-3 лев.» при проверке АГБ-3 левого летчика и «АГБ-3 прав.» при проверке АГБ-3 правого летчика. При этом должен убраться сигнализатор отказа питания, находящийся в ле-

вой верхней части прибора. Время готовности авиагоризонта к работе 1,5 мин. По истечении этого времени прибор должен показывать стояночный угол самолета.

Стрелка крена (силуэт самолета) должна стоять против нулевых делений шкалы, кренов с точностью ± 1 (предполагается, что самолет стоит на горизонтальной площадке);

2) повернуть ручку кремальеры по часовой стрелке до упора. При этом шкала тангажа должна перемещаться вниз, а индекс — вверх.

При повороте кремальеры против часовой стрелки до упора шкала должна перемещаться вверх, а индекс — вниз.

4. Провести (по СПУ) предполетную информацию.

5. Примите доклады членов экипажа о готовности к запуску двигателей.

3. Отключить питание прибора. На шкале тангажа в верхнем левом углу должен появиться сигнализатор отказа питания.

Д. Проверить исправность световой сигнализации на своем рабочем месте

Отрегулировать яркость табло отказов БСУ-ЗП для обеспечения уверенного восприятия сигналов в процессе всего полета.

Е. Перед ночными полетами проверить работу фюзеляжных посадочных фар и исправность освещения своего рабочего места

4. Убедиться, что триммеры руля высоты, элеронов и руля направления стоят в нейтральном положении; триммеры руля высоты проверять по шкале указателя штурвальчика, триммеры элеронов и руля поворота — по загоранию зеленых ламп, установленных у выключателей.

5. Осмотреть сигнализацию шасси и убедиться, что все зеленые лампы горят.

6. Принять доклад от экипажа о готовности к запуску двигателей. Включить управление передней ногой. Запустить двигатели и вместе с другими членами экипажа убедиться в нормальной работе систем, проверяемых после запуска двигателя, и в правильности показаний приборов контроля работы двигателей; включить выключателем аппаратуру измерения вибрации ИВ-41.

7. Убедиться, что рули и элероны растопорены.
8. Подать команду наземному составу отсоединить аэродромный источник питания и получить разрешение на руление.

2.6. ЗАПУСК, ПРОГРЕВ И ОПРОБОВАНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ЗЕМЛЕ

2.6.1. Подготовка к запуску

1. Запуск двигателей производится от аэродромных источников электроэнергии АПА-35-2М, А11А-50 и других, такой же мощности (по системе 0—70 в), или от бортовой турбогенераторной установки ТГ-16 (ТГ-16М).

Запуск двигателя разрешается производить, если температура масла на входе в двигатель не ниже -5°C (при эксплуатации двигателя на маслосмеси СМ-4,5) или не ниже -30°C (при эксплуатации на масле МН-7,5У) при свободном вращении воздушного винта независимо от температуры наружного воздуха.

При температуре масла, на входе в двигатель ниже -5°C (при эксплуатации двигателя на маслосмеси СМ-4,5) или ниже -30°C (при эксплуатации на масле МН-7,5У) необходимо произвести подогрев двигателя от наземного подогревателя в соответствии с действующей документацией.

Перед запуском двигателей дать команду наземному составу убрать колодки из-под основных колес.

2. Перед запуском двигателей убедиться, что:

- заглушки входных каналов двигателей, выхлопных труб двигателей и ТГ-16 (ТГ-16М), туннелей маслорадиаторов, приемников статического и динамического давления сняты;

- под колесами тележек основных опор самолета бетон очищен, площадка под винтами очищена, около самолета нет посторонних предметов, которые могли бы повредить его при случайных разворотах, особенно зимой;

- технический состав по выпуску самолета готов к запуску двигателей и занял свои места (в поле зрения запускающего двигатель в кабине экипажа);

- около самолета имеются противопожарные средства;

- самолет поставлен на стояночные тормоза (т.е. проверить по манометру наличие давления в стояночных тормозах);

- колодки под колесами передней опоры самолета не стоят и включено управление передней опорой. Опорная штанга снята (на самолете Ил-18Т);

- бортпроводникам закрыть входные двери (на Ил-18Т входные двери закрывает бортмеханик);

- бортмеханику проверить надежность закрытия входных дверей и аварийных окон.

3. Перед запуском убедиться в том, что:

- источники электроэнергии включены в бортовую сеть самолета, а напряжение в сети не выходит за пределы 28—29 в (при запуске от наземного источника или от ТГ-16, ТГ-16М);

- все потребители, не обслуживающие запуск, выключены;

- АЗР и АЗС на щитке штурмана и бортрадиста включены;

- пожарные краны двигателей открыты;

- четыре лампы под трафаретом «Горит — стружка и масле» не горят;

Внимание! При горящих лампах запускать двигатели запрещается:

- винты сняты с упора (горят четыре верхние красные лампы);

- горят табло «Минимальное давление топлива», «Минимальное давление масла». «Отказ подкачки топлива»;

- подача воздуха в кабину закрыта (горят две сигнальные красные лампы);

- переключатели управления заслонками масляных радиаторов стоят в положении «Автомат» (при температуре наружного воздуха $+25^{\circ}\text{C}$ и выше заслонки масляных радиаторов полностью открыты вручную);

- переключатели останова двигателей установлены в рабочее положение;

- рычаги управления двигателями стоят в положении «Земной малый газ» (0° по УПРТ);

- переключатель «Холодная прокрутка» выключен;

- главный переключатель проверки противопожарной системы поставлен в положение «Выключено»;

- переключатель проверки систем ССП-2А и ССП-7 поставлен в положение «Выключено».

4. Проверить работу подкачивающих насосов, для чего поочередно включить и выключить выключатели подкачивающих насосов. Убедиться в нормальном давлении топлива за подкачивающими насосами (табло «Минимальное, давление топлива» и «Отказ подкачки топлива» при включении насоса подкачки должны погаснуть). После проверки включить все подкачивающие насосы. Проверить работу насосов перекачки остатка топлива, для чего включить и выключить выключатели насосов перекачки. Убедиться, что при включении насосов загораются зеленые сигнальные лампы.

5. Главный выключатель запуска двигателей АИ-20 поставить в положение «Включено». Убедиться, что выключатели всех генераторов постоянного тока (СТГ-12ТМО) находятся в положении «Выключено».

6. По СПУ дать команду «От двигателей» и информацию об очередности запуска двигателей. Получив ответ от выпускающего техника, приступить к запуску. Запуск начинать с внутренних двигателей.

2.6.2. Запуск установки ТГ-16 (ТГ-16М)

Запуск установки ТГ-16 (ТГ-16М) производит борт-механик.

1. Перед запуском необходимо:

— главный выключатель запуска двигателей АИ-20 поставить в положение «Включено»;

— проверить работу сигнальных ламп на щитке управления ТГ-16 (ТГ-16М) и ламп сигнализации о пожаре;

— переключатель положения жалюзи поставить в положение «Открыто» и по загоранию зеленой лампы убедиться, что жалюзи открыты (красная лампа должна погаснуть);

Примечание. При наличии топлива менее 15 л запуск ТГ-16 (ТГ-16М) запрещается.

2. Для запуска необходимо:

— переключатель аэродромного и бортового питания поставить в положение, соответствующее источнику запуска;

— переключатель рода работы установки ТГ-16 (ТГ-16М) поставить в положение «Запуск»;

— дать сигнал о начале запуска ТГ-16 (ТГ-16М) и, получив ответный сигнал, приступить к запуску;

— нажать кнопку «Запуск» и через 1,5—2 сек отпустить ее; при этом загорится зеленая лампа «Запуск идет»; одновременно с нажатием кнопки «Запуск» включить секундомер.

3. В процессе запуска:

— на 15—17-й сек должна загореться зеленая лампа «Давление масла в норме»;

— после начала запуска должна погаснуть сигнальная лампа «Запуск идет»:

а) для ТГ-16 — по достижении 29 000 об/мин, но не позже чем через 20 сек;

б) для ТГ-16М — по достижении 32 500 об/мин (93 %), но не позже чем через 30 сек;

Утверждено 20.07.73

Зарегистрировано

(дата)

- заброс температуры допускается, не более:
для ТГ-16 — 900°C с последующим снижением температуры до нормальной за время не более 3 сек;
для ТГ-16М в диапазоне высот до 2000 м — 850°C с последующим снижением температуры до нормальной за время не более 3 сек;
- заброс оборотов турбины допускается, не более:
для ТГ-16 — 35000 об/мин;
для ТГ-16М в диапазоне высот до 2000 м — 35 000 об/мин (100%).

Примечания: 1. Допускается в эксплуатации заброс оборотов ТГ-16 до 35600 об/мин не более 5 раз за ресурс: после пяти забросов установку снять с самолета.

2. При забросе оборотов ротора ТГ-16М выше 35600 об/мин (102%) турбогенератор подлежит переборке;

— время выхода установки на установившиеся рабочие обороты без нагрузки не должно превышать:

для ТГ-16 — 28 сек;

для ТГ-16М — 30 сек;

— рекомендуемые установившиеся рабочие обороты холостого хода без нагрузки:

для ТГ-16 — 31.000—33.500 об/мин; колебание оборотов ± 1250 об/мин;

для ТГ-16М в диапазоне высот до 2000 м — 31500—33 500 об/мин (90—96%); колебание оборотов ± 500 об/мин ($\pm 1,5$ %).

Предупреждения: 1. В случае если параметры установки выходят за допустимые пределы, запуск прекратить нажатием кнопки «Останов». Производить повторный запуск до полной остановки ротора ТГ-16 (ТГ-16М) ЗАПРЕЩАЕТСЯ. Следующий запуск производить только после выявления и устранения дефектов.

2. При запуске установки в случае невоспламенения основного топлива до 13-й сек запуск прекратить нажатием кнопки «Стоп»; после полной остановки ее ротора произвести холодную прокрутку.

В случае воспламенения основного топлива после нажатия кнопки «Стоп», о чем свидетельствует рост температуры выходящих газов, холодную прокрутку турбогенератора произвести сразу после отработки коробкой ТГ-16М цикла (пос-

ле погасания светосигнализатора «Запуск идет»), не дожидаясь остановки ротора турбогенератора.

3. При наличии «хлопка» при выходе на рабочие обороты (без превышения температуры выходящих газов) проверить установку повторным запуском. Если при повторном запуске «хлопка» нет, установку считать нормально отрегулированной, если есть «хлопок» — устранить дефект.

4. Запускать ТГ-16 в полете запрещается.

5. Разрешается запускать ТГ-16 (ТГ-16М) при движении самолета на земле со скоростью до 20 км/ч.

|

6. При температуре наружного воздуха ниже — 10°C необходимо прогреть установку двумя-тремя предварительными запусками (прожогами), для чего нажать и через 1,5—2 сек отпустить кнопку запуска, а по достижении 8 000—15 000 об/мин (в зависимости от заброса темпера-

Утверждено 20.07.73

Зарегистрировано

(Дата)

туры газа в выхлопном патрубке) прекратить запуск нажатием кнопки «Стоп». При температуре ниже -25°C установку следует предварительно прогреть горячим воздухом (не выше 80°C) через выхлопной патрубок.

7. При работе ТГ-16 (ТГ-16М) на бортсеть проверить напряжение генератора ГС-24А. Напряжение должно быть 28—29 в.

2.6.3. Холодная прокрутка установки ТГ-16 (ТГ-16М)

Холодная прокрутка производится после неудавшегося запуска установки ТГ-16 (ТГ-16М) и для продувки, если температура газов после выключения установки превышает: для ТГ-16 — 250°C , для ТГ-16М — 200°C , а также для охлаждения установки ТГ-16 (ТГ-16М) после запуска всех двигателей перед выруливанием на старт.

Для проведения холодной прокрутки необходимо:

— переключатель рода работы поставить в положение «Холодная прокрутка»;

— нажать и через 1,5—2 сек отпустить кнопку запуска (при этом должна загореться зеленая лампа «Запуск идет»).

Обороты холодной прокрутки должны быть не ниже 7500 в минуту (21,5%).

После 10 сек работы стартер автоматически отключится.

При необходимости холодная прокрутка прекращается нажатием кнопки «Останов».

Предупреждение. До полной остановки ротора повторное выполнять холодную прокрутку установки ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

2.6.4. Рекомендации по запуску двигателя АИ-20К (АИ-20М) от турбогенераторной установки

Предупреждение. Производить ложный запуск двигателя АИ-20К (АИ-20М) и холодную прокрутку двигателя с зафлюгированным винтом категорически ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

После выхода установки ТГ-16 (ТГ-16М) на рабочие обороты, перед запуском двигателей, необходимо:

— прогреть установку в течение 1 мин;

— если запуск установки ТГ-16 (ТГ-16М) производился от наземного источника питания, то перед запуском двигателя АИ-20К (АИ-20М) необходимо переключатель «Аэродром—Бортсеть» переложить в положение «Бортсеть».

Примечание. В момент переключки переключателя из положения «Аэродром» в положение «Бортсеть» возможен останов ТГ-16 (ТГ-16М) из-за кратковременного обесточивания топливного крана. В этом случае произвести повторный запуск ТГ-16 (ТГ-16М);

— дать команду отключить наземный источник электропитания;

— переключатель рода работы генератора на щитке управления ТГ-16 (ТГ-16М) поставить в положение «Генератор выключен».

Двигатели АИ-20К (АИ-20М) запускаются в обычном порядке, изложенном в гл. 2, разд. 2.6.5. При запуске двигателей штурман следит за температурой газов и оборотами установки. Максимальная температура газов на рабочих оборотах не должна превышать:

— для ТГ-16 — 720°C , не более чем при 15% запусков установки за ресурс допускается температура газов на рабочих оборотах 750°C ; при пиковых нагрузках допускается кратковременный заброс температуры до 780°C ;

— для ТГ-16М на высоте до 2000 м — 750°C .

— для ТГ-16 — 31000—33000 об/мин; допускается просадка оборотов при пиковых нагрузках до 29000 об/мин и колебание рабочих оборотов в пределах

— для ТГ-16М в диапазоне высот до 2000 м—31 500—33 500 об/мин (90—96%); минимально допустимая просадка оборотов 29 000 об/мин (83,3%) в течение не более 2 сек., колебания рабочих оборотов на 6-й ступени загрузки в пределах 350 об/мин ($\pm 1\%$).

Разрешается производить шесть запусков двигателя АИ-20К (АИ-20М).

Продолжительность работы на каждом запуске не более 70 сек. Интервалы между первыми четырьмя запусками — не менее 15 сек; пятый и шестой запуски производить после охлаждения установки в течение не менее 2 мин. При этом время работы установки ТГ-16 (ТГ-16М) не должно превышать 12 мин.

Перед повторными запусками двигателей АИ-20К (АИ-20М) от установки ТГ-16 (ТГ-16М) перед остановкой установки необходимо проработать 3 мин на холо-

стом ходу для охлаждения генератора, после чего сделать перерыв на 12 мин для охлаждения установки. После второго этапа должен быть перерыв до полного охлаждения установки.

Во время всей работы установки лампа «Давление масла в норме» должна гореть.

На установках ТГ-16 (ТГ-16М) последних серий имеется центробежный выключатель ВЦ-40, который сигнализирует о выходе установки на рабочие обороты 32 500 об/мин (93%) — гаснет лампа «Запуск идет», о просадке оборотов 29000-1000 об/мин (83,3%) — загорается лампа «Запуск идет»; аварийно отключает установку при $38\ 000 \pm 1400$ об/мин ($108,5 \pm 4\%$).

Примечание. После срабатывания аварийной системы отключения при достижении оборотов $38\ 000 \pm 1400$ об/мин ($108,5 \pm 4\%$) установку необходимо снять с эксплуатации.

Вместе с ВС-40 на указанных установках используются:

— ограничитель-мощности ОМ-16Т для ограничения мощности снимаемой с ГС-24 при запуске АИ-20К (АИ-20М)

— автомат останова двигателя АОД-20 для снятия нагрузки с ГС-24 и выключения двигателя АИ-20К (АИ-20М) при снижении оборотов установки до 29000 об/мин (83,3%).

Примечание. При запуске двигателя АИ-20К (АИ-20М) в случае просадки оборотов установки ТГ-16 (ТГ-16М) с ВЦ-40 ниже 29000-1000 об/мин (83,3%) запускаемый двигатель останавливается автоматом останова: АОД-20 по сигналу центробежного выключателя ВЦ-40 установки.

При этом загорается красная лампа «АОД-20 сработал», сигнализирующая о просадке оборотов установки, гаснет зеленая лампа «Запуск идет», двигатель АИ-20К (АИ-20М) останавливается;

Предупреждения. 1. При загорании лампы «АОД-20 сработал» необходимо продублировать останов двигателя вручную. Для этого выключатель останова поставить в положение «Останов», закрыть пожарный кран и отключить стартер-генераторы нажатием кнопки «Отключение стартеров».

2. При останове двигателя автоматом АОД-20 необходимо после 60-й сек. с момента загорания лампы «АОД-20 сработал» произвести холодную прокрутку двигателя для продувки камеры сгорания.

3. До выяснения причины срабатывания АОД-20 повторный запуск не производить.

10

декабря.76

г.

83

При холодной, прокрутке и в некоторых случаях при запуске двигателей от ТГ-16 (ТГ-16М) с ВЦ-40 загорается сигнальная лампа «ОМ-16Т сработал». Включение сигнальной лампы допустимо; оно свидетельствует о повышении мощности ГС-24 на 5-й ступени свыше $82+3$ квт.

2.6.5. ЗАПУСК

Предупреждение. Перед началом запуска основных двигателей от ТГ-16М убедиться в том, что выключатель генератора ГС-24А установлен в положение «Выключен генератор».

1. Переключатель выбора двигателей установить в положение запускаемого двигателя.

2. Нажать и через 2—3 сек. отпустить кнопку запуска и одновременно, включить секундомер. После нажатия кнопки запуска, в работу вступает система автоматики запуска, загорается зеленая лампа «Идет запуск». Двигатель должен выйти на обороты малого газа за время не более 120 сек.

На графике (рис.17)приведены рекомендуемые максимальные температуры газов за турбиной в зависимости от температуры наружного воздуха при запуске двигателя.

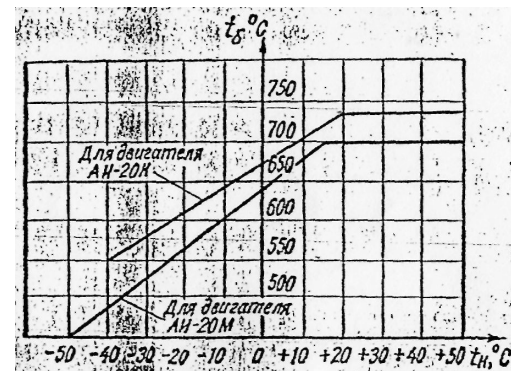


Рис. 17. Рекомендуемые максимальные температуры газов за турбиной в зависимости от температуры наружного воздуха при запуске двигателя.

сти от температуры наружного воздуха при запуске двигателей АИ-20К и АИ-20М.

Примечание. При интенсивном росте температуры газа за турбиной в начале запуска рекомендуется производить предварительный перепуск топлива, не допуская повышения температуры газов до 750°С. Для этого при достижении температуры газов за турбиной 300—400°С необходимо нажать кнопку перепуска топлива и удерживать ее в таком положении до прекращения резкого роста температуры газов за турбиной, не допуская прекращения нарастания оборотов.

После прекращения роста температуры газов за турбиной кнопку перепуска топлива отпустить.

В дальнейшем пользоваться кнопкой перепуска топлива так, как указано выше. Если при пользовании кнопкой перепуска топлива температура газов за турбиной стремится превысить 750°С, запуск двигателя прекратить.

3. Выход двигателя на обороты малого газа после нажатия пусковой кнопки осуществляется в следующем порядке:

а) подается питание: -

— на стартер-генератор (в целях исключения больших ударных нагрузок в первый момент питание на стартер-генераторы подается через пусковые сопротивления);

— на пусковые катушки (при этом начинается «тренировка» свечей);

— к электрическому клапану полной срезки топлива КТА;

б) через 9 сек подается напряжение к электромагнитному клапану пускового топлива; пусковое топливо начинает поступать в камеру сгорания и воспламеняется;

в) через 20 сек обесточивается электромагнитный клапан полной срезки топлива КТА и рабочее топливо начинает поступать в камеру сгорания, где оно воспламеняется от факела пускового топлива;

начиная с 20 сек, раскрутка двигателя производится стартер-генератором совместно с турбиной;

г) через 25 сек обесточивается электромагнитный клапан пускового топлива, вследствие чего прекращается подача пускового топлива в камеру сгорания и выключаются катушки зажигания;

напряжение на шине запуска изменяется по времени в процессе запуска следующим образом (табл.8):

Утверждено 20.07.73

Зарегистрировано

. (дата)

Таблица 8

Изменение напряжения на шине в процессе запуска от системы СПЗ-4ТГ

Время, сек	Источник питания	
	бортовой турбогенератор	АПА-35-2М, АПА-50
3,5	Шунтируется пусковое сопротивление. Напряжение на шине запуска 20—26 в.	С момента нажатия на кнопку запуска в течение 25 сек происходит плавное повышение напряжения от 0 до 70 в.
9	Напряжение на шине запуска повышается до 29—36 в. Включается РУТ-600Д-2.	
15	Напряжение на шине запуска повышается до 39—47 в. Выключается РУТ-600Д-2.	
20	Напряжение на шине запуска повышается до 43—51 в.	
25	Напряжение на шине запуска повышается до 51—60 в.	
Контрольная точка П _н =31% (4000 об/мин)	Величина тока, потребляемого одним СТГ-12, 360—460 а. Напряжение на шине запуска 50—60 в.	В остальном процесс протекает так же, как и при запуске от бортового турбогенератора. РУТ-600Д-2 выключается только на 20-й сек.

д) по достижении двигателем 42—46% оборотов за время менее 70 сек с начала запуска автоматически по команде от электрогидравлического выключателя отключаются стартер-генераторы;

если по достижении двигателем 46% оборотов (5900 об/мин) стартер-генераторы автоматически не отключаются, отключить их вручную, для чего необходимо кратковременно нажать кнопку отключения стартеров;

если на 70-й сек с начала запуска двигатель не достигнет оборотов срабатывания электрогидравлического выключателя стартер-генераторов, стартер-генераторы на 70 сек отключаются по времени по команде от программного механизма автоматики запуска;

при отключении стартер-генераторов по оборотам или по времени прекращает работу система электроавторма-

Утверждено 20.07.73

Зарегистрировано

(дата) .

Утверждено 20.07.73

Зарегистрировано

(дата)

тики запуска (гаснет сигнальная лампа работы системы электроавтоматики запуска).

Предупреждение. В случае отключения стартер-генераторов на оборотах выше 46%, СТГ-12ТМО могут быть допущены к дальнейшей эксплуатации после выполнения работ по методике, изложенной в циркуляре 27/2-2195 от 21/11.62 г.

4. На 8% оборотов открываются клапаны перепуска воздуха за 8-й ступенью компрессора.

На 72,5—74% оборотов закрываются клапаны перепуска воздуха за 8-й ступенью, а при 88—89% оборотов— за 5-й ступенью компрессора.

По времени в пределах 120 сек с начала запуска двигателя выходит на обороты малого газа 80,5—82,5%.

На режиме малого газа давление масла должно быть не менее 4 кг/см².

В процессе выхода двигателей на режим малого газа должны загореться нижние четыре красные лампы, сигнализирующие о повышении давления в канале МШ. В этом случае будут гореть все восемь красных ламп (винты сняты с упора) и погаснут сигнальные лампы в кнопке КФЛ-37.

После запуска всех четырех двигателей главный выключатель системы запуска поставить в положение «Выключено».

Предупреждение. Запуск двигателя прекратить, если:

- преждевременно отключились стартер-генераторы;
- температура газов, несмотря на использование кнопки перепуска топлива, стремится превысить 750°C;
- установившееся напряжение при запуске падает ниже 16 в;
- двигатель не выходит на обороты малого газа через 120 сек после нажатия пусковой кнопки;
- через 30 сек топливо не воспламенилось, о чем свидетельствует отсутствие температуры газов;
- через 30 сек с начала запуска не увеличилось давление масла в двигателе;
- прекратилось нарастание оборотов в процессе запуска (двигатель «завис»);
- через 60 сек с начала работы двигателя на малом газе давление масла не достигло 4 кг/см².

Для прекращения запуска необходимо выключатель останова поставить в положение «Останов», закрыть пожарный кран и отключить стартер-генераторы. После выключения двигателя РУД не перемещать до тех пор, пока ротор двигателя не остановится полностью; до выяснения причин неудавшегося запуска повторный запуск не производить;

— загорелась красная лампа «Отказ СТГ» до 9-й сек (погасла зеленая лампа «Запуск идет»);

— загорелась красная лампа «Отказ СТГ» после 9-й сек (разность токов по амперметрам контроля СТГ превышает 450—500 а);

— сработал автомат АОД-20 (загорелась красная лампа «АОД-20 сработал»).

Примечание. Для устранения зависания или при медленном росте оборотов двигателя во время запуска после отключения СТГ при температуре окружающего воздуха выше +25°C рекомендуется на оборотах 30—50% устанавливать РУД в положение 30° по УПРТ.

Если двигатель достиг оборотов малого газа 80,5—82,5% плавно убрать РУД в положение «0°» по УПРТ. При этом число оборотов может снизиться ниже 80,5—82,5%. Для поддержания оборотов 80,5—82,5% необходимо изменить положение РУД на столько, чтобы число оборотов малого газа не снижалось.

5. После неудавшегося запуска, когда в двигатель подавалось топливо, но не произошло его воспламенения, очередной запуск осуществлять только после продувки двигателя холодной прокруткой от стартер-генераторов.

Разрешается производить пять запусков двигателя, следующих один за другим, с перерывами между запусками не менее 3 мин при работе стартер-генераторов не более 60 сек или четыре запуска при работе стартер-генераторов не более 70 сек, после чего необходимо сделать перерыв для охлаждения стартер-генераторов на 30 мин.

Общее количество запусков на самолет допускается не более пяти, следующих один за другим, или не более восьми с интервалом между запусками не менее 3 мин. Далее сделать перерыв для охлаждения на 15 мин и только потом цикл можно повторить.

Для выполнения холодной прокрутки необходимо установить:

- переключатель в положение «Холодная прокрутка»;
 - главный выключатель запуска в положение «Включено»;
 - выключатель крана останова в положение «Останов»;
 - РУД в положение земного малого газа;
 - переключатель выбора двигателя в положение двигателя, на котором производится холодная прокрутка.
- Затем следует дать сигнал, предупреждающий о прокрутке двигателя, и нажать кнопку «Запуск двигателя».

После нажатия кнопки «Запуск двигателя» стартер-генераторы раскручивают двигатель до оборотов 14—

21 % и отключается автоматически через 30 сек. Для преждевременного отключения стартер-генераторов нажать кнопку «Отключение стартеров».

6. После запуска двигателя в маслобаке должно быть не менее 15 л масла.

Примечание. Допустимый уход масла из маслобака в запущенный двигатель не более 13—17 л (как на земле, так и в полете).

7. Для запуска последующего двигателя переставить переключатель на очередной двигатель и запускать в порядке, указанном в пп. 1—5 разд. 2.6.5 настоящей главы. Последующий двигатель разрешается запускать только после выхода предыдущего двигателя на обороты земного малого газа.

8. После выхода запущенного двигателя на режим малого газа включить выключатели генераторов постоянного тока СГ-12ТМО этого двигателя.

Предупреждения: 1. До выхода двигателя на обороты малого газа генераторы постоянного тока СГ-12ТМО не включать.
2. Несвоевременное включение генераторов постоянного тока первого запущенного двигателя приводит к неоправданному разряду бортовых аккумуляторов во время запуска двигателей.

После запуска всех двигателей убедиться, что все выключатели генераторов постоянного тока включены. Поочередным кратковременным отключением генераторов постоянного тока проверить работоспособность (по напряжению) каждого генератора и всех восьми генераторов при их совместной работе.

Включить все генераторы переменного тока СГО-12 (СГО-8) для проверки их работы и работы самолетного оборудования; проверить работу РТМС.

9. Включить аппаратуру ИВ-41.

2.6.6. Останов установки ТГ-16 (ТГ-16М)

Не менее чем через 30 сек после запуска всех двигателей выключить установку. ТГ-16 нажатием кнопки «Останов». Произвести холодную прокрутку для охлаждения установки. Установка ТГ-16М перед нажатием кнопки «Останов» должна 2 мин проработать на оборотах холостого хода.

Если температура выхлопных газов превышает:

— для ТГ-16 250 °С — произвести повторную холодную прокрутку;

— для ТГ-16М 200 °С — произвести повторную холодную прокрутку.

После охлаждения установки закрыть жалюзи,

Аварийное выключение установки при запуске производится в случае:

— повышения температуры выходящих газов свыше 850 °С на высотах до 2 000 м и свыше 900 °С на высотах более 2 000 м;

— увеличения оборотов выше;

для ТГ-16 — 35 000 об/мин;

для ТГ-16М — 35 600 об/мин;

— просадки оборотов установки ниже 29 000 об/мин (83%);

— погасания светосигнализатора давления масла;

— появления посторонних звуков, не характерных для работы установки.

Предупреждение. Перед аварийным выключением установки при запуске двигателя АИ-20 необходимо немедленно прекратить запуск двигателя и выключить установку. Переключатель рода работы генератора на щитке управления ТГ-16 (ТГ-16М) поставить в положение «Выключен генератор».

2.6.7. Прогрев и опробование двигателей

Прогрев и опробование двигателей в соответствии с графиком опробования, приведенным на рис. 18, производится:

— при подготовке самолета к полету после стоянки его свыше 10 сут (время стоянки самолета — время, прошедшее после посадки самолета или после последнего опробования двигателей в соответствии с графиком, до очередного вылета самолета);

— после установки двигателя на самолет и выполнения регулировок;

— после выполнения регламентных работ по периодическим формам.

Опробование двигателей в полном объеме экипажем перед полетом в соответствии с графиком (см. рис. 18) не производится (дано для сведения).

Порядок выполнения операций следующий:

1. На режиме земного малого газа прогреть двигатель до температуры масла на входе в двигатель не ниже + 20 °С:

Примечание. После длительного перерыва в работе двигателя (свыше 5 ч) прогревать двигатель на режиме земного малого газа

2. Прогреть масло во втулке винта, для чего необходимо изменить режим работы двигателя от малого газа до режима 0,6 номинальной мощности.

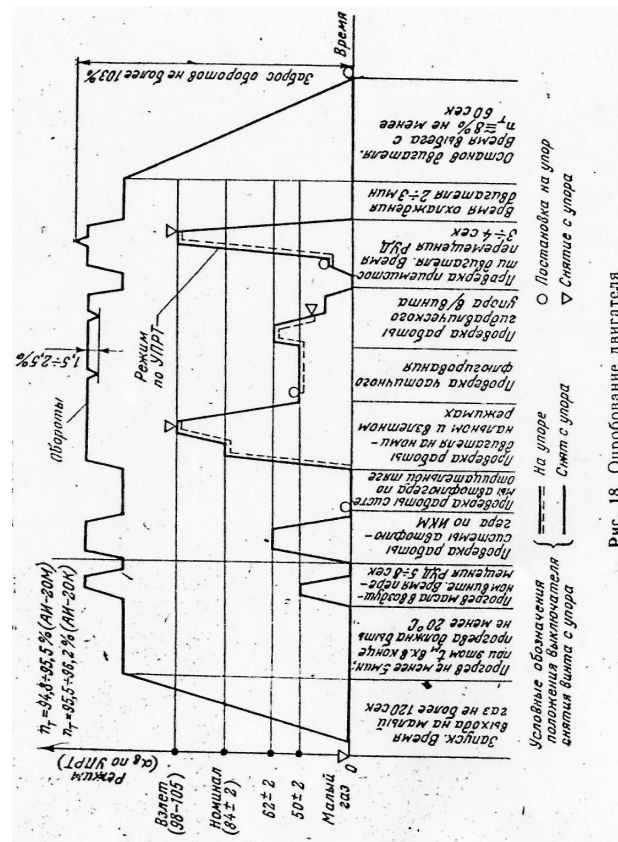


Рис. 18. Опробование двигателя

($50 \pm 2^\circ$ по УПРТ) и снова до малого газа (0° по УПРТ). Время перемещения РУД от малого газа до 0,6 номинальной мощности — 5—8 сек.

3. Проверить работу системы автоматического флюгирования по ИКМ, для чего:

— установить режим работы двигателя не ниже 0,7 номинальной мощности ($61\text{—}63^\circ$ по УПРТ); при этом должна загореться зеленая лампа «Готовность автофлюгера»;

— выключатель снятия лопастей воздушного винта с упора поставить в положение «Винт снят с упора»;

— включить нажимной выключатель проверки аппаратуры автоматического флюгирования по ИКМ;

— перевести рычаг управления двигателем в положение малого газа (0° по УПРТ); после перехода двигателей на режим «Земной малый газ» при падении давления масла в ИКМ ниже 10 кг/см^2 должны загореться лампы в КФЛ-37 и лампы работы флюгер-насоса, а лопасти винта должны перейти на минимальный угол; при этом двигатель продолжает нормально работать на малом газе;

— после загорания лампы работы флюгер-насоса выключить нажимной выключатель проверки системы автоматического флюгирования по ИКМ; при этом лампы работы флюгер насоса и КФЛ-37 должны гореть.

Предупреждение. Если после выключения нажимного выключателя проверки системы флюгирования по ИКМ начнется флюгирование лопастей винта без выключения подачи топлива (падение оборотов, рост температуры газов), необходимо немедленно прекратить подачу топлива в двигатель, для чего выключатель останова двигателя поставить в положение «Останов».

После отработки цикла работы флюгер-насоса гаснут лампы работы флюгер-насоса и в КФЛ-37.

4. Проверить срабатывание сигнализации появления отрицательной тяги, для чего:

— установить режим земного малого газа (0° по УПРТ);

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

— нажать выключатель проверки системы автофлюгера по отрицательной тяге; исправность датчика автофлюгера по отрицательной тяге контролируется по загоранию лампы сигнализации в кнопке-флюгирования КФЛ-37;

— отпустить выключатель проверки системы автофлюгера по отрицательной тяге; при этом лампа в кнопке КФЛ-37 должна погаснуть.

5. Проверить работу двигателя на всех режимах. Для этого плавно перевести рычаг РУД до номинального режима (84° по УПРТ), кратковременно (на 10—15 сек) задержаться на этом режиме для проверки по-

Утверждено 20.07.73

Зарегистрировано

(дата)

казаний приборов, а затем повысить режим до взлетного и проверить показания приборов.

Значения параметров работы двигателя по режимам представлены в табл. 4.

Примечания: 1. Если при проверке работы двигателя виброперегрузки по аппаратуре ИВ-41 превысят допустимые значения, необходимо проверить аппаратуру встроенным контролем в соответствии с разд. 6.11.1. гл. 6 настоящего Руководства. Если аппаратура ИВ-41 исправна, то при указанной величине виброперегрузки полет запрещается.

2. При отработке межремонтного ресурса двигателя одностороннее изменение виброперегрузки на земле и в полете на эшелоне не должно превышать 2,5 g относительно начальных значений, замеренных соответственно на земле и в полете в начале эксплуатации двигателя.

При превышении данного ограничения эксплуатация двигателя допустима до конца рейса, после чего его необходимо снять с самолета, предварительно убедившись в исправности аппаратуры ИВ-41.

6. Проверить работу аппаратуры флюгирования лопастей винта кнопкой частичного флюгирования, для чего:

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

- выключатель снятия лопастей воздушного винта с упора поставить в положение «Винт на упоре»;

- кратковременно, на 0,5—1 сек, нажать кнопку частичного флюгирования; обороты двигателя при этом должны упасть на 1,5—2%; после отпущения кнопки обороты должны восстановиться до равновесных; при нажатии кнопки должна гореть зеленая лампа сигнализации работы флюгер-насоса.

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

7. Проверить работу гидравлического упора винт для чего:

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

- плавно перевести РУД из режима 0,6 номинального до падения оборотов двигателя с равно-

весных 95,5—96,2% для АИ-20К и с 94,8—95,5% для АИ-20М до 93%; затем выключатель снятия винта с упора поставить в положение «Снят с упора», в результате чего обороты двигателя должны восстановиться до равновесных.

Кроме того, постановку винта на упор проверить по сигнальным лампам давления масла в каналах ФШ и МШ.

При нормальной работе системы лампы сигнализации падения давления масла в канале ФШ и давления в канале МШ не горят, если выключатель снятия винта с упора стоит в положении «Винт на упоре»; обе лампы загораются при снятии винта с упора.

Примечание. Если при температуре наружного воздуха -40°C и ниже обороты двигателя не восстанавливаются, необходимо повторно проверить постановку винта на упор, предварительно увеличив газ до 60° по УПРТ.

8. Проверить приемистость двигателя:

- установить режим малого газа — 0° по УПРТ;

- плавно перевести РУД из положения 0° по УПРТ до получения равновесных оборотов;

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

- плавно за 3—4 сек, перевести рычаг управления двигателем в положение взлетного режима — $98—104^\circ$ по УПРТ; заброс оборотов при проверке приемистости не должен превышать 103%; время приемистости не должно превышать 20 сек; это время определяется с начала перевода РУД во взлетный режим до достижения устойчивого максимального давления топлива перед рабочими форсунками и давления в измерителе крутящего момента.

Примечание. При проверке приемистости двигателя АИ-20М допускается кратковременное (в течение 0,5—1,0 сек) мигание лампы, сигнализации минимально допустимого давления масла на входе в двигатель.

Утверждено 20.07.73

Зарегистрировано

(дата)

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

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

Предупреждение. Снижать режим работы двигателя при положении воздушного винта на упоре до падения оборотов ниже 93% ЗАПРЕЩАЕТСЯ, так как это приводит к повышению температуры газов, что может вызвать помпаж и выход двигателя из строя.

9. По окончании проверки работы двигателя перед его выключением необходимо двигатель охладить на режиме «Земной малый газ» в течение 2—3 мин. Прове-

див наличие напряжения на каждом генераторе, убедиться в целостности предельной муфты привода СГП-12ТМО.

Предупреждение. Запуск двигателя при срезанной муфте ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

10. Выключить генераторы проверяемого двигателя и проверить напряжение бортсети самолета (должно быть не менее 24 в).

11. Остановить двигатель выключателем останова, поставив его в положение «Останов», закрыть пожарный кран.

Примечание. При выключении двигателя или при прекращении запуска в случае несрабатывания клапана «Останов», что определяется по наличию топлива перед форсунками и росту температуры газов за турбиной, двигатель необходимо остановить краном аварийного гидроостанова и флюгирования. Для этого надо вытянуть ручку аварийного флюгирования и оставить ее в вытянутом положении до полной остановки двигателя. При вторичном запуске двигателя ручку останова поставить в исходное положение.

12. Замерить время выбега двигателя с 1000 об/мин (8%) до полной остановки ротора. Время выбега должно быть не менее 60 сек.

13. После полкой остановки двигателя выключатель останова перевести в рабочее положение, переключатель снятия винта с упора поставить в положение «Винт на упоре».

Предупреждение. До полного останова двигателя ЗАПРЕЩАЕТСЯ:

— переводить выключатель останова двигателя в рабочее положение;

— отключать электропитание бортсети самолета.

После выключения двигателя РУД не перемещать до тех пор, пока ротор двигателя не остановится полностью.

Примечание. В исключительных случаях двигатель может быть остановлен с любого режима без предварительного охлаждения. После такого останова необходимо проверить легкость вращения ротора двигателя, проворачивая его за лопасти воздушного винта по ходу вращения. При тугом вращении ротора двигателя последующий его запуск производить только после охлаждения до получения свободного вращения ротора. Тугое вращение ротора охлажденного двигателя не допускается.

Утверждено 20.07.73

Зарегистрировано

(дата)

14. При работе двигателя на земле во всех случаях загорания сигнальной лампы «Стопорение винтов и стружка в двигателе» двигатель необходимо остановить. До выяснения неисправности повторный запуск двигателя запрещается.

15. После останова двигателя открыть крышки капота и проверить, нет ли течи керосина и масла. Если непосредственно после пробы двигателя не предстоит полет, закрыть заглушками входной канал и газоотводную трубу.

При снегопаде во избежание образования льда в воздухозаборниках двигателей после опробования двигателей сразу же закрыть заглушками входной канал и канал маслорадиатора, закрыть створки масдорадиатора.

Глава 3

ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА

3.1. Работы перед рулением	99
3.2. Руление	99
3.3. Подготовка к взлету	102
3.4. Взлет	104
3.5. Взлет на номинальном режиме работы двигателей (для учебных и тренировочных полетов)	107
3.6. Взлет при боковом ветре	109
3.7. Взлет при встречном и попутном ветре	109
3.8. Набор высоты	109
3.9. Горизонтальный полет	112
3.10. Снижение	118
3.11. Расчет захода на посадку и посадки	121
3.12. Посадка с весом, превосходящим максимально допустимый посадочный вес	123
3.13. Посадка при боковом ветре	124
3.14. Посадка при встречном и попутном ветре	124
3.15. Уход на второй круг	125
3.16. Заруливание на стоянку и останов двигателей	126
3.17. Ночные полеты	127

Глава 3

ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА

3.1. РАБОТЫ ПЕРЕД РУЛЕНИЕМ

Проверить готовность самолета согласно карте контрольной проверки перед рулением. После запуска двигателей переключатель «Контроль МСРП-12» поставить в верхнее положение. Руление и вылет самолета с неисправным МСРП-12 запрещается.

Разрешается (по согласованию с диспетчером) руление на предварительный старт осуществлять на двух внутренних 2-м и 3-м работающих двигателях. Запускать крайние двигатели на предварительном старте или в другом, специально отведенном месте, при наличии связи экипажа с техником по запуску, а также при наличии противопожарных средств.

3.2. РУЛЕНИЕ

Перед рулением двигатель должен быть прогрет на режиме земного малого газа (0° по УПРТ), как указано в п. 2.6.7.

1. Проверить, включено ли управление передней ногой шасси.

2. Убедиться, что:

— переключатели упора винтов стоят в положении «СНЯТ С УПОРА» (горят восемь красных сигнальных ламп);

— главный выключатель системы запуска стоит в положении «ВЫКЛЮЧЕНО»;

— четыре лампы под трафаретом «Горит — стружка в масле» — не горят.

3. Освободить колеса самолета от стояночного тормоза и проверить давление в основных тормозах по манометрам; увеличить режим работы двигателей с таким расчетом, чтобы самолет сдвинулся с места. После начала движения изменять режим работы двигателей со-

размерно со скоростью руления и применять по мере необходимости тормоза.

Предупреждения: 1. Не допускать руления по РД, ВПП и грунту, засоренным камнями, грязью, кусками льда и посторонними предметами.

2. Режим работы двигателей при рулении устанавливать по необходимости, однако обороты двигателей при этом должны быть либо равновесными (95,5—98,2 % для двигателя АИ-20К; 94,8—95,5 % для двигателя АИ-20М); либо соответствовать оборотам «земной малый газ» (80,5—82,5%). В ином случае на двигателе самопроизвольно закрываются и открываются клапаны перепуска воздуха из компрессора, что может привести к неустойчивой работе.

3. При эксплуатации самолета в грузовом варианте руление с незакрепленным грузом в грузовой кабине и багажниках ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

4. Температура масла на входе в двигатель при рулении на режимах 0,2 номинального и ниже при полностью открытых створках масляного радиатора не должна превышать 100°C. В отдельных случаях разрешается работать при температуре масла на входе в двигатель 100°C не более 15 мин, а также начинать взлет.

5. Время непрерывной работы двигателей на режиме малого газа на старте и при рулении не должно превышать 30 мин. При рулении на грунте пользоваться в основном внешними двигателями.

6. Если при рулении самолета необходимо изменить обороты двигателей с земного малого газа на повышенный режим, РУД переводить плавно.

За. При рулении по РД (или ВПП) с известным азимутом на исполнительный старт (руление выполняется возможно точнее по оси) произвести выставку курса: — переключатель на пульте управления «ОСН—ЗАП» — установите в положение «ОСН».

— переключатель на пульте управления «ЗАДАТЧИК КУРСА» — установите значение магнитного (или истинного) азимута данной РД (или ВПП) на шкале курса УШ.

После выполнения указанных операций курсовая система готова к взлету и выставка ее на исполнительном старте не требуется.

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

4. Развороты при рулении выполнять, управляя поворотом колес передней опоры самолета и применяя, по мере необходимости, тормоза. При остановках на рулении не оставлять передние колеса в крайнем повернутом положении. Радиус разворота должен быть не менее половины размаха крыла (19 л).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. РАЗВОРОТЫ НА СКОРОСТИ СВЫШЕ 40 КМ/Ч ЗАПРЕЩАЮТСЯ.

2. ОТКЛОНЕНИЕ ОТ ДОПУСТИМЫХ РАДИУСОВ В СТОРОНУ ИХ УМЕНЬШЕНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ПОЛОМКЕ ШАССИ.

3. РАЗВОРОТ САМОЛЕТА ВОКРУГ НЕПОДВИЖНОЙ ТЕЛЕЖКИ ГЛАВНОГО ШАССИ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

5. ВКЛЮЧИТЬ обогрев стекол кабины экипажа на режим «Слабо».

6. При каждой смене экипажа перед первым вылетом на предвзлетном старте или в другом специально отведенном месте, обеспечивающем безопасную пробу двигателей, в том числе внешних, проверять работоспособность системы автоматического флюгирования воздушных винтов по ИКМ.

При последующих полетах экипажа в течение суток на данном самолете указанную проверку не производить.

Примечание. При учебных и тренировочных полетах проверку производить в начале летного дня.

Проверку производить одновременно на двух симметрично работающих двигателях (сначала внешних, затем внутренних), для чего:

— проверить исправность лампы «Готовность автофлюгера по ИКМ» нажатием кнопки проверки ламп.

При нормальной работе двигателя (параметры его соответствуют установленному режиму) и негорящей исправной лампе «Готовность автофлюгера по ИКМ» можно продолжать полет, уделяя данному двигателю больше внимания; при этом следует помнить, что система автоматического флюгирования по ИКМ может не сработать при отказе двигателя.

9. Минимальная температура входящего масла перед взлетом и на всех этапах полета должна быть не ниже $+50^{\circ}\text{C}$.

(После прогрева масла на входе до $+50^{\circ}\text{C}$ перевести двигателя на режим 0,6 номинального и обратно для прогрева цилиндрических групп воздушных винтов.

10. Перед вырубиванием на исполнительный старт выпустить закрылки на угол 15° , вынуть шпильку предохранителя кнопок шасси из гнезда и открыть крышку аварийного флюгирования.

11. При рулении и развороте самолета убедиться, что:

— все авиагоризонты не изменяют показаний крена и тангажа, стрелка ЭУП-53 отклоняется в сторону разворота. На самолете с блоком БКК-18 не горят табло «Отказ АГД-1», «Нет контр. АГ» и лампа на указателе АГД-1 С, убраны флажки на ПП-75;

— указатели курсовой системы показывают изменение курса при разворотах;

— зеленая лампа сигнализации нормальной работы выключателя коррекции ВК-53РШ на прямолинейных участках руления не горит (может кратковременно загораться при разворотах самолета).

На самолетах, доработанных по бюллетеню № 907-ДМ, две зеленые лампы не горят.

Примечание. На самолетах, оборудованных тремя выключателями коррекции, сигнализация их работы отсутствует;

— красная сигнальная лампа на указателе АГД-1 не горит.

При нарушении любого из этих требований дальнейшего руления на исполнительный старт прекратить и запросить разрешение вернуться на стоянку.

12. Убедиться, что рули и элероны расстопорены (см. 6.2.2.Б).

13. Руление при ветре более 15 м/с производить с застопоренными рулями и элеронами. Рули расстопоривать на исполнительном старте.

Примечание. Во избежание повреждений стопорных механизмов усилий к педалям, колонке и штурвалу не прикладывать.

14. На рулении перед предварительным стартом переключатель сигнализации заданной высоты радиовысотомера установить на значение 100 м.

3.4. ВЗЛЕТ

3.4.1. Взлет с тормозов

На взлете экипаж должен внимательно наблюдать за поведением самолета и показаниями приборов, контролирующих работу двигателей; при появлении признаков отказа силовой установки (гл. 5, разд. 5.11) немедленно зафлюгировать винт неисправного двигателя, действуя согласно указаниям гл. 5 настоящего Руководства.

Взлет производится в такой последовательности:

1. Удерживая самолет на тормозах, плавно, за 5—8 сек, перевести рычаги управления двумя внешними двигателями на взлетный режим. Бортмеханик должен доложить командиру корабля, что внешние двигатели вышли на взлетный режим.

2. Плавно, за 5—8 сек, перевести рычаги управления внутренними двигателями на взлетный режим. Бортмеханик должен доложить командиру корабля о выходе двигателей на взлетный режим.

Предупреждение. Взлетный режим разрешается применять только для взлета самолета до высоты круга и для ухода на второй круг.

3. Плавно отпустить тормоза.

4. После перевода двигателей на взлетный режим бортмеханик удерживает РУД в крайнем переднем положении до скорости принятия решения V_1 , будучи готовым по команде командира корабля убрать взлетный режим.

По достижении скорости принятия решения бортмеханик контрит РУД.

5. Разбег самолета производить с прижатой передней опорой самолета до скорости подъема передней опоры V_R .

Выдерживать направление взлета в первой половине разбега ручным управлением передней опорой самолета, а по мере увеличения скорости — и рулем поворота.

Штурман в период взлета называет скорость принятия решения V_1 , скорость подъема передней опоры самолета V_R , скорость отрыва $V_{отр}$ и скорость набора до высоты круга согласно схеме аэродрома, но не менее 250 км/ч ($V_2 + 15$ км/ч — при взлете с аэродромов, имеющих ограничение по шуму, и $V_2 + 30$ км/ч — при взлете с аэродромов, не имеющих ограничений по шуму).

Другие разговоры в период взлета запрещаются, кроме сообщений о неисправностях, которые могут угрожать безопасности взлета.

6. По достижении скорости подъема передней опоры самолета выключить управление передней опорой и энергичным, но не резким движением штурвала поднять переднюю опору с таким темпом, чтобы вывести самолет на взлетный угол тангажа 4—5° к моменту отрыва самолета от ВПП. При этом к моменту отрыва скорость самолета возрастает примерно на 10—15 км/ч по сравнению со скоростью в момент начала подъема передней опоры.

7. После отрыва продолжить разгон самолета с набором высоты до достижения безопасной скорости взлета V_2 . Безопасная скорость должна быть достигнута вблизи земли (до высоты 10 м).

8. В процессе разгона самолета до безопасной скорости на высоте не менее 5 м убрать шасси.

9. Произвести разгон самолета до скорости $V_2 + 30$ км/ч (но не менее 270 км/ч) и продолжить набор с неизменным положением закрылков до высоты не менее 120 м.

На высоте 120 м убрать и законтрить закрылки на скорости не менее 290—300 км/ч и продолжить набор высоты с разгоном до скорости 390 км/ч.

Внимание! Если во время уборки закрылков сработает сигнализация «Опасная высота», уборку закрылков прекратить и продолжить только после набора установленной высоты.

Предупреждения: 1. Во время уборки закрылков следует быть внимательным. Если при уборке закрылков самолет начнет крениться, необходимо сразу же приостановить уборку закрылков и осуществить посадку с закрылками, выпущенными в положение, при котором началось кренение.

2. Убирать закрылки и снижать взлетный режим на разворотах ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

3. Если в процессе уборки закрылков необходимо выполнить разворот, то следует приостановить уборку и продолжить ее после завершения разворота.

Убедиться, что фиксатор уборки закрылков застопорен замком. В этом положении ручка должна находиться в течение всего полета, до момента выпуска закрылков при заходе на посадку.

11. На высоте 400 м при отсутствии крена и за время 4—6сек. перевести на номинальный режим работы сначала внутренние, а затем внешние двигатели; включить высотную систему, переключатели управления заслонками масляных радиаторов поставить в положение «Автомат», если перед взлетом автомата была отключена. Закрыть крышку аварийного флюгирования.

12. Если взлет производится с аэродрома, на котором установлены ограничения по шуму на местности, или требуется обеспечить крутую траекторию взлета, необходимо по достижении безопасной скорости V_2 перевести самолет в режим набора высоты, разогнать его до скорости V_2+15 км/ч (но не менее 250 км/ч) и продолжить набор с постоянной скоростью и неизменным положением закрылков до высоты 400 м или до высоты круга согласно схеме аэродрома. Разрешается выполнять первый разворот с закрылками, выпущенными на угол 15° , на скорости не менее 280 км/ч

13. По достижении высоты, указанной в п. 12 разд. 3.4, перевести самолет в разгон и на скорости V_2+30 км/ч (но не менее 290—300 км/ч) убрать и законтрить закрылки.

14. Перед входом в облачность после взлета командир корабля обязан убедиться в нормальной работе авиагоризонтов. Для этого необходимо произвести небольшое покачивание самолета с креном до 5° . При нормальной работе все три указателя авиагоризонтов должны без запаздывания реагировать на изменение положения самолета и показывать одинаковые углы крена и тангажа самолета. Расхождение показаний на угол более 2° свидетельствует о неисправности одного из авиагоризонтов.

15. При пересечении высоты перехода, указанного на схеме набора высоты, и выходе из района аэродрома установить барометрические шкалы высотомеров на давление 760 мм рт. ст.

16. Автопилот системы БСУ-ЗП включить на высоте не менее 400 м.

Перед включением автопилота:

— убедиться в том, что:

выключатель АТ-2 стоит в положении «Включено»; рукоятки управления «Разворот», «Спуск—Подъем» и «Крен» находятся в нейтральном положении;

— включить выключатели «Попер.», «Прод.», «Подг. АП»;

— в режиме установившегося прямолинейного полета (без крена) сбалансировать самолет триммерами;

— по окончании центрирования бокового канала, когда на бленкере появится надпись «Подг.» (на желтом фоне), нажать кнопку «Вкл. АП»; по окончании центрирования продольного канала, когда на бленкере появится надпись «Подг.», вторично нажать кнопку-лампу «Вкл. АП»; при этом на обоих бленкерах должна появиться надпись «Вкл.» на зеленом фоне, а самолет, должен продолжать полет на режиме, который был в момент включения автопилота; приложить небольшие усилия к органам управления и убедиться, что рулевые машинки автопилота включены;

— нажать кнопку-лампу «Вкл. КВ», если необходима стабилизация высоты полета.

Примечания: 1. Перед началом разворота после взлета убедиться в работоспособности приборов ПП-ППМ и АГД-1, сравнив между собой их показания.

2. Рукояткой «Крен» пульта управления в режиме «Подготовка» пользоваться не рекомендуется.

3. При нормально работающем автомате триммирования не пересиливать исполнительный механизм штурвального вручную, так как это приведет к срезанию шпильки и сделает невозможным использование автотриммера в данном полете.

3.4.2. Взлет с кратковременной остановкой на ВПП

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

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

2. Использование взлета с кратковременной остановкой на ВПП разрешается при условии, что фактический взлетный вес самолета меньше мак-

27.09.82

107

симально допустимого взлетного, рассчитанного по параметрам D и R .

3. Об использовании взлета с кратковременной, остановкой на ВПП командир корабля обязан проинформировать экипаж до вывода самолета на предварительный старт.

4. На предварительном старте, после выполнения экипажем всех необходимых технологических и контрольных операций,— командиру корабля запросить разрешение вырулить на исполнительный старт.

5. Получив разрешение на выруливание, командир корабля подает команду: «Выруливаем. Контроль по Карте».

6. В процессе руления на исполнительный старт: — бортрадисту убедиться в нормальной работе системы электроснабжения и доложить о готовности к взлету;

— бортмеханику убедиться, что обогрев ППД включен;

— второму пилоту установить переключатель на пульте управления ответчиком в положение «УВД (RBS)» и доложить: «Режим УВД (RBS) установлен».

7. После выруливания на ВПП и установки самолета по оси ВПП экипажу выполнить технологические и контрольные операции в соответствии с указаниями подразд. 3.3. («Подготовка к взлету») и закончить контроль по Карте контрольной проверки.

8. Получив доклады о готовности к взлету от всех членов экипажа, командир корабля докладывает: «Готов» и, получив разрешение на взлет, подает команду: «Взлетаем» и отпускает тормоза.

9. Бортмеханику по команде: «Взлетаем» перевести за 5—8 сек РУД всех двигателей во взлетное положение.

10. В процессе разбега самолета:

— бортмеханику контролировать параметры работы двигателей и в момент достижения ими взлетного режима доложить: «Режим взлетный»;

— штурману вести отсчет скорости и по достижении 150 км/ч доложить: «Контрольная».

11. Если к моменту доклада: «Контрольная» не поступил доклад бортмеханика: «Режим взлетный»,— командир корабля обязан немедленно прекратить взлет, действуя в соответствии с указаниями разд. 5.2 «Отказ двигателя на взлете» (п. 2).

ВНИМАНИЕ! ПРИ ВСТРЕЧНОЙ СОСТАВЛЯЮЩЕЙ СКОРОСТИ ВЕТРА БОЛЕЕ 15 М/С ВОЗМОЖЕН ВЫХОД ДВИГАТЕЛЕЙ НА ВЗЛЕТНЫЙ РЕЖИМ ПОСЛЕ ДОСТИЖЕНИЯ КОНТРОЛЬНОЙ СКОРОСТИ 150 КМ/Ч.

12. Дальнейшие действия экипажа на взлете не отличаются от предусмотренных при взлете с тормозов.

3.4.3. Немедленный взлет

1. Немедленный взлет отличается от взлета с кратковременной остановкой на ВПП тем, что после вывода самолета на ось ВПП выполнение технологических операций и контроль по Карте контрольной проверки производится без остановки самолета на исполнительном старте — в процессе движения на малом газе двигателей.

Примечание. Установку лопастей воздушного винта на упор и ее контроль по погасанию ламп сигнализации давления масла в каналах ФШ и МШ выполнять после вывода самолета на ось ВПП при движении на земном малом газе перед читкой раздела Карты контрольной проверки для исполнительного старта.

Экономия топлива при немедленном взлете на 20% больше, чем при взлете с кратковременной остановкой.

2. Разрешение на немедленный взлет необходимо получить на предварительном старте.

3. Команда «Взлетаем» подается командиром корабля непосредственно после окончания контроля по Карте контрольной проверки.

4. При выполнении немедленного взлета потребная для взлета длина ВПП увеличивается на 50 м за счет выполнения контрольных операций по Карте контрольной проверки без остановки на исполнительном старте. Поэтому при предполетном расчете взлетных параметров для выполнения немедленного взлета располагаемые длина разбега, взлетная дистанция и дистанция прерванного взлета должны быть уменьшены на 50 м (см. 2.4.1.2).

3.5. ВЗЛЕТ НА НОМИНАЛЬНОМ РЕЖИМЕ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ (ДЛЯ УЧЕБНЫХ И ТРЕНИРОВОЧНЫХ ПОЛЕТОВ)

1. При выполнении учебных и тренировочных полетов взлет на самолете Ил-18 разрешается производить на номинальном режиме работы двигателей.

2. Предельно допустимый взлетный вес самолета при использовании на взлете номинального режима во всех случаях не должен превышать 53 000 кг. Он определяется следующим образом: по номограммам, приведенным в гл. 2, разд. 2.4 настоящего Руководства, определяется предельно допустимый вес, соответствующий взлетному режиму работы двигателей; для взлета на номинальном режиме полученный предельно допустимый взлетный вес должен быть уменьшен на 7 000 кг, а скорость принятия решения V_I должна остаться неизменной.

3. Для взлета на номинальном режиме работы двигателей скорость подъема передней ноги шасси и безопасная скорость устанавливаются следующие (независимо от взлетного веса):

— скорость подъема передней ноги шасси — 215 км/ч (скорость отрыва при этом будет 225—230 км/ч);

— безопасная скорость — 250 км/ч.

4. Разбег самолета при взлете с двигателями, работающими на номинальном режиме, выполнять так же, как и при взлете с двигателями, работающими на взлетном режиме; длина разбега при этом увеличивается на 150—200 м в зависимости от взлетного веса и условий старта.

5. После отрыва самолета на высоте не менее 5 м убрать шасси и продолжая разгон самолета с набором высоты, довести скорость по прибору до 280 км/ч. На высоте не менее 120 км/ч скорости не менее 200—300 км/ч убрать и законтрить закрылки. Продолжить набор высоты с разгоном до скорости 350 км/ч.

6. На высоте не менее 200 м разрешается уменьшать режим работы двигателей и выполнить первый разворот.

7. По достижении высоты 400 м плавно отдать штурвал от себя для перевода самолета в горизонтальный полет. Полет по кругу выполнять на скорости 350 км/ч.

8. Пилотирование самолета в случае отказа двигателя на взлете с использованием номинального режима работы двигателей при весе до 53 т практически не отличается от пилотирования при отказе двигателя на взлете с использованием взлетного режима работы двигателей при весе, близком к максимальному. В этом случае надлежит руководствоваться указаниями гл. 5 настоящего Руководства.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПРИ ОТКАЗЕ ОДНОГО ИЗ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ВЗЛЕТЕ ПРОИЗВОДИТЬ ДОДАЧУ ВЗЛЕТНОГО РЕЖИМА РАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЯМ ДО ОТРЫВА САМОЛЕТА, ТАК КАК ПРИ ЭТОМ РЕЗКО НАРУШАЕТСЯ БАЛАНСИРОВКА САМОЛЕТА. ДОДАЧУ ВЗЛЕТНОГО РЕЖИМА РАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЯМ ПРОИЗВОДИТЬ ПО УСМОТРЕНИЮ КОМАНДИРА КОРАБЛЯ ТОЛЬКО ПОСЛЕ ОТРЫВА И УВЕРЕННОГО ОТДЕЛЕНИЯ САМОЛЕТА ОТ ЗЕМЛИ.

3.6. ВЗЛЕТ ПРИ БОКОВОМ ВЕТРЕ

Допустимая скорость бокового ветра (под углом 90° к ВПП) при взлете не более 18 м/сек.

Разбег производить, обязательно управляя передней опорой самолета, до скорости V_R

Снос после отрыва самолета парировать изменением курса самолета на угол сноса.

3.7. ВЗЛЕТ ПРИ ВСТРЕЧНОМ И ПОПУТНОМ ВЕТРЕ

1. Разрешается взлет самолета при встречном ветре до 25 м/сек.

Выруливание на старт при ветре на аэродроме более 15 м/сек производить с застопоренными рулями. Рули расстопоривать на исполнительном старте.

Перед взлетом проверить отклонение рулей.

2. Взлет с встречным ветром производить в соответствии с рекомендациями, изложенными в гл. 3, разд. 3.4 настоящего Руководства.

Скорость отрыва следует увеличить:

— при ветре 10—15 м/сек на 10 км/ч;

— при ветре 15—25 м/сек на 20 км/ч.

При этом соответственно увеличивается скорость V_R .

3. Разрешается взлет самолета с попутным ветром до 5 м/сек.

Взлет с попутным ветром выполнять в соответствии с рекомендациями, изложенными в гл. 3, разд. 3.4 настоящего Руководства.

Скорость отрыва самолета при взлете с попутным ветром следует увеличить на 10 км/ч.

Примечание. Разрешается производить взлет самолета с попутным ветром до 10 м/сек с аэродромов, предусмотренных специальным разрешением МГА.

3.8. НАБОР ВЫСОТЫ

1. Набор высоты производится на номинальном режиме работы двигателей на скоростях по прибору, указанных в табл. 9, 9а, 9б, в зависимости от температурных условий по высотам и модификации самолета. В этих таблицах приняты следующие условные обозначения:

H — высота, м;

$V_{пр}$ — приборная скорость, км/ч;

$V_{ист}$ — истинная скорость (по тонкой стрелке прибора), км/ч;

t — время набора высоты, мин;
 S — пройденное расстояние, км;
 $Q_{топ}$ — расход топлива на набор высоты, кг.

Примечание. Применение взлетного режима на высоте более высоты круга не допускается за исключением случаев, при которых применение взлетного режима вызывается необходимостью обеспечения безопасности полета. При этом время непрерывной работы двигателя на взлетном режиме не должно превышать 15 мин. При применении взлетного режима на высоте более высоты круга необходимо в боржурнал самолета и справку о работе материальной части в полете записать дату, причину применения, высоту и продолжительность работы двигателя на взлетном режиме.

2. Набор высоты самолетам Ил-18Б, Ил-18В и Ил-18Е с двигателями АИ-20К во всех условиях производить на режиме максимальной скороподъемности, выдерживая приборные скорости, указанные в табл. 9.

Таблица 9

Характеристики взлета и набора высоты для самолетов

Ил-18Б, Ил-18В и Ил-18Е с двигателями АИ-20К

(режим — максимальной скороподъемности, условия МСА)

$H, м$	$V_{пр}$ км/ч	Взлетный вес 56 т			Взлетный вес 61,2 т		
		$T, мин$	$S, км$	$Q_{топ}, кг$	$T, мин$	$S, км$	$Q_{топ}, кг$
0	390	0	0	0	0	0	0
1 000	390	2,0	13	125	2,5	15	140
2 000	390	4,0	28	250	5,0	32	290
3 000	390	6,5	45	380	7,5	52	450
4 000	390	8,8	62	500	10,5	72	590
5 000	380	11,3	83	630	13,5	98	730
6 000	370	14,2	105	755	17,0	125	890
6 300	365	15,1	112	800	18,2	135	940
6 600	365	16,1	120	840	19,5	146	1000
6 900	360	17,2	128	880	20,8	158	1 050
7 200	360	18,3	140	925	22,4	172	1 115
7 500	355	19,6	150	980	24,1	186	1 180
7 800	350	21,0	160	1040	26,0	203	1 260
8 100	350	23,0	178	1100	28,0	220	1 340
8 600	345	26,6	210	1 220	32,6	265	1 530
9 100	345	31,8	250	1380			

Таблица 9а

Характеристики взлета и набора высоты для самолетов

Ил-18Д и Ил-18Б, Ил-18В и Ил-18Е с двигателями АИ-20М

(экономический режим, условия МСА)

$H, м$	$V_{пр}$ км/ч	$V_{пр}$ км/ч	Взлетный вес 61,2 т*			Взлетный вес 64 т**		
			$T, мин$	$S, км$	$Q_{топ}, кг$	$T, мин$	$S, км$	$Q_{топ}, кг$
0	410		0	0	0	0	0	0
1 000	410		3,0	18	140	3,0	20	190
2 000	410		5,5	39	300	6,0	44	365
3 000	410		8,5	61	450	9,5	70	515
4000	410		11,5	76	600	13,0	100	710
5000	410		15,0	117	770	17,5	136	910
6000		540	19,5	157	970	22,5	184	1 160
6 300		540	20,2	172	1 040	24,7	201	1 250
6 600		540	22,2	188	1 120	27,3	222	1 360
6 900		540	25,3	208	1 220	30,4	248	1 480
7 200		540	28,2	235	1 330	34,1	282	1 610
7 500		540	32,2	273	1 480	38,3	326	1 750
7 800		540	35,5	317	1 640	43,5	380	1 895
8 100		540	41,2	371	1 810			

Таблица 9б

Характеристики взлета и набора высоты для самолетов Ил-18Д и Ил-18Б, Ил-18В и Ил-18Е с двигателями АИ-20М (режим максимальной скороподъемности, условия МСА)

Н, м	V _{пр} , км/ч	Взлетный вес 61,2 т*			Взлетный вес 64 т**		
		T, мин	S, км	Q _{топ} , кг	T, мин	S, км	Q _{топ} , кг
0	300	0	0	0	0	0	0
1 000	300	2,3	15	140	2,4	15	140
2000	300	4,7	30	270	5,0	33	280
3000	300	7,4	43	410	7,7	53	430
4000	300	10,0	70	530	10,3	75	570
5000	380	13,0	95	670	13,3	100	710
6000	370	16,0	121	820	16,9	128	870
6300	365	17,2	130	880	18,1	139	930
6600	365	18,3	140	920	19,4	148	980
6900	360	19,5	149	970	20,6	159	1 030
7 200	360	20,9	160	1 025	22,5	172	1 095
7 500	355	22,0	171	1 080	24,0	182	1 150
7800	350	23,5	186	1 150	26,0	192	1 210
8 100	350	25,2	200	1 200	28,5	215	1 300
8600	345	29,0	230	1 300	33,5	260	1 470
9 100	345	34,2	280	1 500			

* Для самолетов Ил-18Б, В, Е.

** Для самолетов Ил-18Д.

Набор высоты самолетам Ил-18 и Ил-18Б, Ил-18В и Ил-18Е с двигателями АИ-20М в условиях стандартного разреза температур наружного воздуха и ниже выполнять на экономическом режиме, соответствующем минимуму себестоимости эксплуатации, поддерживая приборные скорости, указанные в табл. 9а.

Набор высоты самолетам Ил-18Д и Ил-18Б, Ил-18В и Ил-18Е с двигателями АИ-20М в условиях температур наружного воздуха, превышающих стандартные, и в случае обледенения выполнять на режиме максимальной скороподъемности, поддерживая приборные скорости, указанные в табл. 9б.

Предупреждение. Уменьшать скорость в наборе высоты ниже V_{пр}=345 км/ч и превышать скорость V_{пр} = 510 км/ч запрещается.

3. Полетный вес, определяющий предельно допустимые высоты полета, приведен в табл. 10.

Таблица 10

Предельно допустимые высоты полета в зависимости от полетного веса

Полетный вес, кг	Предельно допустимая высота полета, м
63 000	7 800
58 500	8600
55 500	9 100
52 500	9600
50 000 и менее	10100

Примечание. На больших высотах при нейтральном положении руля направления и элеронов может наблюдаться:

— смещение педалей ножного управления на 40—50 мм от нейтрального положения;

— смещение штурвала управления элеронами влево от нейтрального положения на угол 15° (8—10 мм на диаметр 70 мм у колпачка штурвала).

4. После набора высоты 4 000 м кислородные маски командира корабля и второго пилота должны находиться в легкодоступном месте в состоянии, готовом к немедленному использованию.

5. Проверить работоспособность противообледенительных устройств оперения, крыла и воздушных винтов (гл. 6, разд. 6.4).

6. В наборе высоты без крена при пилотировании по авиагоризонту курс самолета не должен изменяться. Изменение курса по указателю НКП-4 сигнализирует о том, что самолет вошел в крен, а указатель авиагоризонта ПП-1ПМ, если он не показывает крена, неисправен. В этом случае необходимо перейти на пилотирование по резервному авиагоризонту АГД-1, по исправному прибору ПП-1ПМ и использовать показания указателя поворота ЭУП-53.

В случае отказа всех трех авиагоризонтов необходимо рассчитать продолжение полета так, чтобы полет происходил в визуальных условиях до момента посадки на ближайший аэродром с хорошей погодой.

Если завершить полет в визуальных условиях невозможно, разрешается продолжать полет до ближайшего аэродрома с использованием показаний указателя поворота и других пилотажных приборов (вариометра, указателя скорости, высотомера).

3.9. ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ

1. На высоте заданного эшелона установить режим работы двигателей, необходимый для горизонтального полета, но не выше 0,85 номинала (не выше 72° по УПРТ) и не ниже 56°, во избежание отключения автомата флюгирования.

Примечание. Применение взлетного и номинального режимов на эшелоне не допускается, за исключением случаев, при которых применение указанных режимов вызывается необходимостью обеспечения безопасности полета (при обходе грозового фронта, полете в условиях обледенения, высоких температурах наружного воздуха, отказе двигателя, полете в условиях обильных осадков). При этом время непрерывной работы двигателя на взлетном режиме не должно превышать 15 мин, на номинальном режиме — без ограничения. В исключительных случаях при отказе двигателя в полете над высоким горным хребтом разрешается продолжать полет на взлетном режиме остальных двигателей без ограничения по времени непрерывной работы до появления возможности снизить режим работы двигателей до номинального или ниже. При применении взлетного или номинального режимов на эшелоне необходимо в боржурнал самолета и справку о работе материальной части в полете записать дату, причину применения взлетного режима, высоту и продолжительность работы авиателера на указанных режимах.

Предупреждение. В случае применения взлетного режима продолжительностью более 15 мин двигателя допускаются к дальнейшей эксплуатации только после удовлетворительных результатов осмотра двигателя (лопаток III ступени турбины, камеры сгорания и масляных фильтров лобового картера).

2. Данные о крейсерских режимах горизонтального полета в пределах от режима наименьшей до режима наибольшей скоростей приведены в табл. 11 и на крейсерских графиках (прил. 2).

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

3. В табл. 11 приведены крейсерские скорости, часовые расходы топлива и режимы работы двигателей для четырех групп скоростей горизонтального полета:

1. Режим наименьшей скорости. Соответствует минимальному часовому расходу топлива и наибольшей продолжительности полета.

2. Режим минимального километрового расхода топлива и наибольшей дальности полета при данном запасе топлива.

Таблица 11
Режимы горизонтального полета самолета Ил-18 (для всех модификаций)

Полетный вес, т	Режим наибольшей продолжительности полета			Высота, км			Режим наибольшей дальности полета			Режим 0,85 номинального			Высота, км			Режим номинальный. Для полетов при обледенении, при высоких температурах воздуха и других особых случаях полета		
	V, км/ч			Q, кг/ч			V, км/ч			Q, кг/ч			V, км/ч			Q, кг/ч		
	V _{кр}	V _н	V _п	Q _{кр}	Q _н	Q _п	V _{кр}	V _н	V _п	Q _{кр}	Q _н	Q _п	V _{кр}	V _н	V _п	Q _{кр}	Q _н	Q _п
60	С двигателями АИ-20К																	
	360	554	1900	8,6	391	595	2020	333	510	1830	395	600	8,6	395	600	2060	395	600
	360	539	1900	8,1	401	595	2070	370	550	1950	419	620	8,1	419	620	2190	419	620
	360	530	1900	7,8	406	594	2100	389	568	2020	431	630	7,8	431	630	2260	431	630
	360	521	1910	7,5	412	593	2130	405	581	2080	445	639	7,5	445	639	2330	445	639
	360	512	1910	7,2	417	591	2150	417	590	2150	457	646	7,2	457	646	2410	457	646
	360	504	1930	6,9	423	589	2180	429	597	2220	468	650	6,9	468	650	2480	468	650
	360	496	1950	6,6	428	587	2220	439	602	2280	478	653	6,6	478	653	2560	478	653
	360	488	1970	6,3	433	586	2250	448	605	2340	486	654	6,3	486	654	2620	486	654
	360	481	1990	6,0	438	585	2290	457	606	2400	494	655	6,0	494	655	2680	494	655
	С двигателями АИ-20К																	
	360	570	1800	9,1	376	592	1870	335	530	1730	388	612	9,1	388	612	1940	388	612
55	360	554	1800	8,6	385	590	1910	374	569	1850	415	633	8,6	415	633	2080	415	633
	360	539	1800	8,1	395	588	1950	402	595	1970	438	648	8,1	438	648	2210	438	648
	360	530	1800	7,8	400	586	1970	414	605	2040	450	655	7,8	450	655	2290	450	655
	360	521	1800	7,5	405	585	2000	427	613	2100	462	660	7,5	462	660	2360	462	660
	360	512	1810	7,2	410	583	2030	438	620	2170	471	665	7,2	471	665	2440	471	665
	360	504	1830	6,9	415	580	2070	448	624	2230	482	668	6,9	482	668	2510	482	668
	360	496	1860	6,6	419	577	2100	457	626	2300	491	670	6,6	491	670	2580	491	670
	360	488	1880	6,3	424	574	2140	466	627	2360	499	673	6,3	499	673	2660	499	673
	360	481	1910	6,0	429	571	2180	472	628	2420	505	675	6,0	505	675	2720	505	675
	С двигателями АИ-20К																	
	360	570	1800	9,1	376	592	1870	335	530	1730	388	612	9,1	388	612	1940	388	612
	360	554	1800	8,6	385	590	1910	374	569	1850	415	633	8,6	415	633	2080	415	633
	360	539	1800	8,1	395	588	1950	402	595	1970	438	648	8,1	438	648	2210	438	648

Полетный вес, т	Режим наибольшей продолжительности полета			Высота, км	Режим наибольшей дальности полета			Режим 0,55 номинального			Высота, км	Режим номинальный. Для полетов при обледенении, при высоких температурах воздуха и других особых случаях полета		
	vпр км/ч	V км/ч	Q кг/ч		vпр км/ч	V, км/ч	Q, кг/ч	vпр км/ч	V, км/ч	Q кг/ч		vпр км/ч	V, км/ч	Q кг/ч
50	360	570	1680	9,1	374	585	1720	378	596	1740	9,1	410	646	1950
	360	554	11700	8,6	380	584	1 740	402	614	1870	8,6	435	663	2100
	360	539	1710	8,1	388	581	1770	422	627	1990	8,1	456	675	2250
	360	530	1720	7,8	393	578	1800	432	632	2 060	7,8	469	678	2320
	360	521	1740	7,5	398	575	1840	443	635	2 120	7,5	477	681	2 400
	360	512	1750	7,2	402	571	1880	453	638	2 190	7,2	485	683	2 460
	360	504	1760	6,9	407	567	1910	462	639	2 260	6,9	494	684	2530
	360	496	1 780	6,6	411	564	1960	469	640	2 320	6,6	501	685	2 600
	360	488	1810	6,3	415	560	2 000	476	641	2390	6,3	506	683	2 630
	360	481	1850	6,0	418	557	2 050	481	641	2 430	6,0	510	680	2 650
Наименьшая крейсер- ская скорость					Минимум километро- вого расхода топлива			Крейсерский режим без ограничения по времени, 72° по УПРТ			Наибольшая скорость 84° по УПРТ			

С двигателями АИ-20М

62,5	360	552	1935	8,6	392	608	2 100	322	496	1840	8,6	398	610	2100
	360	538	1935	8,1	404	607	2110	372	554	1 970	8,1	424	628	2210
	360	530	1935	7,8	410	605	2130	394	577	2 040	7,8	437	638	2 280
	360	520	1940	7,5	417	603	2 145	410	592	2110	7,5	450	646	2 345
	360	512	1940	7,2	423	600	2 165	425	602	2 170	7,2	461	651	2 420
	360	503	1940	6,9	426	596	2 180	439	610	2 230	6,9	471	655	2 480
	360	496	1945	6,6	430	592	2 200	450	616	2 300	6,6	481	658	2 560
	360	488	1960	6,3	436	587	2 210	460	621	2 360	6,3	491	661	2 630
	360	481	1980	6,0	440	582	2 230	470	623	2 435	6,0	501	664	2 705

Полетный вес, т	Режим наибольшей продолжительности полета			Высота, км	Режим наибольшей дальности полета			Режим 0,85 номинального			Высота, км	Режим номинальный. Для полетов при обледенении, при высоких температурах воздуха и других особых случаях полета		
	vпр км/ч	V км/ч	Q кг/ч		vпр км/ч	V, км/ч	Q кг/ч	vпр км/ч	V км/ч	Q кг/ч		vпр км/ч	V, км/ч	Q кг/ч
60	360	552	1 875	8,6	402	607	2 020	355	550	1 870	8,6	413	632	1 970
	360	538	1 875	8,1	404	603	2 040	394	585	1980	8,1	433	642	2 175
	360	530	1875	7,8	407	600	2 050	410	600	2 050	7,8	444	648	2 280
	360	521	1 875	7,5	413	597	2 075	423	610	2 115	7,5	455	653	2 350
	360	542	1875	7,2	419	594	2 090	435	616	2 175	7,2	466	658	2 420
	360	504	1 880	6,9	423	590	2 105	446	622	2 240	6,9	476	661	2 500
	360	496	1 880	6,6	426	586	2 125	457	626	2 305	6,6	485	663	2 560
	360	488	1 900	6,3	430	582	2 150	467	629	2 380	6,3	495	666	2 635
360	481	1 930	6,0	434	577	2 175	476	632	2 440	6,0	506	669	2 710	
57,5	360	552	1810	8,6	391	601	1 930	384	589	1890	8,6	423	645	2110
	360	538	1810	8,1	399	598	1 960	408	607	2 000	8,1	440	653	2220
	360	530	1 810	7,8	403	595	1 970	421	617	2 060	7,8	450	657	2 285
	360	521	1810	7,5	409	591	1 990	433	624	2 120	7,5	460	660	2 350
	360	512	1 810	7,2	414	587	2 010	444	628	2 180	7,2	470	663	2425
	360	504	1 820	6,9	418	584	2 030	454	631	2 240	6,9	480	666	2 490
	360	496	1 820	6,6	422	580	2 050	463	633	2 310	6,6	489	668	2 560
	360	488	1 845	6,3	427	576	2 080	471	635	2 370	6,3	498	670	2 630
360	481	1890	6,0	430	572	2 120	479	636	2 440	6,0	508	674	2 710	
55	360	570	1 745	9,1	380	600	1 830	376	590	1 820	9,1	410	643	2 010
	360	552	1745	8,6	387	595	1 850	399	611	1 910	8,6	430	655	2120
	360	538	1 745	8,1	395	592	1 880	419	623	2 000	8,1	447	661	2 220
	360	530	1750	7,8	400	590	1 900	430	628	2 065	7,8	455	663	2 285
	360	521	1 750	7,5	405	586	1 920	439	632	2 120	7,5	465	666	2 350

Полетный вес, т	Режим наибольшей продолжительности полета			Высота, км	Режим наибольшей дальности полета			Режим 0,85 номинального			Высота, км	Режим номинальный. Для полетов при обледенении, при высоких температурах воздуха и других особых случаях полета		
	Vпр км/ч	V, км/ч	Q кг/ч		Vпр км/ч	V, км/ч	Q кг/ч	Vпр км/ч	V, км/ч	Q кг/ч		Vпр V		Q кг/ч
												км/ч	км/ч	
55	360	512	1755	7,2	410	581	1 940	449	635	2 185	7,2	474	668	2 425
	360	504	1760	6,9	413	576	1 960	458	637	2 250	6,9	483	670	2500
	360	496	1770	6,6	417	572	1 980	467	639	2310	6,6	492	672	2 560
	360	488	1800	6,3	422	569	2 020	476	641	2 380	6,3	501	673	2 630
	360	481	1850	6,0	427	567	2 070	485	642	2 440	6,0	509	674	2 685
52,5	360	570	1680	9,1	377	593	1 750	390	615	1 820	9,1	418	655	2 020
	360	552	1680	8,6	383	591	1 775	410	625	1 910	8,6	435	662	2 120
	360	538	1680	8,1	391	587	1 800	427	633	2 000	8,1	450	666	2 220
	360	530	1690	7,8	396	584	1 830	436	637	2 070	7,6	458	668	2 290
	360	521	1690	7,5	400	580	1 850	445	640	2 120	7,5	467	669	2 360
	360	512	1700	7,2	404	576	1 870	454	642	2 185	7,2	476	671	2 430
	360	504	1710	6,9	409	570	1 900	463	643	2 240	6,9	485	673	2 490
	360	496	1725	6,6	413	567	1 930	471	644	2 310	6,6	494	676	2 560
	360	488	1760	6,3	418	564	1 970	479	645	2 370	6,3	502	676	2 630
	360	481	1810	6,0	423	563	2 025	486	645	2 440	6,0	510	676	2 710
50	360	601	1630	10,1	358	598	1 645	335	582	1 610	10,1	382	640	1 810
	360	585	1630	9,6	364	593	1 650	372	613	1 720	9,6	412	655	1 910
	360	570	1630	9,1	372	588	1 670	400	631	1 820	9,1	432	665	2 010
	360	552	1630	8,6	379	584	1 700	417	637	1 910	8,6	443	669	2 120
	360	538	1630	8,1	387	560	1 730	432	641	2 000	8,1	454	672	2 230
	360	530	1630	7,8	392	577	1 760	441	644	2 070	7,8	462	673	2 290
	360	521	1640	7,5	396	572	1 780	450	646	2 130	7,5	470	675	2 360

Полетный вес, т	Режим наибольшей продолжительности			Высота, км	Режим наибольшей дальности полета			Режим 0,85 номинального			Высота, км	Режим номинальный. Для полетов при обледенении, при высоких температурах воздуха и других особых случаях полета		
	V _{пр} км/ч	V, км/ч	Q кг/ч		V _{пр} км/ч	V, км/ч	Q. кг/ч	V _{пр} км/ч	V, км/ч	Q. кг/ч		V _{пр} км/ч	V, км/ч	Q. кг/ч
50	360	512	1 650	7,2	398	567	1 800	459	648	2 185	7,2	478	676	2 430
	360	496	1 670	6,9	402	563	1 830	466	648	2 250	6,9	488	677	2 500
	360	496	1 690	6,6	406	560	1 870	473	648	2 315	6,6	498	678	2 565
	360	488	1 730	6,3	412	560	1 930	482	649	2 380	6,3	505	678	2 640
	360	481	1 780	6,0	421	560	1 990	490	649	2 445	6,0	510	678	2 710
Наименьшая крейсер- ская скорость					Минимум километро- вого расхода топлива			Крейсерский режим без ограничения по времени, 72° по УПРТ				Наибольшая скорость 84° по УПРТ		

Примечания: 1. Все данные указаны для высот при стандартной температуре наружного воздуха и нормальной регулировке двигателей при удельном весе топлива $\gamma=0.79$ г/см³.

2. Аэродинамическая поправка к указателю скорости принята равной:

— минус 2,6 км/ч при V_{пр} = 350 км/ч;

— минус 4,0 км/ч при V_{пр} = 600 км/ч.

3. Скорость полета на режиме работы двигателей 0,85 номинала ($72 \pm 2^\circ$ по УПРТ). Продолжительность работы двигателей на этом режиме не ограничена.

4. Скорость полета при номинальном режиме работы двигателей ($84 \pm 2^\circ$ по УПРТ). Этот режим допускается использовать в особых случаях полета по усмотрению командира корабля, но так, чтобы суммарная наработка на этом режиме не превышала:

— для АИ-20М — 32 % ресурса;

— для АИ-20К — 25% ресурса.

Продолжительность работы двигателей свыше 74° по УПРТ для АИ-20М и свыше 78° по УПРТ для АИ-20К следует точно учитывать и записывать в справку о работе материальной части в рейсе.

Все данные табл. 11 соответствуют условиям полета при стандартной температуре наружного воздуха и нормальной регулировке двигателей. При отклонении температуры от стандартной следует: на режимах 1 и 2 — выдерживать заданную в табл. 11 скорость по прибору, устанавливая потребный режим работы двигателей, но не превышая режима 74° по УПРТ; на режимах 3 и 4 — выдерживать заданный в табл. 11 режим работы двигателей, если при этом скорость полета не выходит за пределы 360—510 км/ч по прибору.

4. При выполнении горизонтального полета на режиме работы двигателей 0,85 номинала и ниже температура газов за турбиной не должна превышать на высоте до 8000 м 450°C для АИ-20К и АИ-20М; на высоте 8000 м и более 450°C для АИ-20К и 470°C для АИ-20М при полетах в условиях стандартной температуры.

При отклонении в полете температуры окружающего воздуха от стандартной на каждый $\pm 1^\circ\text{C}$ допускаемая температура газов за турбиной будет изменяться соответственно на $\pm 1^\circ\text{C}$.

В случае если после набора высоты у одного из двигателей установившаяся температура будет превышать ранее указанную, необходимо уменьшить режим работы двигателя до получения температур, указанных выше.

5. В горизонтальном полете с включенным автопилотом необходимо непрерывно контролировать его работу по показаниям пилотажных приборов и по отклонению органов управления самолетом.

При полете в облачности необходимо осуществлять непрерывный контроль за показаниями пилотажных приборов (резервного авиагоризонта АГД-1, указателя поворота ЭУП-53, высотомера, указателя скорости и вариометра) для своевременного определения отказа основного авиагоризонта.

Для рейсовых полетов высоту эшелона следует выбирать ближайшую к наивыгоднейшей (см. п. 2.3.1).

При полетах на дальность более 2500 км рекомендуется выполнять ступенчатый профиль полета по согласованию с УВД. При этом высоты эшелонов рекомендуется выдерживать соответствующими предельно допустимым в зависимости от полетного веса.

6. При использовании высотомеров руководствоваться следующим:

а) после получения указания о занятии эшелона (Нэш) командир корабля должен вывести само-

лет на заданную высоту, совместив стрелки высотомера со значением высоты, указанной в таблице показаний своего высотомера и соответствующей заданному эшелону;

б) через 5—4 мин. после занятия заданного эшелона по команде командира корабля штурман должен записать в свой боржурнал показания всех трех высотомеров, отклонения показаний высотомеров второго пилота ($\delta H_{2п}$) и штурмана Голубева ($\delta H_{шт}$) от значений высоты, указанных в их таблицах, для данного эшелона. При этом отклонение должно быть записано со знаком «плюс», если показание высотомера больше значения, указанного в таблице и со знаком «минус», если показание высотомера меньше значения, указанного в таблице. Если отклонения $\delta H_{2п}$ и $\delta H_{шт}$ по абсолютной величине меньше 50 м. на высотах полета до 6000 м и меньше 100 м на высотах полета 6000 м и выше, можно считать, что все три высотомера работают исправно и показания их являются нормальными, но если $\delta H_{2п}$ и $\delta H_{шт}$ по абсолютной величине больше 30 м, то для более точного выдерживания заданного эшелона необходимо произвести осреднение показаний высотомеров и определить новое показание высотомера командира корабля.

Расчет поправки к показаниям высотомера командира корабля производится по формуле,

$$\Delta H = - \frac{\delta H_{2п} + \delta H_{шт}}{2}$$

а новое значение показаний высотомера командира корабля — по формуле:

$$H_{к2} = H_{шт} + \Delta H.$$

Выведя самолет на высоту $H_{к2}$, командир корабля должен убедиться в правильности вычисления новой поправки. Если в результате выведения самолета на высоту $H_{к2}$ наибольшее отклонение по-

казаний высотомеров второго пилота и штурмана от заданных в их поправочных таблицах значений уменьшилось, то вычисление поправки выполнено правильно. Если же наибольшее отклонение увеличилось, то при вычислении поправки была допущена ошибка, и командир корабля должен повторить все операции, начиная с первоначального вывода самолета на высоту $H_{к1}$. При переходе на новый эшелон полета указанные операции повторяются.

При выдерживании заданного эшелона не допускать отклонений более +30 м. Показания высотомеров необходимо сверять через каждые 30 мин полета.

Если отклонения $\delta H_{2п}$ и $\delta H_{шт}$ по абсолютной величине превышают 50 м на высотах менее 6000 м и 100 м на высоте 6000 м и более, производится запись в боржурнале самолета с указанием о необходимости наземной проверки приборов и приемников статического давления. В полете для выдерживания заданной высоты эшелона в этом случае производится осреднение показаний высотомеров, как указано выше.

Если отклонения $\delta H_{2п}$ и $\delta H_{шт}$ по абсолютной величине превышают 100 м на высотах менее 6000 м и 200 м на высотах 6000 м и более, то командир корабля обязан запросить непрерывный контроль за полетом его самолета наземными средствами. Решение о том, по какому высотомеру выдерживать заданный эшелон, принимается командиром экипажа в зависимости от конкретных условий.

Пример. Задана высота эшелона 8400 м. В таблицах ПОКАЗАНИЙ высотомеров указано, что по данному эшелону высотомер командира корабля должен показывать 8120 м, высотомер второго пилота — 8130 м и высотомер штурмана — 8410 м. Командир корабля должен занять высоту по показаниям своего высотомера 8420 м. Если при выдерживании высоты 8420 м по показаниям высотомера командира корабля высотомер второго пилота показывает 8500 м, что отличается от его табличного значения высоты на +70 м, а высотомер штурмана показывает 8370 м, что отличается от его таб-

личного значения на -40 м, то можно считать, что высотомеры работают исправно, так как $\delta H_{2п} = +70$ м. и $\delta H_{шт} = -40$ м по абсолютной величине менее 100 м.

Записи должны выполняться штурманом по следующей форме:

$H_{к1}$	$H_{2п}$	$H_{шт}$	$H_{к2}$
8420	8500 +70	8370 -40	8410

где $H_{к1}$ (8420) — первоначальная табличная высота по прибору командира корабля;
 $H_{2п}$ (8500) — высота по прибору второго пилота;
 (+70) — отклонение показаний высотомера второго пилота по отношению к бортовой таблице;
 $H_{шт}$ (8370) — высота по прибору штурмана;
 (-40) — отклонение показаний высотомера штурмана по отношению к бортовой таблице;
 $H_{к2}$ (8410) — высота по прибору командира корабля после осреднения показаний трех приборов.

Величина $H_{к2}$ получена следующим образом:

$$\Delta H = - \frac{+70 - 40}{3} = -10 \text{ м},$$

$$H_{к2} = 8420 - 10 = 8410 \text{ м}.$$

Для выдерживания заданного эшелона 8400 м командир корабля согласно расчетам приведенного примера должен вывести самолет на высоту 8410 м по показаниям своего высотомера.

7. В настоящем разделе приведены аэродинамические поправки показаний приемников статического давления (табл. 11а), которые используются для выдерживания заданной высоты полета самолета в соответствии с действующей «Единой методикой ввода поправок при измерении высоты на самолетах и вертолетах авиации всех министерств и ведомств».

Таблица 11а

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ПОПРАВКИ ПОКАЗАНИЙ ПРИЕМНИКОВ СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ					
Высота эшелона Н _{эш} , м	Приборная скорость V _{пр} , км/ч				
	300	350	400	450	500
Аэродинамические поправки Н _{аэ} , м					
900	+ 5	+ 10	+ 10	+ 10	+ 15
1200	+ 5	+ 10	+ 10	+ 10	+ 15
1500	+ 5	+ 10	+ 10	+ 15	+ 15
1800	+ 5	+ 10	+ 10	+ 15	+ 15
2100	+ 5	+ 10	+ 10	+ 15	+ 15
2400	+ 5	+ 10	+ 15	+ 15	+ 15
2700	+ 5	+ 10	+ 15	+ 15	+ 15
3000	+ 5	+ 10	+ 15	+ 15	+ 15
3300	+ 5	+ 10	+ 15	+ 15	+ 15
3600	+ 10	+ 10	+ 15	+ 15	+ 15
3900	+ 10	+ 10	+ 15	+ 15	+ 15
4200	+ 10	+ 10	+ 15	+ 15	+ 20
4500	+ 10	+ 10	+ 15	+ 15	+ 20
4800	+ 10	+ 10	+ 15	+ 15	+ 20
5100	+ 10	+ 15	+ 15	+ 15	+ 20
5400	+ 10	+ 15	+ 15	+ 20	+ 20
5700	+ 10	+ 15	+ 15	+ 20	+ 20
6000	+ 10	+ 15	+ 20	+ 20	+ 20
6300	+ 10	+ 15	+ 20	+ 20	+ 20
6600	+ 10	+ 15	+ 20	+ 20	+ 25
6900	+ 10	+ 15	+ 20	+ 20	+ 25
7200	+ 10	+ 15	+ 20	+ 25	+ 25
7500	+ 10	+ 15	+ 20	+ 25	+ 25
7800	+ 10	+ 20	+ 25	+ 25	+ 25
8100	+ 10	+ 20	+ 25	+ 25	+ 25
8400	+ 15	+ 20	+ 25	+ 25	
8700	+ 15	+ 20	+ 25	+ 25	
9000	+ 15	+ 20	+ 25	+ 30	
9600	+ 15	+ 20	+ 30	+ 30	
10 200	+ 15	+ 25	+ 30	+ 30	

3.10. СНИЖЕНИЕ

1. До начала снижения штурман рассчитывает время начала снижения, в соответствии с указаниями диспетчера о высоте подхода к аэродрому, и сообщает это время командиру корабля.

Во время рейса бортмеханику необходимо следить за уровнем воды в раковинах водосистемы.

В зимнее время перед снижением, за 20-30 мин до посадки, бортмеханику произвести слив воды из расходных баков в сливные во избежание замерзания воды в трубопроводах водяной системы.

2. Режим работы двигателей при снижении необходимо регулировать от 72 + 2° до 16⁺¹⁰ по УПРТ.

3. Снижение рекомендуется производить в соответствии с данными табл. 12.

Таблица 12

Параметры снижения самолета Ил-18
всех модификаций

Высота начала сниже- ния, м	Вертикаль- ная ско- рость, м/с	Скорость по прибо- ру, км/ч	Время сниже- ния, мин	Рассто- яние, км	Расход топлива, кг
10 100	10	370	20,0	169	570
9 600	10	370	19,0	159	550
9 100	10	370	18,2	149	525
8 600	10	451	17,4	139	503
8 100	10	487	16,5	130	480
7 800	10	497	16,0	123	465
7 500	10	503	15,5	117	450
7 200	10	509	15,0	112	439
6 900	10	510	14,5	106	425
6 600	10	510	14,0	100	412
6 300	10	510	13,6	96	400
6 000	10	510	13,0	90	385
5 000	10	510	11,6	72	345
4 000	10	510	9,7	54	305
3 000	10	500	8,1	37	265
2 000	10	500	6,4	21	225
Эшелон перехода	10	500	4,7	6,0	180
Высота круга	0	Не более 450	4,2	0	155

4. Во всех случаях снижение с эшелона полета, в том числе при маневрировании в районе аэродрома на высотах более высоты круга, выполняйте, не превышая скорости по прибору 510 км/ч и числа M = 0,65 на высотах более 7000 м.

При маневрировании учитывайте следующие данные:

а) Величина просадки при выводе самолета в горизонтальный полет:

Исходная вертикальная скорость снижения, м/с	Перегрузка при выводе,	Просадка самолета, м
	n_y	
10	1,2	25
	1,4	15
15	1,2	60
	1,4	25
20	1,2	100
	1,4	45
25	1,2	155
	1,4	80

б) Дистанция для уменьшения скорости самолета на 100 км/ч в горизонтальном полете с уборкой РУД в положение ПМГ составляет на высотах от 3000 м до высоты круга примерно 5 км.

При снижении самолета с постоянной вертикальной скоростью 10 м/с изменение давления в пассажирской кабине должно соответствовать изменению скорости снижения $2_{-0,2} - 3_{+0,3}$ м/с по кабинному вариометру.

Превышение указанных пределов - признак неисправности автоматического регулятора давления в кабине.

5. При выполнении снижения разрешается переводить внутренние двигатели на режим 0° по УПРТ до высоты не ниже 1000 м, не превышая при этом ранее указанных скоростей.

На самолетах, доработанных по бюллетеню № 907-ДМ:

- если скорость по прибору достигает 520 ± 10 км/ч, загорается только табло "Превыш. максим. М и $V_{пр}$ ";

- если число М достигает 0,65, загорается то же табло и срабатывает звуковой сигнал.

В особых случаях необходимо уменьшить скорость полета до погасания табло и отключения звукового сигнала.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ СНИЖЕНИИ С ВЫСОТЫ 1000 М И ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ ДО ВЫСОТЫ ВЫДЕРЖИВАНИЯ (НЕ БОЛЕЕ 1 М НАД ВПП) ПЕРЕВОДИТЬ РУД ИЗ ПОЛОЖЕНИЯ "ПОЛЕТНЫЙ МАЛЫЙ ГАЗ" (16° ПО УПРТ) В ПОЛОЖЕНИЕ "ЗЕМНОЙ МАЛЫЙ ГАЗ" (0° ПО УПРТ) ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

6. При снижении с РУД, установленными на 0° по УПРТ, возможно загорание ламп КФЛ-37 внутренних двигателей. В этом случае необходимо перевести РУД внутренних двигателей на больший режим до погасания ламп, но не ниже проходной защелки (не ниже полетного малого газа 16° по УПРТ).

Если после этого лампы КФЛ-37 погаснут (силовые установки исправны), можно продолжать снижение на установленном режиме работы двигателей. Если же лампа КФЛ-37 одного из внутренних двигателей не погаснет, необходимо зафлюгировать воздушный винт этого двигателя и снижаться на трех двигателях.

Предупреждение. Полет с горящими лампами КФЛ-37 ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

7. Снижение производится по схеме снижения и захода на посадку, установленной для данного аэродрома. Перед снижением необходимо включить радиовысотомер. Переключатель сигнализируемой высоты установить на значение высоты круга.

Если высота круга выше максимальной высоты, на которую может быть установлен переключатель сигнализируемой высоты, установить его на максимально возможное значение высоты.

6. При получении разрешения на снижение для захода на посадку установку барометрических шкал высотомеров с отсчета 760 мм рт. ст. (1013 м бар) на отсчет, соответствующий атмосферному давлению на аэродроме посадки, производить в горизонтальном полете на эшелоне перехода. Перед установкой на высотомерах давления аэродрома, переданного диспетчером круга, командиру корабля сличить давления на аэродроме посадки с давлением, указанным в предыдущей информации о погоде, имеющейся у экипажа. Первым устанавливает на высотомерах давление аэродрома посадки командир корабля, далее под его контролем — второй пилот и штурман. Бортмеханик сличает установленное давление аэродрома посадки и значения высоты на высотомерах и докладывает командиру корабля.

Если в процессе снижения по барометрическому высотомеру до высоты круга сработала сигнализа-

ция РВ, сличить показания барометрического высотомера с РВ с учетом рельефа местности.

Если показания барометрического высотомера соответствуют показаниям РВ (с учетом рельефа местности), — продолжить снижение с занятием высоты круга.

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

9. На высоте круга переключатель сигнализируемой высоты радиовысотомера установить:

- на ВПР, если она не более 60 м;
- высоту 60 м, если ВПР более 60 м.

ЕСЛИ задатчик РВ не позволяет выставить 60 м, то установить его на ближайшее меньшее значение.

После входа в глиссаду необходимо выключить систему кондиционирования.

Примечание. На самолетах, доработанные по бюллетеню № 915ДМ, на снижении при установке РУД всех двигателей ниже 32° по УПРТ происходит включение sireны и табло «Выпусти шасси». В этом случае sireну необходимо отключить нажимным переключателем «Сирена шасси отключ.», а табло будет продолжать гореть.

После отключения сигнализация вновь подготавливается к работе при переводе РУД хотя бы одного двигателя в положение выше 56° по УПРТ. При этом табло «Выпусти шасси» гаснет.

Если после срабатывания сигнализации режимы работы двигателей не увеличивались, то звуковая сигнализация сработает при отклонении закрылков на угол более 15°. В этом случае необходимо немедленно выпустить шасси.

3.11. РАСЧЕТ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ И ПОСАДКА

1. По достижении высоты прямоугольного маршрута постепенно уменьшить скорость до 350 км/ч. После пролета траверза ДПРМ до начала третьего разворота выпустить шасси.

Примечание. В целях экономии топлива разрешается выпускать шасси между третьим и четвертым разворотами перед выпуском закрылков на угол 15°, а при заходе по кратчайшему пути — на удалении не менее 18 км.

В этом случае окончанием контроля по Карте контрольной проверки, разделу «Перед третьим разворотом», является доклад бортмеханика об окончании выпуска шасси.

2. Выполнить третий разворот, на скорости не более 320 км/ч выпустить закрылки на угол 15°.

Примечание. На аэродромах, где внедрена схема захода на посадку с углом крена 25°, выпуск закрылков на угол 15° произвести после выпуска шасси до третьего разворота, на скорости не более 320 км/ч. Третий разворот выполнять с углом крена 25° на скорости 320—300 км/ч в штурвальном режиме или от рукоятки «Разворот». Если от рукоятки «Разворот» не обеспечивается угол крена 25°, то отключить автопилот кнопкой КБО и выполнить разворот в штурвальном режиме.

3. После четвертого разворота до входа в глиссаду на скорости не выше 300 км/ч довыпустить закрылки на угол 30° и открыть крышку аварийного флюгирования. После довыпуска закрылков на угол 30° бортмеханик должен доложить: «Закрылки выпущены на 30°, шасси выпущено, самолет к посадке готов».

Плавное уменьшение скорости полета до рекомендуемой скорости снижения согласно графику приведенному на рис. 13, в зависимости от полетного веса. Указанные скорости при полете по глиссаде выдерживать вплоть до высоты начала выравнивания. При полете в болтанку и при других условиях, ухудшающих управляемость самолета, скорость снижения должна быть увеличена на 10—15 км/ч. Пролет БПРМ производить на высоте, установленной для данного аэродрома.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ ! ВО ВРЕМЯ ВЫПУСКА ЗАКРЫЛКОВ БЫТЬ ПОСТОЯННО ВНИМАТЕЛЬНЫМ. ЕСЛИ ПРИ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ ВО ВРЕМЯ ВЫПУСКА ЗАКРЫЛКОВ САМОЛЕТ НАЧНЕТ КРЕНИТЬСЯ, НЕОБХОДИМО СРАЗУ ЖЕ ПРЕКРАТИТЬ ВЫПУСК ЗАКРЫЛКОВ И ВЫПОЛНИТЬ ПОСАДКУ С ЗАКРЫЛКАМИ ВЫПУЩЕННЫМИ ДО ПОЛОЖЕНИЯ ПРИ КОТОРОМ НАЧАЛОСЬ КРЕНЕНИЕ САМОЛЕТА.

2. ПРОИЗВОДИТЬ ДОВЫПУСК ЗАКРЫЛКОВ С ОДНОВРЕМЕННЫМ ПЕРЕВОДОМ САМОЛЕТА НА СНИЖЕНИЕ ПО ГЛИССАДЕ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

3. ЕСЛИ ПОСЛЕ ВЫПУСКА ЗАКРЫЛКОВ НА ПОЛНЫЙ УГОЛ ПРОДОЛЖАЮТ ГОРЕТЬ ОДНА ИЛИ ОБЕ ЛАМПЫ СИГНАЛИЗАЦИИ РАБОТЫ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЗМА МПЗ-9А (НАД УКАЗАТЕЛЕМ УЗП-47). НЕМЕДЛЕННО ПЕРЕВЕДИТЕ РУЧКУ УПРАВЛЕНИЯ ЗАКРЫЛКАМИ В СРЕДНЕЕ ПОЛОЖЕНИЕ И ЗАФИКСИРУЙТЕ ЕЕ. УБЕДИТЕСЬ В ТОМ, ЧТО СИГНАЛЬНЫЕ ЛАМПЫ ПОГАСЛИ.

4. При снижении следует иметь в виду, что в диапазоне скоростей до 360 км/ч при фактических температурах окружающего воздуха тяга винтов, близкая к нулю, получается при следующих положениях РУД по УПРТ (табл. 13):

Таблица 13

Зависимость УПРТ от температуры наружного воздуха

Температура наружного воздуха, °С	Положение РУД по УПРТ, град.
От +50 до +35	20
От +34 до —5	16
От —6 до —20	20
От —21 до —30	23
От —31 до —40	26
От —41 до —50	29
От —51 до —60	32

После четвертого разворота до начала выравнивания устанавливать РУД на углы меньше указанных выше запрещается, так как при этом появляется отрицательная тяга.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. В ОТДЕЛЬНЫХ СЛУЧАЯХ ПРИ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ, ОСОБЕННО В УСЛОВИЯХ НИЗКИХ ТЕМПЕРАТУР НАРУЖНОГО ВОЗДУХА И ПРИ ЗАНИЖЕННОЙ РЕГУЛИРОВКЕ РАСХОДОВ ТОПЛИВА НА ДВИГАТЕЛЯХ, МОЖЕТ ЗАГОРЕТЬСЯ СИГНАЛЬНАЯ ЛАМПА КФЛ-37. ЭТО СВИДЕТЕЛЬСТВУЕТ О ВОЗНИКНОВЕНИИ НА НОРМАЛЬНО РАБОТАЮЩЕМ ДВИГАТЕЛЕ (ДВИГАТЕЛЯХ) ОТРИЦАТЕЛЬНОЙ ТЯГИ 1200 КГ.

2. ЕСЛИ ПРИ ЗАГОРАНИИ ЛАМПЫ (ЛАМП) КФЛ-37 НЕ ВОЗНИКАЕТ ЗНАЧИТЕЛЬНЫХ КРЕНЯЩИХ И РАЗВОРАЧИВАЮЩИХ МОМЕНТОВ И ПОКАЗАНИЯ ПРИБОРОВ ЭТОГО ДВИГАТЕЛЯ ОСТАЮТСЯ В НОРМЕ. ТО ЭТО ЗАГОРАНИЕ СВИДЕТЕЛЬСТВУЕТ НЕ ОБ ОТКАЗЕ ДВИГАТЕЛЯ, А О ВОЗНИКНОВЕНИИ ОТРИЦАТЕЛЬНОМ ТЯГИ 1200 КГ. В ЭТОМ СЛУЧАЕ НЕОБХОДИМО УВЕЛИЧИТЬ РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЮ (ДВИГАТЕЛЯМ) ДО ПОГАСАНИЯ ЛАМПЫ КФЛ-37 (ДЛЯ ПОЛЕТА ПО ГЛИССАДЕ ТАКИХ ОТРИЦАТЕЛЬНЫХ ТЯГ САМОЛЕТУ НЕ ТРЕБУЕТСЯ) И ПРОДОЛЖАТЬ ВЫПОЛНЯТЬ НОРМАЛЬНЫЙ ЗАХОД НА ПОСАДКУ.

5. Перед началом выравнивания установить РУД всех двигателей в положение, соответствующее нулевой тяге (согласно гл. 3, разд. 3.11, п. 1 настоящего Руководства).

6. Выравнивание начинать с высоты 10—8 м.

7. Посадку производить с незначительно поднятой передней ногой шасси. Скорость приземления должна быть примерно на 30 км/ч меньше скорости снижения по глиссаде (см. рис. 13).

8. После приземления перевести РУД на земной малый газ.

9. Опустить переднюю ногу шасси и включить управление ею, снять винты с упора. На пробеге после снятия винтов с упора лампа КФЛ-37 должна загореться.

10. После снятия винтов с упора разрешается пользоваться тормозами колес.

11. В конце пробега, когда скорость самолета будет погашена, убрать закрылки, выключить внешние двигатели и застопорить шпилькой предохранитель кнопки уборки и шасси.

Разрешается в конце пробега выключить первый, второй и четвертый двигатели и производить руление на одном третьем двигателе (при коэффициенте сцепления не ниже 0,4).

Выключение второго двигателя позволяет сократить время ожидания начала выхода пассажиров из самолета, а руление на одном третьем двигателе уменьшает расход топлива почти вдвое.

При рулении по грунту внешние двигатели не выключать.

В условиях обледенения ВПП руление самолета на одном двигателе запрещается.

12. При выполнении посадок самолета, особенно с малыми посадочными весами, на аэродромы, имеющие ограниченную ВПП (менее 2000 м), ограниченные подходы к аэродрому, температуру наружного воздуха на уровне аэродрома (0—30°С), разрешается только в процессе выдерживания на высоте не более 1 м над ВПП для сокращения посадочной дистанции устанавливать рычаги управления двумя внутренними двигателями в положение «Земной малый газ» (0° по УПРТ).

Тенденцию самолета опускать нос парировать плавным движением штурвала на себя так, чтобы посадку произвести с незначительно поднятой передней ногой шасси.

Не допускать перевода РУД выше 30° по УПРТ после посадки самолета и снятия воздушных винтов с упора, когда горят сигнальные лампы в кнопке КФЛ-37 (отрицательная тяга 1200 кг и более).

13. После посадки выключить самописец К-3-63 или МСРП-12, обогрев приемников ППД и обогрев стекол кабины экипажа.

14. В процессе руления плавным открытием форточек фонаря стравить избыточное давление в кабине экипажа.

15. При ветре более 15 м/сек после посадки и освобождения ВПП застопорить рули и элероны. Руление до места остановки производить с застопоренными рулями и элеронами.

Примечание. Во избежание повреждения стопорных механизмов усилий к педалям, колонке и штурвалу не прикладывать.

3.12. ПОСАДКА С ВЕСОМ, ПРЕВОСХОДЯЩИМ МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМЫЙ ПОСАДОЧНЫЙ ВЕС

1. В исключительных случаях допускаются отдельные посадки самолета с весом больше максимального посадочного (вплоть до максимального взлетного веса) с мягким приземлением при повышенном внимании пилота.

Предупреждение. Во всех случаях посадки самолета с весом выше максимального посадочного или с остатком топлива больше 10 т производится осмотр в соответствии с регламентом технического обслуживания, а экипаж обязан фиксировать такие посадки в справке о работе материальной части.

2. Снижение при заходе на посадку с весом, превышающим максимально допустимый посадочный вес, от входа в глиссаду до торца ВПП производить на постоянной скорости согласно графику, приведенному на рис. 13, в зависимости от посадочного веса самолета.

При полете в болтанку и в других условиях, ухудшающих управляемость самолета, скорость снижения должна быть на 10—15 км/ч больше, чем при посадке в нормальных условиях.

3. Посадку производить в соответствии с рекомендациями, изложенными в гл. 3, разд. 3.11 настоящего Руководства.

4. Торможение должно быть плавным, но энергичным.

3.13. ПОСАДКА ПРИ БОКОВОМ ВЕТРЕ

1. При заходе на посадку с боковым ветром парировать снос следует только углом упреждения. Непосредственно перед приземлением отклонить педаль управления рулем поворота в сторону сноса, развернув самолет по оси ВПП.

2. Скорость предпосадочного снижения и приземления должна быть на 10 км/ч больше, чем при посадке в нормальных условиях.

3. Немедленно после приземления плавно опустить переднюю ногу шасси и включить управление ею.

4. Снять винты с упора и приступить к торможению колес, используя для выдерживания направления управление передней ногой на протяжении всего пробега.

5. Максимально допустимая скорость бокового (под углом 90° к ВПП) ветра - не более 15 м/сек.

3.14. ПОСАДКА ПРИ ВСТРЕЧНОМ И ПОПУТНОМ ВЕТРЕ

1. Разрешается производить посадку с встречным ветром до 25 м/сек.

При встречном ветре на аэродроме более 15 м/сек после окончания пробегать законтрить рули и заруливание на стоянку производить с законтренными рулями.

2. Скорость предпосадочного снижения при посадке с встречным ветром следует увеличивать:

— при ветре 10—15 м/сек — на 10 км/ч;

— при ветре 15—25 м/сек — на 20 км/ч.

3. Разрешается производить посадку самолета с попутным ветром до 5 м/сек.

4. При посадке с попутным ветром не следует в конце пробега ослаблять усилия на педалях руля направления во избежание биения руля.

5. При заходе на посадку по прямоугольному маршруту следует учитывать значительную величину сноса от начала третьего разворота до выхода на прямую.

6. Посадку производить в соответствии с рекомендациями, изложенными в гл. 3, разд. 3.11 настоящего Руководства.

3.15. УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ

1. Наименьшая высота ухода на второй круг на всех работающих двигателях с выпущенным шасси и закрылками, отклоненными на 30°, при всех посадочных весах составляет 10 м.

При высокой температуре наружного воздуха (более +30°C) наименьшая безопасная высота ухода на второй круг составляет 25 м.

2. Приняв решение об уходе на второй круг, командир корабля обязан:

— немедленно подать команду бортмеханику перевести двигатели на взлетный режим и предупредить экипаж об уходе на второй круг.

— выводить самолет из снижения, сохраняя неизменную скорость до перехода самолета в набор высоты и выдерживая расчетный курс посадки; в случае необходимости (например, при увеличенной вертикальной скорости снижения) для уменьшения просадки допускается непосредственно после дачи газа плавно уменьшить скорость до скорости, которая на 10 км/ч меньше рекомендуемой скорости снижения по глиссаде (рис. 13).

Примечание. Следует иметь в виду, что уменьшать скорость взятием штурвала «на себя» нужно только до половины желаемого

уменьшения, так как после отдачи штурвала скорость дополнительно уменьшается на такую же величину;

— уменьшенную скорость сохранять только до перехода самолета в набор высоты;

— после перехода самолета в набор высоты и выхода двигателей на взлетный режим, командир корабля подает команду бортмеханику убрать шасси и постепенно увеличить скорость; на скорости не менее V_2 (безопасная скорость для взлета с закрылками, выпущенными на угол 15° , рис. 5) импульсами убрать закрылки до 15° .

Предупреждение. Во время уборки закрылков быть особенно внимательным. Если при уборке закрылков самолёт начнет крениться, необходимо сразу же прекратить уборку закрылков и продолжать полет с закрылками, выпущенными до положения, при котором началось кренение самолета;

— дальнейший набор высоты выполнять в соответствии с гл. 3, разд. 3.8 настоящего Руководства.

3. Второй пилот должен помогать командиру корабля пилотировать самолет, не допуская кренения и ухода с курса.

4. Штурман обязан с момента ухода на второй круг докладывать командиру корабля скорость по прибору (через каждые 10 км/ч) и высоту полета по радиовысотомеру, следить за выдерживанием расчетного курса посадки, не допуская отклонений от него.

5. Бортмеханик по команде командира корабля, должен перевести двигатели на взлетный режим, убрать шасси и закрылки и доложить о выходе двигателей на взлетный режим.

6. Бортрадист должен доложить по командной радиостанции об уходе на второй круг, а при необходимости

— дублировать команды с земли.

При меч а н и е: При полетах без бортрадиста выполняет второй пилот.

3.16. ЗАРУЛИВАНИЕ НА СТОЯНКУ И ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЕЙ

1. Перед заруливанием на стоянку убедиться в нормальной работе тормозов и, наличии давления в гидроаккумуляторах ($225—148 \text{ кг/см}^2$)

2. Если руление к месту стоянки затруднено, за 50 м до стоянки остановить самолет и выключить двигатели. На место стоянки самолет отбуксировать тягачом.

126 1.07.75

3. Второй пилот обязан в процессе заруливания наблюдать за препятствиями и своевременно докладывать командиру корабля о замеченном.

4. После заруливания на стоянку и остановки самолета:

— закрыть крышку аварийного флюгирования;

— включить стояночный тормоз;

— застопорить управление самолетом;

— выключить питание неиспользуемых потребителей электроэнергии;

— установить переключатель «Питан. АГД-1» в положение «Осн.», предварительно откинув предохранительный колпачок;

— отключить генераторы переменного тока всех четырех двигателей и генераторы постоянного тока первого, третьего и четвертого двигателей, если заруливание на стоянку осуществлялось на четырех двигателях, или генераторы постоянного тока третьего двигателя, если заруливание на стоянку осуществлялось на двух двигателях;

— остановить два крайних двигателя (если заруливание на стоянку осуществлялось на всех двигателях), установив выключатели останова в положение «Останов», и закрыть их пожарные краны;

— остановить третий двигатель;

— установить галетный переключатель вольтметра «Напряжение левых/правых источников» в положение «Шины ХРУ» и проверить напряжение аккумуляторных батарей; если напряжение не ниже 24 в, отключить генераторы постоянного тока второго двигателя и, убедившись, что аккумуляторные батареи подключились к бортсети, остановить второй двигатель выключателем «Останов» и закрыть его пожарный кран.

Примечание. Если при отключении генераторов последнего работающего двигателя напряжение в бортсети отсутствует, необходимо включить генераторы на сеть, убедиться, что напряжение в сети 28—29 в, после чего остановить второй двигатель пожарным краном;

— в случае заруливания на стоянку с выключенными первым, вторым и четвертым двигателями отключить на 3—4 сек генераторы третьего двигателя и убедиться, что напряжение (от аккумуляторов на шинах

распределительного устройства) есть, горят лампы сигнализации, вольтметр распределительного устройства показывает 24 в;

— вновь подключить генераторы третьего двигателя на сеть и произвести останов третьего двигателя;

— если при отключении генераторов напряжение в бортсети отсутствует, необходимо включить генераторы на сеть, убедиться, что напряжение в сети 28—29 в, после чего произвести останов третьего двигателя пожарным краном;

— после останова винтов обесточить все системы, кроме системы освещения, а также отключить аккумуляторные батареи и все выключатели потребителей элетроэнергии и АЗС-выключатели;

— переключатель «Аэродром — Выкл. — Борт.» установить в положение «Выкл.».

Примечание. Если при рулении самолета применялись режимы работы двигателей свыше 32° по УПРТ, то перед выключением этих двигателей необходимо охладить их в течение 2—3 мин на режиме «Земной малый газ».

3.16.А. ПОСЛЕПОЛЕТНЫЙ ОСМОТР САМОЛЕТА

После заруливания самолета на стоянку выполнить внешний осмотр самолета:

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

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

Командиру корабля осмотреть колеса шасси и убедиться в отсутствии внешних повреждений. Принять доклад от членов экипажа об осмотре самолета.

3.17. НОЧНЫЕ ПОЛЕТЫ

1. Руление выполнять с включенными рулежными фарами, АНО и маяком СМИ-2. Разрешается во время руления включать посадочные фары, но продолжительность их непрерывного горения не должна превышать 5 мин.

В случае необходимости длительного освещения посадочными фарами поочередно включать крыльевые и фюзеляжные фары. Перед выруливанием убедиться, что яркость табло отказов БСУ-ЗП отрегулирована.

2. Взлет выполняется так же, как и днем, но, как правило, с включенными посадочными фарами. На высоте 50—60 м выключить и убрать фары.

3. Полет по прямоугольному маршруту выполнять так же, как и днем. Крены на разворотах должны быть 15—20°.

4. Заходы на посадку производить так же, как и днем. Посадочные фары выпустить после четвертого разворота и включить на прямой на высоте 90—100 м.

Примечание. Бортмеханик при этом должен непрерывно наблюдать за параметрами работы двигателей.

5. При заходе на посадку в условиях ограниченной видимости (туман, дымка, осадки) фары включаются по усмотрению командира корабля.

6. Включение света посадочных фар производить после установления визуального контакта с землей.

7. В случае, если при включении света посадочных фар создается мешающий световой экран, фары должны быть выключены.

8. Посадку выполнять так же, как и днем.

9. При выполнении ночных полетов рекомендуется перед взлетом в течение 5—10 мин использовать кислородное питание для улучшения самочувствия.

10. При выполнении взлета ночью необходимо перед взлетом на исполнительном старте тщательно проверить работоспособность авиагоризонтов, убедиться, что резервный авиагоризонт переключен на аварийное питание и работает нормально.

После взлета и в развороте внимательно наблюдать за показаниями авиагоризонта. Резкое изменение показаний тангажа при развороте самолета сигнализирует о неисправной работе авиагоризонта. В этом случае необходимо перейти на пилотирование по резервному авиагоризонту и другим дублирующим приборам.

Глава 4

ПОЛЕТЫ В РАЗЛИЧНЫХ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ

4.1. ПИЛОТИРОВАНИЕ В УСЛОВИЯХ БОЛТАНКИ И ЗОНАХ ГРОВОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

Для обеспечения безопасности полетов в условиях болтанки в зонах грозовой деятельности командир корабля должен руководствоваться следующим:

1. Вход в мощную кучевую и грозовую облачность категорически запрещается.

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

2. При попадании самолета в зону болтанки или грозовой деятельности рекомендуется выдерживать скорость полета по прибору 380—420 км/ч, но не меньше 360 км/ч.

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

При необходимости набор высоты для полета над облачностью следует выполнять заблаговременно (до попадания в зону сильной болтанки). При этом скорость по прибору при наборе высоты должна быть не менее 360 км/ч.

Для сохранения указанной скорости разрешается увеличивать режим работы двигателей до взлетного (не более чем на 15 мин).

При попадании самолета в зону сильной болтанки необходимо оценить метеобстановку и вывести самолет из зоны болтанки, изменить направление или высоту полета — по согласованию с РДС.

4. Пересекать зоны грозовой деятельности в полете над облачностью запрещается. Исключением являются случаи, когда верхняя кромка облаков находится ниже (но не менее чем на 500 м) предельно допустимой

Глава 4

ПОЛЕТЫ В РАЗЛИЧНЫХ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ

4.1. Пилотирование в условиях болтанки и зонах грозовой деятельности.....	131
4.2. Снижение и заход на посадку с использованием посадочных систем.....	135
4.2.1. Снижение с высоты эшелона и заход на посадку с использованием систем ОСП-48 и СП-50.....	135
4.2.2. Снижение и заход на посадку по схеме прямоугольного маршрута.....	136
4.2.3. Снижение и заход на посадку по схеме с прямой.....	139
4.3. Заход на посадку по системе БСУ-ЗП.....	139
4.3.1. Заход на посадку по системе БСУ-ЗП в автоматическом режиме.....	139
4.3.2. Заход на посадку в директорном режиме по системам БСУ-ЗП («Путь-4МПА») и «Путь-4МП».....	144
4.4. Особенности взлета и захода на посадку в условиях сдвига ветра	148
4.5. Особенности пилотирования при выполнении визуального захода на посадку.....	148в

Утверждено 20.07.73

Зарегистрировано
(дата)

высоты для данного полётного веса. При этом самолет должен проходить выше верхней границы облаков не менее чем на 500 м, а высота полета не должна превосходить максимально допустимую.

Если в полете встречается фронтальная облачность с отдельными грозowymi очагами, то пролет между грозowymi очагами, наблюдаемыми на экране радиолокатора, разрешается при расстоянии между ними не менее 50 км. Во всех остальных случаях следует обходить зоны грозовой деятельности стороной и не пересекать их. Для обнаружения этих зон надо использовать радиолокатор. При обходе расстояние до любого обнаруженного на экране радиолокатора очага грозовой деятельности должно быть не менее 15 км.

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

5. При выполнении полетов вблизи зоны грозовой деятельности включить радиолокационную станцию в режим «Горы—Грозы» и определить расстояние между очагами грозы.

6. Если зону грозовой деятельности невозможно обойти, используя указанные выше методы, то необходимо возвратиться на аэродром вылета или произвести вынужденную посадку на близлежащий аэродром.

Курс при этом надо изменять плавно в момент уменьшения болтанки, не допуская крена более 15°. При разворотах требуется следить за скоростью, не допуская ее снижения меньше 360 км/ч.

*В случае неисправности радиолокатора пересекать грозовой фронт в полете над облачностью, разрешается только днем визу-

7. Развороты с набором высоты производить не рекомендуется. Не допускать резких движений рулями, особенно при отклонении руля высоты.

8. Во всех случаях попадания самолета в зону сильной болтанки не следует стремиться к точному выдерживанию исходного режима по высоте и скорости. Полет выполнять с полужатым управлением, пилотировать самолет по средним показаниям авиагоризонта, не допуская резких кренов, кабрирования и резких движений штурвалом.

9. При резком броске и увеличении высоты полета, вызванном мощным восходящим потоком, не допускать уменьшения скорости полета и не снижать режим работы двигателей.

В случае интенсивного подъема самолета с одновременным переходом на пикирование, вызванного восходящим потоком большой протяженности, необходимо удерживать самолет в исходном режиме, не препятствовать подъему самолета и не переводить его в режим еще большего пикирования. При этом надо внимательно следить за числом М и показаниями указателя скорости, не допуская увеличения числа М более 0,65 и скорости более 510 км/ч.

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

10. В случае непроизвольного выхода самолета на большие углы атаки начинается легкое дрожание самолета и подергивание органов управления, переходящее в дальнейшем в интенсивную тряску самолета. Рули при этом достаточно эффективны. При появлении такого дрожания или подергивания необходимо немедленно увеличить скорость полета, а если тряска началась в процессе разворота, немедленно выйти из разворота с увеличением скорости.

Если самолет после выхода на большие углы атаки опускает нос, следует, удерживая его от крена по мере увеличения скорости, плавно перевести в горизонтальный полет.

Утверждено 20.07.73

Зарегистрировано

(Дата)

11. В случае отказа авиагоризонта АГБ-3 (левого пилота) ,пользоваться показаниями АГД-1.

Если на самолетах установлены авиагоризонты АГД-1 (вместо АГИ-1С), пользоваться ими при отказе АГБ-3, помня о том, что показания крена и тангажа у них прямые и раздельные.

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

- определить на экране радиолокатора очаги гроз, периодически включая радиолокационную станцию в режим «Горы—Грозы» (очаги гроз на экране радиолокатора при работе в режиме «Обзор» отличаются от наземных изображений по характерной тени на границе очага; при изменении угла наклона антенны их изображения мало изменяются; кроме того, на расстоянии 50—100 км от очага гроз имеются радиопомехи);

- на расстоянии не менее 100 км от очагов гроз выбрать место прохода; проходить между очагами гроз разрешается, если расстояние между ними не меньше 50 км;

- при приближении к границе очага грозы на 25—30 км во избежание поражения членов экипажа разрядом молнии выключить связную радиостанцию; следует иметь в виду, что при приближении к очагам гроз самолет может войти в зону интенсивных осадков, которые дают засвет на экране радиолокатора и затрудняют определение границы очагов гроз.

13. Во всех случаях попадания самолета в зону сильной болтанки необходимо:

- выключить автопилот, если он был включен;

- дать команду пассажирам пристегнуться ремнями.

14. Вход в облака, как правило, выполнять на установившемся режиме. Вход в облака на неустановившемся режиме с креном опасен, так как при восстановлении режима горизонтального полета в условиях болтанки можно допустить ошибки в пилотировании.

15. Командир корабля не должен покидать свое место при подходе к зоне грозовой деятельности или интенсивной турбулентности.

134

4.2. СНИЖЕНИЕ И ЗАХОД НА ПОСАДКУ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПОСАДОЧНЫХ СИСТЕМ

4.2.1. Заход на посадку по системе ОСП

Заход на посадку по системе ОСП выполнять в следующем порядке:

- вывести самолет на ДПРМ и продолжить полет в соответствии с утвержденной схемой захода на посадку для данного аэродрома;

- после пролета траверза ДПРМ до начала третьего разворота выпустить шасси.

Примечание. В целях экономии топлива разрешается выпускать шасси между третьим и четвертым разворотами перед выпуском закрылков на угол 15°, а при заходе по кратчайшему пути — на удалении не менее 18 км.

В этом случае окончанием контроля по Карте контрольных проверок, разд. «Перед третьим разворотом», является доклад бортмеханика об окончании выпуска шасси.

Выполнить третий разворот с углом крена 15° на скорости по прибору 350—320 км/ч;

- после выхода из третьего разворота на скорости не более 320 км/ч выпустить закрылки на угол 15°. Продолжить полет к точке начала четвертого разворота.

Примечание. На аэродромах, где внедрена схема захода на посадку с углом крена 25°, выпуск закрылков на угол 15° произвести после выпуска шасси до третьего разворота, на скорости не более 320 км/ч. Третий разворот выполнять с углом крена 25° на скорости 320—300 км/ч в штурвальный режим или от рукоятки «Разворот». Если от рукоятки «Разворот» не обеспечивается угол крена 25°, то отключить автопилот кнопкой КБО и выполнить разворот в штурвальном режиме;

- выполнить четвертый разворот с углом крена 15° на скорости по прибору 320—300 км/ч;

- на предпосадочной прямой, перед входом в глиссаду на скорости не более 300 км/ч допустить закрылки на угол 30°. Уменьшить скорость по прибору до значений, соответствующих графику, приведенному на рис. 13. После выпуска закрылков на угол 30° бортмеханик докладывает командиру корабля: «Закрылки выпущены на 30°, шасси выпущено, самолет к посадке готов»;

- установить самолет на такой курс, чтобы курсовой угол ДПРМ был равен нулю при отсутствии сноса;

- при сносе установить самолет на такой курс, чтобы курсовой угол равнялся углу сноса (при правом сносе) или 360° — УС (при левом сносе);

- в дальнейшем выдерживать такой курс, чтобы курсовой угол ДПРМ не изменял установленного значения;

- при незначительных изменениях курса, что указывает на неточность его подбора, поправку в курс изменять так, чтобы курсовой угол, соответственно, увеличивался или уменьшался на 2—3°;

- за несколько секунд до пролета ДПРМ стрелка указателя радиоконюаса начинает смещаться. С

06.11.84

135

этого момента, не меняя курса следует пользоваться показаниями АРК, настроенного на БПРМ. Момент пролета ДПРМ определять по сигналам радиомаркера, а также по переходу стрелки указателя первого радиоконуса на отсчеты, близкие к 180°;

— направление по второму радиоконусу выдерживать в таком же порядке, как указано выше.

Заданный профиль полета на предпосадочной прямой выдерживать в следующем порядке:

— в расчетной точке входа в глиссаду перевести самолет на снижение с вертикальной скоростью, превышающей расчетную на 1—1,5 м/с. Снижение с указанной вертикальной скоростью продолжать до высоты на 30—20 м больше установленной для пролета ДПРМ, и если к этому времени самолет не пролетел ДПРМ, необходимо установить двигателям режим работы, соответствующий горизонтальному полету, и перевести самолет в горизонтальный полет;

— горизонтальный полет выполнять до момента пролета ДПРМ;

— при пролете ДПРМ перевести самолет на снижение с расчетной вертикальной скоростью. На высоте больше ВПР на 30—40 м командир корабля переводит взгляд во внекабинное пространство для установления визуального контакта с наземными ориентирами и оценки положения воздушного судна;

— если к моменту достижения ВПР принято решение о посадке, командир корабля продолжает снижение с расчетной вертикальной скоростью, обеспечивающей пролет порога ВПП на высоте 10—12 м;

— если к моменту достижения ВПР не установлен визуальный контакт с наземными ориентирами или пространственное положение самолета оценивается как непосадочное, необходимо немедленно начать маневр по уходу на второй круг.

4.2.2. Заход на посадку по системе СП (ИЛС)

Снижение самолета с высоты эшелона и пробивание облачности производится по показаниям АРК, настроенных на ДПРМ и БПРМ.

Подготовка экипажа к выполнению захода на посадку

1. Получив разрешение от руководителя полетов войти в зону аэродрома, оборудованного системой СП (ИЛС), экипаж самолета в соответствии с утвержденной для данного аэродрома схемой выполняет маневр снижения самолета, используя имеющиеся радионавигационные средства, и выводит самолет к началу четвертого разворота на установленную для данного аэродрома высоту.

2. Выполняя полет по утвержденной для данного аэродрома схеме, экипаж самолета обязан:

а) прежде чем включать питание курсового и глиссадного радиоприемников, убедиться, что стрелки курса и глиссады прибора ПСП-48 или НКП-4 находятся строго в центре шкалы; в случае, если стрелки отклонены в сторону, установить их в центре шкалы при помощи механических корректоров;

б) поставить переключатель с маркировкой «СП-50-ИЛС» в положение «СП-50» или «ИЛС»;

— установить на щитке управления номер канала соответственно рабочим частотам курсо-глиссадных радиомаяков в данном аэропорту;

— включить питание курсо-глиссадного и маркерного приемников;

— проверить электрическую балансировку указателя курсового приемника только для режима СП-50. Для проверки электрической балансировки необходимо нажать ручку «баланс» и, если стрелка при этом не установится в центре черного кружка шкалы, то, не отпуская ручку, повернуть ее в ту или иную сторону, совмещая стрелку с центром шкалы;

— убедиться в исправной работе курсового и глиссадного радиоприемников на самолете по отклонению стрелок прибора ПСП и по закрытию бленкеров на шкале прибора ПСП; проверка исправности производится в период от пролета траверза дальней приводной радиостанции до начала четвертого разворота.

Запрещается вращать ручку баланса, когда окна бленкеров на приборе ПСП не закрыты черными флажками.

3. При подходе к зоне глиссады стрелка глиссады прибора ПСП-48 или НКП-4 начнет отходить от края шкалы. Когда стрелка глиссады подойдет к белому кружку, самолет плавно перевести на снижение. Пилотирование на глиссаде выполнять, поддерживая стрелки курса и глиссады в нулевом положении.

4. Уточнить посадочный курс следования по данным, полученным с земли, при этом отклонения стрелки глиссады прибора ПСП будут ограничены:

— над дальней приводной радиостанцией — в пределах до второй точки;

— над ближней приводной радиостанцией — в пределах до первой точки.

Пролет дальней приводной радиостанции

Пролетая над дальней приводной радиостанцией, которая является контрольным пунктом при заходе на посадку, экипаж самолета обязан:

1. При полете в зоне курса определить точность подбора посадочного курса самолета, а именно: если при полете с подобранным посадочным курсом следования стрелка курса прибора ПСП находится хотя и не в центре шкалы, но в неподвижном состоянии, то курс подобран правильно и можно продолжать полет с тем же курсом, стремясь небольшими доворотами привести стрелку курса к черному кружку.

2. При полете в зоне глиссадного маяка определить по высоте пролета дальней приводной радиостанции возможность продолжать снижение по глиссаде:

— если над дальней приводной радиостанцией при полете по осевой линии зоны глиссады и несколько выше ее (в пределах второй точки) высота полета будет соответствовать или незначительно превышать установленную для данного аэропорта высоту пролета ДПРМ, то можно продолжать дальнейшее снижение по глиссаде;

— если при этом положении стрелки глиссады прибора ПСП высота пролета ДПРМ будет менее установленной для данного аэропорта высоты пролета, то дальнейшее снижение самолета по глиссаде радиомаяка запрещается и экипаж должен немед-

ленно перейти на снижение по правилам, установленным для системы ОСП, считая, что глиссадный маяк или ПСП-48 неисправны.

На высоте, больше ВПР за 30—40 м, командир корабля переводит взгляд во внекабинное пространство для установления визуального контакта с наземными ориентирами и оценки положения воздушного судна.

Пролет ближней приводной радиостанции:

1. При подлете к ближней приводной радиостанции для обеспечения возможности перехода над ней на визуальный полет экипаж обязан, учитывая уменьшение линейной ширины зоны, особенно внимательно относиться к пилотированию самолета и следить за тем, чтобы стрелки прибора ПСП не входили за следующие пределы: стрелка курса — за пределы черного кружка, стрелка глиссады — за пределы первой точки.

2. При этом не допускать снижения самолета по глиссаде вне видимости земли ниже высоты принятия решения.

3. Если к моменту достижения ВПР принято решение о посадке, командир корабля продолжает снижение с расчетной вертикальной скоростью, обеспечивающей пролет порога ВПП на высоте 10—12 м.

4. Если к моменту достижения высоты принятия решения не установлен визуальный контакт с наземными ориентирами или пространственное положение самолета оценивается как непосадочное, необходимо немедленно начать маневр по уходу на второй круг.

4.2.3. Снижение и заход на посадку по схеме с прямой

Маневр захода на посадку с прямой выполняется согласно установленной схеме при условии возможного безопасного снижения и подхода к аэродрому с курсом, равным посадочному или отличающимся от него менее чем на $\pm 90^\circ$. При этом учитываются: рельеф местности, оборудование аэродрома навигационными средствами, метеосостояние и воздушная обстановка в районе аэродрома.

На расстоянии 20—25 км до аэродрома погасить скорость по прибору до 350 км/ч и выпустить шасси. На расстоянии 18—15 км при скорости по прибору 320 км/ч выпустить закрылки на угол 15° . Доворот на посадочный круг произвести в точке начала четвертого разворота. Дальнейший полет выполнять аналогично полету на посадочном курсе (после четвертого разворота) при построении маневра захода на посадку методом прямоугольного маршрута (гл. 3, разд. 3.11).

4.3. ЗАХОД НА ПОСАДКУ ПО СИСТЕМЕ БСУ-ЗП

При заходе на посадку по системе БСУ-ЗП выпуск шасси и закрылков выполнять в соответствии с гл. 3, разд. 3.11 настоящего Руководства. Скорость предпосадочного планирования выдерживать в соответствии с графиком, приведенным на рис. 13.

4.3.1. Заход на посадку по системе БСУ-ЗП в автоматическом режиме

Перед выполнением захода на посадку в автоматическом режиме экипаж самолета обязан:

1. Задатчик курса на обоих приборах НКП-4 установить на магнитный курс посадки.

2. На высоте построения предпосадочного маневра перевести самолет в режим горизонтального полета и включить кнопку-лампку «Вкл.КВ». Допускается включать кнопку-лампку «Вкл. КВ» при вертикальной скорости не более 5 м/с (без перевода самолета в режим горизонтального полета).

3. Предпосадочный маневр до начала четвертого разворота выполнять по показаниям АРК, РЛС и РСР с помощью рукояток управления автопилота «Разворот» и «Спуск-Подъем».

Примечание. На аэродромах, где внедрена схема захода на посадку с углом крена 25°, руководствоваться примечанием к п. 2 подразд. 3.11. При этом, если по необходимости был отключен автопилот на третьем развороте, то после него, убедившись в отсутствии несбалансированных усилий на штурвале, вновь включить автопилот.

4. После выпуска шасси:

— проверить правильность установки рабочей частоты системы СП-50 (ИЛС) на пульте управления «Курс-МП-И» и убедиться в исправной работе аппаратуры «Курс-МП-И» по погасанию сигнальных ламп K_1 , K_2 , G_1 , G_2 и табло «КРП», «ГРП», а также по соответствующему отклонению планок положения на приборах НКП-4;

— установить выключатель «СТУ» в положение «Подг.»;

— убедиться, что система контроля автопилота и система «Путь-4МПА» исправны, для чего нажать и отпустить кнопку «Тест-Контроль»; через 2—3 с должна сработать сигнализация: звуковая (сирена) и световая (горят табло «Путь-бок.», «Путь-прод.», «АП-бок.» и «АП-прод.»).

Примечание. В случае несрабатывания сигнализации системы контроля нажать кнопку «Тест-Контроль» повторно. Несрабатывание табло «АП-бок.» или «АП-прод.», «Путь-бок.» или «Путь-прод.» при повторном нажатии кнопки «Тест-Контроль» свидетельствует о неисправности системы контроля соответствующего канала системы БСУ-ЗП. В этом случае экипаж должен выключить неисправный канал системы выключателями «Попер.» или «Продол.» и перейти на ручное пилотирование по этому каналу;

— проверить электрический баланс приемников аппаратуры «Курс-МП-И» при негорящих лампах K_1 , K_2 и табло «КРП».

Примечания: 1. Электрический баланс в режиме «ИЛС» не проверяется.

2. При выпуске шасси между третьим и четвертым разворотами проверку БСУ-ЗП и КУРС-МП-И производить до выполнения третьего разворота.

- по курсу — в пределах кружка;
- по глиссаде — не более + 1 точки.

12. По достижении самолетом высоты принятия решения командир корабля должен, выключить автопилот и приступить к выполнению посадки в соответствии с гл. 3, разд. 3.11, 3.12, 3.13 и 3.14 или выполнить уход на второй круг в соответствии с гл. 3, разд. 3.15 настоящего Руководства.

13. После перехода с приборного на визуальный полет до достижения высоты принятия решения командир корабля должен оценить положение и направление движения самолета по отношению к осевой линии ВПП.

а) посадка разрешается, если боковое отклонение от осевой линии ВПП не превышает 40 м (самолет находится в пределах ширины светового горизонта № 1) и при этом самолет движется параллельно осевой линии или по направлению к ней.

Предупреждение. Решение о выполнении посадки или об уходе на второй круг должно быть принято не позднее достижения, высоты принятия решения.

б) Приняв решение выполнять посадку, командир корабля должен немедленно начать разворот в сторону осевой линии ВПП.

в) Для того чтобы в процессе разворота угол крена не превысил 15°, необходимо после начала заметного крена самолета (либо по получении от второго пилота доклада «Крен десять») немедленно отклонить штурвал для вывода самолета из крена.

г) Маневр выполнять с таким расчетом, чтобы в момент пролета торца ВПП боковое отклонение от осевой линии составляло не более четверти ширины полосы. Перед приземлением самолет должен двигаться параллельно осевой линии на расстоянии от нее не более 1/4 ширины ВПП.

д) При выполнении бокового предпосадочного маневра снижение следует производить с вертикальной скоростью, соответствующей полету по глиссаде. При этом высота пролета торца ВПП должна составлять 10 ± 3 м.

е) При выполнении бокового маневра желательно не изменять режим работы двигателей. В этом случае при правильно выбранном режиме и при выдерживании вертикальной скорости, соответствующей полету по глиссаде скорость полета в процессе маневра до пролета торца ВПП уменьшается на 10 км/ч по прибору.

Предупреждение. До момента пролета торца ВПП устанавливать двигателям режим полетного малого газа ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

ж) Приземление самолета производится на расстоянии 300—400 м от торца ВПП после его пролета.

з) Второй пилот осуществляет контроль положения самолета по приборам, докладывает командиру корабля:

- «Крен десять» — по достижении крена 10°;
- «Скорость мала» — если скорость до пролета торца ВПП уменьшается до 240 км/ч по прибору;
- «Крутое снижение» — если вертикальная скорость снижения достигает 5 м/сек.

14. После выполнения каждого захода на посадку для восстановления порций сигналов в «Путь—4МПА» устанавливать выключатель «СТУ» в положение «Откл.».

15. После посадки выключить АЗС «Обогрев АП».

4.3.2. Заход на посадку в директорном режиме по системам БСУ-ЗП («Путь-4МПА») и «Путь-4МП»

Перед выполнением директорного захода на посадку, экипаж самолета обязан:

1. Задатчик курса на обоих приборах НКП-4 установить на магнитный курс посадки.

2. После выпуска шасси:

— проверить правильность установки рабочей частоты системы СП-50 (ИЛС) на пульте управления «Курс-МП-II» и убедиться в нормальной работе аппаратуры «Курс-МП-II» по погасанию сигнализации К₁, К₂, «КРП» и Г₁, Г₂, «ГРП», а также по соответствующему отклонению планок положения на приборах НКП-4;

Утверждено 20.07.73

Зарегистрировано

(дата)

143

Утверждено 20.07.73

Зарегистрировано

(дата)

— в системе БСУ-ЗП выключатель «СТУ» установить в положение «Подг.», в системе «Путь-4МП» выключатель «Командные стрелки» установить в положение «Вкл.» и убедиться, что световая сигнализация «Путь—бок.» и «Путь—прод.» не горит (во время включения выключателя допускается кратковременное загорание сигнализации);

— в системе БСУ-ЗП убедиться в нормальной работе системы контроля «Путь—4МПА», для чего нажать и отпустить кнопку «Тест—Контроль»; при этом должна сра-

ботать световая сигнализация «Путь-бок.» и «Путь-прод.»;

— проверить электрический баланс приемников аппаратуры «Курс-МП-II» при погашенной световой сигнализации K_1 , K_2 , «КРП».

Примечания: 1. Электрический баланс в режиме «ИЛС» не проверяется.

2. При выпуске шасси между третьим и четвертым разворотами проверку БСУ-ЗП и КУРС-МП-II производить до выполнения третьего разворота.

3. После выполнения третьего разворота выпустить закрылки на угол 15° .

4. Определив момент начала четвертого разворота, создать крен в сторону отклонения командной стрелки курса такой величины, чтобы командная стрелка прибора ПП-75 стала в нулевое положение. Крен при этом должен быть не более $\pm 20^\circ$.

В дальнейшем небольшими отклонениями штурвала удерживать командную стрелку в пределах центрального кружка. При этом не следует преждевременно выводить самолет из заданного крена. Допустимы колебания командной стрелки в пределах центрального кружка прибора ПП-75. При длительном же отклонении командной стрелки от среднего положения даже на небольшую величину появится ошибка в выводе самолета на равносигнальную линию зоны курса.

В случае раннего четвертого разворота самолет выводится на равносигнальную линию курса в два этапа: сначала разворачивается на угол 60° и приближается к ЛЗП под углом 30° без крена (курсовая планка НКП-4 зашкалена), затем с момента отклонения планки курса на приборах НКП-4 самолет входит в крен и выходит на ЛЗП.

При очень позднем начале четвертого разворота самолет разворачивается на угол 120° и без крена приближается к ЛЗП под углом 30° с другой стороны; с момента отшкаливания планки курса на НКП-4 самолет входит в крен и выходит на ЛЗП.

В процессе четвертого разворота вести контроль за правильностью вписывания самолета на равносигнальную линию курса посадочного маяка по показаниям АРК, НКП-4, ПП-75, АГД-1 и по информации диспетчера ДПС.

06.11.84

145

Утверждено 20.07.73

Зарегистрировано

(дата)

144а

ВНИМАНИЕ! ЧЕТВЕРТЫЙ РАЗВОРОТ ВЫПОЛНЯЕТЬ НА ТАКОМ УДАЛЕНИИ ОТ ВПП, ЧТОБЫ ВЫХОД САМОЛЕТА ИЗ РАЗВОРОТА ПРОИСХОДИЛ ЗА 3—4 КМ ДО ВХОДА В ГЛИССАДУ.

2. ЕСЛИ ПЕРЕД ВЫПОЛНЕНИЕМ ЧЕТВЕРТОГО РАЗВОРОТА ПОКАЗАНИЯ ПЛАНОВ КУРСА ПО ПРИБОРАМ НКП-4 НЕ СООТВЕТСТВУЮТ ПОЛОЖЕНИЮ САМОЛЕТА ОТНОСИТЕЛЬНО ЛЗП (НАПРИМЕР, САМОЛЕТ НАХОДИТСЯ В ЛОЖНОЙ ЗОНЕ РАДИОМАЯКА), НЕОБХОДИМО ВЫВЕСТИ САМОЛЕТ НА ПОСАДОЧНУЮ ПРЯМУЮ, ИСПОЛЬЗУЯ ПОКАЗАНИЯ АРК И КОМАНДЫ ДИСПЕТЧЕРА ДПС, ПОСЛЕ ЧЕГО НАЧАТЬ ПИЛОТИРОВАНИЕ ПО КОМАНДНОЙ СТРЕЛКЕ КУРСА.

3. ПРИ ОБНАРУЖЕНИИ ЗНАЧИТЕЛЬНОГО ВЛИЯНИЯ НА КОМАНДНЫЕ СТРЕЛКИ ПРИБОРОВ ПП-75 И ПЛАНКИ ПРИБОРОВ НКП-4 СКАНИРОВАНИЯ АНТЕННЫ РАДИОЛОКАТОРА ПРИ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ ВЫКЛЮЧИТЬ РЛС ИЛИ УСТАНОВИТЬ ЕЕ В РЕЖИМ «СНОС».

5. После выполнения четвертого разворота, перед входом в глиссаду, довыпустить закрылки на угол 30°.

6. В момент прохождения планки глиссады через нулевое положение (по прибору НКП-4) перевести самолет в режим снижения, затем плавным движением колонки штурвала привести командную стрелку глиссады на ПП-75 в нулевое положение.

ВНИМАНИЕ! ПРИ ПОЛЕТЕ С СИСТЕМОЙ БСУ-ЗП В МОМЕНТ НАЧАЛА СНИЖЕНИЯ ПО ГЛИССАДЕ ВТОРОЙ ПИЛОТ ДОЛЖЕН НАЖАТЬ И ОТПУСТИТЬ КНОПКУ-ЛАМПУ «ГЛИСС» НА ПУЛЬТЕ УПРАВЛЕНИЯ АВТОПИЛОТОМ. КНОПКА-ЛАМПА «ГЛИСС» ПОСЛЕ ОТПУСКАНИЯ ГОРЕТЬ НЕ ДОЛЖНА, И В СИСТЕМЕ «ПУТЬ-4МПА» ПРОИЗОЙДЕТ ПЕРЕКЛЮЧЕНИЕ ПОРЦИЙ СИГНАЛОВ КУРСОВОЙ И ГЛИССАДНОЙ ЗОН, НЕОБХОДИМОЕ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ УСТОЙЧИВОСТИ ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА ПРИ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ В ДИРЕКТОРНОМ РЕЖИМЕ НА УЧАСТКЕ ДПРМ-БПРМ.

Для удержания самолета на заданной траектории следует своевременно отклонять органы управления на небольшие углы в соответствии с отклонением командных стрелок от центрального кружка. При больших отклонениях командных стрелок не следует резко отклонять органы управления, чтобы не «разболтать» самолет. При резких кратковременных отклонениях командных стрелок приборов ПП-75 и планок приборов НКП-4 не следует «гоняться» за этими бросками, вызываемыми помехами в курсо-глиссадных каналах.

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

7. При пролете ДПРМ экипаж самолета должен определить возможность продолжения директорного захода на посадку. Для этого необходимо убедиться в том, что:

— отклонения самолета от заданной траектории по курсу и глиссаде не превышают ± 1 точки (по НПК-4);

— высота пролета ДПРМ не ниже 30 м от установленной высоты для данного аэродрома;

— крен самолета, необходимый для удержания командной стрелки в нулевом положении, не превышает 10° (после вписывания на равносигнальную линию курса).

Если отклонения самолета не превышают указанных, то заход на посадку по командным стрелкам продолжается до высоты 60 м.

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

9. При пролете БПРМ отклонения самолета от заданной траектории должны находиться в следующих пределах (по НКП-4):

- по курсу — в пределах кружка;
- по глиссаде — не более ± 1 точки.

10. По достижении самолетом высоты принятия решения командир корабля должен перейти на визуальный полет для выполнения посадки в соответствии с гл. 3, разд. 3. 11, 3. 12, 3. 13 и 3. 14 или выполнить уход на второй круг в соответствии с гл. 3, разд. 3. 15 настоящего Руководства.

11. При директорном заходе на посадку экипаж самолета должен систематически контролировать положение самолета по приборам ПП-75, АГД-1, НКП-4, ВАР-30 и по высотомеру.

12. После выполнения каждого захода на посадку по системе БСУ-ЗП в директорном режиме для восстановления порций сигналов «Путь-4МПА» устанавливать выключатель «СТУ» в положение «Откл.».

4.4. ОСОБЕННОСТИ ВЗЛЕТА И ЗАХОДА НА ПОСАДКУ В УСЛОВИЯХ

СДВИГА ВЕТРА.

Сдвиг ветра - изменение скорости и (или) направления ветра в пространстве, включая восходящие и нисходящие потоки. Сдвиг ветра может вызвать быстрое изменение приборной скорости полета.

Уменьшение встречной составляющей скорости ветра или появление и увеличение ее попутной составляющей (сдвиг ветра попутного направления) приводят к уменьшению приборной скорости и искривлению траектории вниз.

Уменьшение попутной составляющей скорости ветра или появление и увеличение ее встречной составляющей (сдвиг ветра встречного направления) приводят к увеличению приборной скорости и искривлению траектории вверх.

Указанные явления могут усиливаться или ослабляться дополнительным воздействием восходящих или нисходящих потоков.

4.4.1. Взлет в условиях сдвига ветра

Основные признаки попадания в условия сдвига ветра на взлете;

- изменение, по сравнению с обычным, темпа роста скорости на разбеге;
- изменение, по сравнению с обычным, темпа роста приборной скорости набора высоты на воздушном участке взлета.

А. Взлет при наличии информации о сдвиге ветра

При наличии прогноза о сдвиге ветра на взлете оцените его интенсивность и направление, примите решение о взлете.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВЗЛЕТ ПРИ СИЛЬНОМ И ОЧЕНЬ СИЛЬНОМ СДВИГЕ ВЕТРА (4м/с и более на 30 м высоты) ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

Взлет производите при полной взлетной тяге двигателей. Используйте для взлета полную длину ВПП или наиболее длинную ВПП.

На разбеге внимательно следите за ростом приборной скорости и в случае неприемлемого замедления или прекращения ее роста до достижения скорости V_1 - взлет прекратите.

Подъем носового колеса и первоначальный набор высоты производите на скорости на 10 - 15 км/ч больше расчетной.

После отрыва самолета от ВПП выдерживайте такое положение самолета по тангажу, которое требуется в обычных условиях при начальном наборе высоты со всеми работающими двигателями.

Для поддержания положительной скороподъемности пилотируемый самолет на скорости не менее V_2 .

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. УМЕНЬШЕНИЕ УГЛА ТАНГАЖА, С ЦЕЛЮ УВЕЛИЧЕНИЯ ПРИБОРНОЙ СКОРОСТИ, НЕ ПОЗВОЛЯЕТ ПОЛНОСТЬЮ ИСПОЛЬЗОВАТЬ МАКСИМАЛЬНУЮ СКОРОПОДЪЕМНОСТЬ, ПОЭТОМУ УВЕЛИЧЕНИЕ ПРИБОРНОЙ СКОРОСТИ ПУТЕМ ПЛАВНОГО УМЕНЬШЕНИЯ УГЛА ТАНГАЖА ПРОИЗВОДИТЕ ПОСЛЕ НАБОРА ВЫСОТЫ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩЕЙ ПРОЛЕТ ПРЕПЯТСТВИЙ.

Уборку механизации крыла производите только после выхода из зоны сдвига ветра на скорости, рекомендованной РЛЭ.

Б. Взлет при отсутствии информации о сдвиге ветра.

В случае попадания на разбеге в условия сдвига ветра с неприемлемым замедлением или прекращением роста приборной скорости до достижения скорости V_1 - взлет прекратите.

При обнаружении сдвига ветра после достижения скорости V_1 подъем носового колеса производите на скорости на 10 - 15 км/ч больше расчетной, используя при необходимости всю располагаемую длину ВПП. Если взлет производился с уменьшенной тягой, немедленно переведите двигатели на взлетный режим.

При воздействии сдвига ветра после отрыва пилотирование производите в соответствии с указаниями п.А.

4.4.2. Заход на посадку в условиях сдвига ветра

Основные признаки попадания в условия сдвига ветра при заходе на посадку:

- изменение приборной и (или) вертикальной скорости снижения, для парирования которого требуется ряд последовательных увеличений или уменьшений режима работы двигателей;
- быстрое изменение установившегося соотношения между воздушной и путевой скоростями.

А. Заход на посадку при наличии информации о сдвиге ветра

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ПРОГНОЗИРУЕМЫХ СИЛЬНОМ ИЛИ ОЧЕНЬ СИЛЬНОМ СДВИГАХ ВЕТРА (4 м/с и более на 30 м высоты) ЗАХОД НА ПОСАДКУ ЗАПРЕЩАЕТСЯ. УЙДИТЕ НА ЗАПАСНОЙ АЭРОДРОМ.

1. Заход на посадку и посадку выполняйте с закрылками, выпущенными на угол 15°, при условии достаточности потребной длины ВПП.
2. При прогнозируемом умеренном сдвиге ветра попутного направления вдоль глиссады снижения увеличьте начальную (исходную) скорость захода на посадку на 15 - 20 км/ч.
3. При прогнозируемом умеренном сдвиге ветра встречного направления вдоль глиссады снижения заход на посадку осуществляйте на скоростях, рекомендованных для обычных условий.
4. При уменьшении приборной скорости и (или) увеличении вертикальной скорости снижения немедленно увеличьте режим работы двигателей. По мере восстановления приборной скорости, вертикальной скорости снижения и положения самолета на глиссаде плавно уменьшите режим работы двигателей.

Путем ряда последовательных увеличений режима работы двигателей и при необходимости уменьшения режима поддерживайте параметры снижения по глиссаде.

5. При увеличении приборной скорости и (или) уменьшении вертикальной скорости снижения уменьшите режим работы двигателей. Не допускайте подъема носа самолета и увеличения приборной скорости захода на посадку более чем на 20 км/ч. По мере восстановления приборной скорости, вертикальной скорости снижения и положения самолета на глиссаде увеличьте режим работы двигателей.

Путем ряда последовательных уменьшений режима работы двигателей и при необходимости увеличения режима поддерживайте параметры снижения по глиссаде.

Б. Заход на посадку при отсутствии информации о сдвиге ветра.

1. При обнаружении внезапного уменьшения приборной скорости и (или) увеличения вертикальной скорости снижения действуйте в соответствии с указаниями п. А. 4.

2. При обнаружении внезапного увеличения приборной скорости и (или) уменьшения вертикальной скорости снижения действуйте в соответствии с указаниями п. А. 5.

4.4.3. Уход на второй круг

Уйдите на второй круг с использованием взлетного режима и примите решение о посадке на запасном аэродроме, если:

1. Для парирования внезапного уменьшения приборной скорости и (или), увеличения вертикальной скорости снижения при заходе на посадку требуется номинальный или более номинального режим работы двигателей;

2) после пролета ДПРМ вертикальная скорость снижения превышает расчетную на 3 м/с и более;

3) при пролете БПРМ отклонения самолета от заданной траектории по глиссаде превышают ± 1 точку по прибору НКП-4;

4) самолёт попал в условия сдвига ветра на участке после пролёта БПРМ до минимальной высоты ухода на второй круг (СМ п. 3.15).

Уход на второй круг выполняйте, при необходимости с использованием рекомендаций п. 4.4.1.А "Взлёт при наличии информации о сдвиге ветра".

1486

Изм.

№58
28. 12. 92

4.5. Особенности пилотирования при выполнении визуального захода на посадку.

Визуальный заход на посадку - продолжение захода на посадку по приборам, когда часть схемы или вся схема захода на посадку по приборам не завершена и заход на посадку выполняется при визуальном контакте с ВПП и (или) ее ориентирами.

Как правило, жесткая схема визуального захода на посадку не устанавливается. В общем случае она представляет собой выполнение кругового маневра на высоте не ниже минимальной высоты снижения для конкретного аэродрома (рис. 18а).

При выполнении визуального захода на посадку самолет пилотирует командир воздушного судна. Второй пилот в это время контролирует полет по приборам, обращая особое внимание на выдерживание установленной для данного аэродрома минимальной высоты снижения (Н_{мс}), скорости захода на посадку и величины угла крена. О достижении угла крена 30° он должен немедленно доложить КВС.

Вход в зону (район) аэродрома может осуществляться:

- по установленным схемам (STAR) и захода на посадку;
- по траекториям, задаваемым органом УВД (метод векторения);
- по установленным схемам пробывания облачности, предусматривающим выход ВС в непосредственной близости от ВПП.

При отсутствии аэродромных радиотехнических средств навигации и посадки или их выключении вход в зону аэродрома осуществляется по ПВП с соблюдением установленных минимальных безопасных высот полета.

При этом до выхода в точку начала визуального захода на посадку (ТНВЗП) выпустить шасси и механизацию крыла в положение $\delta z = 15^\circ$.

После достижения установленной высоты начала визуального захода на посадку, если визуальный контакт с ВПП и(или) ее ориентирами не установлен, перевести самолет в горизонтальный полет до момента установления надежного визуального контакта с ВПП и(или) ее ориентирами или до установленной точки ухода на второй круг.

После установления надежного визуального контакта с ВПП и(или) ее ориентирами доложить диспетчеру "Полосу вижу, захожу визуально" и получить решение(подтверждение) на выполнение визуального захода на посадку, после чего выполните снижение до минимальной высоты, установленной для данного аэродрома, но не ниже 210 м.

В процессе выполнения визуального захода на посадку необходимо иметь постоянный визуальный контакт с ВПП и(или) ее ориентирами. Если при выходе на аэродром по приборам до установленной точки ухода на второй круг визуальный контакт с ВПП и /или ее ориентирами не установлен или в процессе визуального маневрирования потерян, выполнить уход на второй круг.

Для выхода на установленную для данного направления ВПП схему ухода на второй круг по приборам выполните разворот в сторону ВПП с набором высоты до вывода самолета на курс ухода на второй круг. Дальнейший полет выполнять по схеме ухода на второй круг по приборам.

Маневрирование при выполнении визуального захода на посадку выполняйте с креном не более 30°. При этом в процессе маневрирования на высотах 200 м и менее допускается срабатывание сигнализации «ВЕЛИКИЙ КРЕН ЛЕВ. (ПРАВ.)» В этом случае необходимо усилить контроль за величиной угла крена.

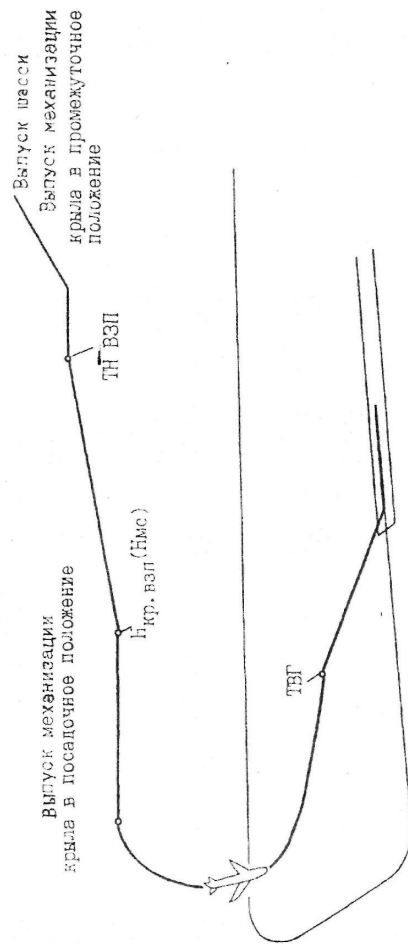
До начала разворота в направлении ВПП предполагаемой посадки на высоте не ниже минимальной высоты снижения необходимо:

- выпустить закрылки в положение $\delta z = 30^\circ$;
- установить скорость $V_{зп} + 10$ км/ч ;
- подать команду зачитать Карту контрольной проверки "Перед входом в глиссаду" и проконтролировать выполнение всех необходимых операций.

Разворот на посадочный курс выполнять с выдерживанием скорости $V_{зп} + 10$ км/ч со снижением с вертикальной скоростью не превышающей 5 м/с до высоты входа в глиссаду (H_{вг}). Рекомендуемая величина крена при этом 20°, но не более 30°. Высота входа в глиссаду должна быть не менее 150 м.

При довороте на посадочный курс (на предпосадочной прямой) доложить диспетчеру о готовности к посадке и получить разрешение на посадку.

После выхода на посадочный курс оценить положение самолета относительно ВПП. Если положение самолета обеспечивает выполнение безопасной посадки, установить скорость захода на посадку $V_{зп}$ и режим снижения по глиссаде (3°) (градиент снижения 5,2%).



Визуальный заход на посадку (круговой маневр)

Рис. 18а

ГЛАВА 5

ОСОБЫЕ СЛУЧАИ ПОЛЕТА

5.1. Основные признаки отказа двигателя в полете.....	151
5.2. Отказ двигателя на взлете.....	153
5.3. Отказ двигателя в наборе высоты, в горизонтальном полете и на снижении.....	155
5.4. Посадка с одним отказавшим двигателем.....	157
5.5. Автоматический заход на посадку с одним отказавшим двигателем.....	158
5.6. Полет с двумя отказавшими двигателями.....	159
5.7. Посадка с двумя отказавшими двигателями.....	160
5.8. Полет и посадка с неработающим двигателем, винт которого авторотирует.....	163
5.8.1. Отказ двигателя в горизонтальном полете.....	163
5.8.2. Отказ двигателя на предпосадочном планировании и при посадке.....	166
5.9. Экстренное снижение.....	168
5.10. Запуск двигателя в воздухе.....	170
5.11. Останов двигателя в полете.....	172
5.12. Пилотирование самолета при уходе триммера руля поворота или элеронов в крайнее положение.....	172
5.13. Действия экипажа при вынужденной посадке самолета.....	173
5.13.1. Посадка на сушу.....	173
5.13.2. Посадка на воду.....	177
5.14. Посадка самолета с убранными закрылками.....	183
5.15. Посадка с закрылками, выпущенными на угол 15°	184
5.16. Действия экипажа при отказах системы БСУ-ЗП	184
5.16.1. Действия экипажа при отказе БСУ-ЗП в режиме автоматического захода на посадку.....	185
5.16.2. Действия экипажа при отказе БСУ-ЗП в режиме директорного захода на посадку.....	187
5.16.3. Действие экипажа при отказе БСУ-ЗП в режимах автоматической стабилизации и управления самолетом через автопилот.....	188
5.17. Действия экипажа при отказе системы «Путь-4МП».....	189
5.18. Полеты с заснеженных, покрытых слякотью и обледеневших ВПП.....	190
5.18.1. Состояние ВПП.....	190
5.18.2. Руление.....	191
5.18.3. Взлет.....	191
5.18.4. Отказ двигателя на разбеге.....	192
5.18.5. Посадка.....	193
5.19. Пилотирование самолета при отказе всех основных и резервного авиагоризонтов в сложных метеоусловиях.....	194
5.20. Пожар на самолёте.....	195
5.20.1. Пожар в отсеках мотогондол.....	195
5.20.2. Пожар внутри двигателя.....	196
5.20.3. Пожар в отсеке бака №12 (на самолёте Ил-18Д).....	197
5.20.4. Пожар установки ТГ-16 (ТГ-16М).....	198
5.20.5. Пожар в кабинах.....	198
5.21. Посадка самолета при неисправных системах выпуска шасси (поврежденном шасси).....	199
5.21.1. Общие указания.....	199
5.21.2. Подготовка к посадке.....	201
5.21.3. Посадка с убранной передней ногой шасси.....	200
5.21.4. Посадка с убранной главной ногой шасси.....	200a
5.21.5. Посадка с убранными главными ногами шасси и выпущенной передней ногой.....	200a

12 ноября 1974 г.

5.22. Отказ (отключение) генераторов постоянного и переменного тока (полет при питании бортсети от аккумуляторных батарей)	200 доп. 2
5.23. Полет в условиях обильных осадков	200 доп. 2

Глава 5

ОСОБЫЕ СЛУЧАИ ПОЛЕТА

Указания данной главы следует рассматривать в качестве основных рекомендаций при действиях экипажа в особых случаях полета, направленных на сохранение самолета и жизни пассажиров и определяющихся конкретной обстановкой, условиями полета и временем, которым экипаж располагает.

После выполнения первоочередных операций по обеспечению безопасности полета и осмотра мест возможных повреждений элементов конструкций и систем самолета (если это возможно) экипажу необходимо принять решение о продолжении полета или выполнении посадки (на ближайшем аэродроме или вне аэродрома) в зависимости от сложившейся обстановки.

5.1. ОСНОВНЫЕ ПРИЗНАКИ ОТКАЗА ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ

Признаком отказа двигателя для летчика, пилотирующего самолет, является стремление самолета к развороту и крену в сторону отказавшего двигателя с последующим продольным торможением.

1. Для того, чтобы определить, какой двигатель отказал с уменьшением мощности вплоть до появления отрицательной тяги, необходимо руководствоваться следующими признаками:

- автоматическое флюгирование воздушного винта и останов двигателя;
- падение давления масла в ИКМ;
- увеличение или уменьшение оборотов двигателя;
- падение давления топлива перед форсунками и мгновенного расхода топлива при неизменном режиме работы двигателя;

— загорание сигнальных ламп в канале фиксатора винта или в канале малого шага;

— загорание сигнальной лампы в кнопке КФЛ-37.

Примечание. Лампы в кнопке КФЛ-37 могут гореть при нормальной работе двигателя:

а) на предпосадочном снижении и посадке при уборке РУД ниже табличных значений УПРТ;

б) на пробеге при уборке РУД и снятии винта с упора;

в) на режимах выхода самолета из экстренного снижения при положении РУД «0°» по УПРТ;

г) перед запуском, при запуске и останове двигателя, когда давление в командном канале системы автофлюгера по отрицательной тяге ниже рабочего.

2. Другими признаками отказа двигателя, по которым принимается решение о флюгировании винта, являются:

— опасная вибрация более 5,5 g и горит сигнальная лампа.

На самолетах, доработанных по бюллетеню № 249Э от 31.01.75 г., опасная вибрация по прибору ИВ-41 — не более 5,5 g;

— при работе двигателя на рабочих режимах на земле и при полете на эшелоне одностороннее изменение текущих значений виброперегрузки не должно превышать:

за 1 полет — 1,0 g;

за 3 последних полета — 1,5 g относительно начальных значений, измеренных соответственно на земле и в полете на эшелоне;

— раскачка оборотов двигателя на установившихся режимах полета более $\pm 1\%$;

— раскачка давления топлива более ± 3 кг/см² и мгновенного часового расхода топлива;

— повышение (понижение) температуры газов;

— падение давления масла ниже 4 кг/см²;

— пожар двигателя;

— интенсивный уход масла из баков (более 1 л/ч).

Внимание! При снижении режима работы двигателя в полете необходимо плавно убирать РУД, непрерывно наблюдая за оборотами. При падении оборотов ниже 92 % прекратить уборку РУД и зафлюгировать винт этого двигателя.

Предупреждения: 1. Во всех случаях обнаружения отказов или неисправностей двигателя экипаж обязан немедленно зафлюгировать винт отказавшего двигателя кнопкой флюгирования КФЛ-37. Дублирование флюгирования от аварийной системы производить в случае отказа основной системы флюгирования (автоматической и принудительной — от кнопки КФЛ-37) и при пожаре силовой установки.

Выключатель останова поставить в положение «Останов» и закрыть пожарный кран на высоте не менее 400 м, а при пожаре силовой установки выполнить эти операции немедленно независимо от высоты полета.

2. При загорании лампы сигнализации повышения давления масла в канале малого шага (МШ) флюгирование воздушного винта и останов двигателя необходимо производить только от аварийной системы флюгирования.

3. Во всех случаях загорания сигнальной лампы под трафаретом «Горит — стружка в масле» необходимо по бортовым приборам контролировать параметры работы двигателя, обратив особое внимание на величину виброперегрузок и давление масла, уровень масла в баке, интенсивный уход масла из бака более 1 л/ч и убедиться в отсутствии пожара по сигнальным лампам. Если параметры работы двигателя и силовой установки соответствуют нормам ТУ, разрешается продолжать полет до аэродрома посадки без выключения двигателя. Если параметры работы двигателя и силовой установки не соответствуют нормам ТУ, двигатель остановить и ввести лопасти во флюгерное положение, после чего включить противопожарную систему внутри двигателя и произвести посадку на ближайшем аэродроме.

5.2. ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ НА ВЗЛЕТЕ

1. Скорость принятия решения V_1 в зависимости от взлетного веса определяется по графику, приведенному на рис. 11.

В случае отказа двигателя до достижения скорости принятия решения командир корабля обязан прекратить взлет. При отказе двигателя на скорости принятия решения командир корабля имеет право прекратить или продолжить взлет. В случае отказа двигателя на скорости более скорости, принятия решения, следует продолжить взлет на трех двигателях.

2. При прекращении взлета необходимо использовать все средства торможения для погашения скорости в следующем порядке:

- установить РУД в положение «Земной малый газ» (0° по УПРТ);

- переключатель промежуточного упора винтов двух симметрично работающих двигателей поставить в положение «Снят с упора» и применить интенсивное торможение колес; в процессе дальнейшего торможения снять с упора винт третьего работающего двигателя на скорости 100—120 км/ч;

На всем участке торможения самолета для выдерживания направления пользоваться рулем направления и управлением передней ногой.

3. При решении командира корабля продолжать взлет экипаж должен действовать в следующем порядке:

- а) если автоматического флюгирования не произошло, зафлюгировать винт отказавшего дв. кнопкой КФЛ-37.

При отказе принудительной системы флюгирования зафлюгировать винт отказавшего двигателя от аварийной системы, обращая особое внимание на то, чтобы точно определить, аварийный кран отказавшего двигателя;

- б) на разбеге командир корабля использует управление передней ногой до скорости V_R (рис.5), парируя стремление самолета к развороту рулем направления;

- в) если отклонение руля и управление передней ногой не полностью парируют стремление самолета к развороту, следует для выдерживания направления приме-

нять кратковременное плавное притормаживание тележки шасси со стороны работающих двигателей;

г) по достижении скорости подъема передней ноги шасси энергичным, но не резким движением штурвала поднять переднюю ногу шасси и отделить самолет от ВПП; если позволяет длина ВПП, целесообразно затянуть разбег с прижатой ногой шасси, увеличив скорость ее подъема на 10 — 15 км/ч;

д) после отрыва своевременно создать крен до 5° в сторону работающих двигателей, «Шарик» указателя скольжения должен находиться в положении, отклоненном на 0,5 диаметра от центра прибора в сторону работающих двигателей при отказе внутреннего двигателя и на один диаметр — при отказе внешнего двигателя.

После уверенного отделения от земли на высоте не менее 5 м убрать шасси.

Предупреждение. Следует иметь в виду, что после отрыва самолета нагрузки на ногу уменьшаются. Если не будет создан крен в сторону работающих двигателей, возможно кратковременное появление незначительных обратных усилий, которые исчезают с увеличением скорости. Уменьшать отклонение руля направления при падении нагрузки на ногу не следует.

е) после отрыва произвести разгон самолета до достижения безопасной скорости V_2 с одновременным плавным отходом от земли; дальнейший набор высоты производить с разгоном скорости до $V_2 + 30$ км/ч к моменту уборки закрылков.

По достижении высоты не менее 400 м выключатель останова необходимо поставить в положение «Остановка» и закрыть пожарный кран.

Предупреждение. При загорании табло «Пожар в гондole» или «Пожар в двигателе» немедленно зафлюгировать винт, выключить двигатель выключателем останова и закрыть пожарный кран независимо от высоты полета.

Закрылки убирать на высоте не менее 120 м. Дальнейший набор высоты производить на скорости 350 км/ч по прибору.

4. Произвести вынужденную посадку на аэродроме вылета или на ближайшем к нему запасном аэродроме в зависимости от метеословесной информации гл. 3, разд. 3.11. настоящего Руководства.

5.2а. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ПОЯВЛЕНИИ ПРИЗНАКОВ ОТКАЗА ДВИГАТЕЛЯ НА ПРОДОЛЖЕННОМ ВЗЛЕТЕ С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

Если при продолженном взлете с одним отказавшим (выключенным) двигателем появились признаки отказа еще одного двигателя:

1. Не допускайте поспешного флюгирования винта этого двигателя (если не произошло автоматического флюгирования), так как располагаемая тяга двух работающих двигателей в полете с отклоненными во взлетное положение закрылками не во всех случаях обеспечивает безопасное завершение взлета.

Немедленное флюгирование винта необходимо только в случае отсутствия достаточной поперечной управляемости, что может быть признаком наличия значительной отрицательной тяги, а также при наличии явных признаков пожара на втором отказавшем двигателе (или в мотогондole).

В последнем случае (в том числе, если возникновение признаков пожара сопровождается автоматическим флюгированием винта) сразу после останова двигателя необходимо включить систему пожаротушения и закрыть пожарный кран.

Выключение (флюгирование винта) на продолженном взлете одного из трех работающих двигателей выполняется только по команде командира корабля.

2. Убедитесь в достоверности признаков отказа, сопоставив показания приборов контроля работы двигателя, сигнализации и визуальные наблюдения.

Используйте тягу этого двигателя для набора высоты и увеличения скорости полета до значений, установленных для уборки закрылков, как указано в разд. 5.2.

Предупреждение. Если в полете с отклоненными закрылками самолет, по оценке командира корабля, не имеет достаточной положительной вертикальной скорости и (или) достаточной управляемости, или, если самолет не разгоняется до скорости, установленной для уборки закрылков:

— в случае, когда винт отказавшего двигателя был зафлюгирован автоматически, не допуская на снижении уменьшения скорости менее V_2 , произведите вынужденную посадку вне аэродрома прямо перед собой или с небольшими отворотами (в зависимости от обстановки), используя рекомендации, изложенные

в разд. 5.13. «Действия экипажа при вынужденной посадке самолета»;

— при отсутствии автоматического флюгирования винта неисправного двигателя зафлюгируйте его и, в зависимости от полученного эффекта, продолжайте взлет или, если скороподъемность и (или) управляемость по-прежнему будут недостаточны, выполните вынужденную посадку вне аэродрома, как указано выше.

3. При наличии на втором отказавшем двигателе признаков помпажа или опасной вибрации зафлюгируйте винт этого двигателя после уборки закрылков с последующим закрытием пожарного крана, при других признаках отказа двигатель выключите после выхода на посадочную прямую.

4. В зависимости от сложившейся обстановки и параметров полета выполните посадку на аэродроме взлета с любым из допустимых при этом маршрутов захода и курсов посадки, руководствуясь указаниями, изложенными в разд. 5.7. «Посадка с двумя отказавшими двигателями».

5. Если в процессе захода на посадку с двумя неработающими двигателями при сложившейся обстановке, по оценке командира корабля, выполнение посадки вне аэродрома безопаснее, чем продолжение полета для посадки на аэродроме, выполните посадку вне аэродрома.

5.3. ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ В НАБОРЕ ВЫСОТЫ, В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ И НА СНИЖЕНИИ

1. Экипаж, установив по признакам факт отказа двигателя (гл. 5., разд. 5.1. настоящего Руководства), должен действовать в следующем порядке:

— парировать элеронами и рулем направления стремление самолета к развороту, одновременно создавая крен до 5° в сторону работающих двигателей;

— если автоматического флюгирования винта отказавшего двигателя не произошло, зафлюгировать винт отказавшего двигателя кнопкой КФЛ-37;

— при отказе принудительной системы флюгирования (от кнопки КФЛ-37) зафлюгировать воздушный винт от аварийной системы;

— выключатель останова двигателя установить в положение «Останов» и закрыть пожарный кран.

Примечание. При выключении двигателя и флюгирования воздушного винта (автоматически или принудительно) на высоте менее 400 м (при заходе на посадку) выключатель останова оставить в рабочем положении и пожарный кран не закрывать до посадки самолета (только при отсутствии признаков пожара).

— после флюгирования винта сбалансировать самолет триммерами.

При полете с тремя работающими двигателями минимально допустимой скоростью полета по прибору является скорость 360 км/ч; в условиях болтанки эту скорость следует увеличить до 380 км/ч.

Если невозможно выполнить полет без снижения на указанной скорости, рекомендуется уменьшить высоту полета до достижения в горизонтальном полете скорости по прибору 360 км/ч (380 км/ч при полете в болтанку).

При отказе двигателя в полете над высоким горным хребтом разрешается продолжать полет на взлетном режиме остальных двигателей без ограничения по времени непрерывной работы, т. е. до появления возможности снизить режим работы двигателей до номинального или ниже.

2. В исключительных случаях, когда в результате отказа системы регулирования винта при работающем двигателе лопасти винта переходят на малый шаг, самолет в течение короткого промежутка времени приоб-

ретает большой угол крена и резко разворачивается в сторону неисправного двигателя. Если при этом из-за недостатка времени невозможно установить, какой двигатель неисправен (особенно на снижении) необходимо одновременно зафлюгировать оба винта на полукрыле, в сторону которого происходит разворот.

3. При необходимости произвести набор высоты рекомендуется полет выполнять с креном 3—5° в сторону работающих двигателей.

4. Минимальные километровые расходы топлива в полете с тремя работающими двигателями практически не отличаются от километровых расходов в нормаль-

ном полете (с четырьмя работающими двигателями) при равных полетных весах и высотах.

5. В полете необходимо следить за равномерностью выработки топлива из правой и левой групп баков, не допуская различия в количестве остающегося топлива более чем 600 кг.

6. Снижение с одним неработающим двигателем выполнять так же, как в обычном полете.

7. Если в испытательных или тренировочных полетах экипаж выполняет принудительный ввод винта во флюгерное положение с последующим запуском двигателя в воздухе, необходимо до нажатия кнопки флюгирования перевести РУД в положение ниже значения блокировки (менее $40 \pm 2^\circ$ по УПРТ), но не менее 16° по УПРТ.

5.4. ПОСАДКА С ОДНИМ ОТКАЗАВШИМ ДВИГАТЕЛЕМ

1. Заход на посадку производить так же, как и при полете с четырьмя работающими двигателями.

2. Выпуск шасси и закрылков производить на тех же скоростях, что и в обычном полете.

3. Управление двигателями при заходе на посадку с одним отказавшим двигателем производить в такой последовательности:

— для двигателя, симметричного отказавшему, установить режим работы, который снимает или уменьшает разворачивающий момент;

— для симметрично работающих двигателей установить режим, потребный для выполнения горизонтального полета или снижения.

При уменьшении режима работы двигателей сначала надо снизить режим работы двигателя, симметричного отказавшему, до наименьшего возможного значения (в соответствии с табл. 13), затем плавно снизить режим работы симметрично работающих двигателей с таким расчетом, чтобы посадка произошла на режиме работы этих двигателей не менее рекомендуемого в табл. 13.

4. Посадка (касание земли) выполняется на трех работающих двигателях так же, как и посадка с четырьмя работающими двигателями.

5. После касания земли плавно перевести РУД в положение «Земной малый газ», опустить переднее колесо,

включить управление им; сохраняя направление самолета рулем поворота, управлением передней ногой и тормозами, снять с упора винты симметрично работающих двигателей. При скорости пробега 100—120 км/ч снять с упора винт двигателя, симметричного отказавшему.

6. Уход на второй круг производится так же, как и при всех работающих двигателях.

Уход на второй круг возможен при температуре наружного воздуха:

- до +25°C — с высоты 20 м;
- от +25° до +30°C — с высоты 40 м;
- более +30°C — с высоты 50 м.

5.5. АВТОМАТИЧЕСКИЙ ЗАХОД НА ПОСАДКУ С ОДНИМ ОТКАЗАВШИМ ДВИГАТЕЛЕМ

1. При отказе двигателя до точки входа в глиссаду разрешается продолжать заход на посадку в автоматическом режиме. При этом необходимо зафлюгировать винт отказавшего двигателя не позднее чем через 5 сек после отказа; в этом случае БСУ-ЗП парирует разворачивающий момент и возможно продолжать автоматический заход на трех двигателях. Самолет будет приближаться к ВПП, имея постоянное боковое уклонение (при отказе левого двигателя — левое, при отказе правого двигателя — правое).

Для уменьшения ошибки необходимо постепенно довести режим двигателя, симметрично отказавшему, до минимального значения по УПРТ в зависимости от температуры наружного воздуха; РУД симметрично работающих двигателей установить в положение, необходимое для поддержания заданной скорости.

Предупреждение. Автоматический заход на посадку обеспечивается в том случае, если флюгирование винта отказавшего двигателя произошло не позднее чем через 5 сек с момента его отказа. При полете с авторотирующим винтом более 5 сек возможно отклонение бокового канала автопилота, сопровождающееся световыми и звуковыми сигналами.

2. При отказе двигателя после пролета точки входа в глиссаду экипаж должен, как правило, выключить автопилот и перейти на ручное пилотирование для ухода на второй круг, после чего на высоте круга сбалансировать самолет триммерами, включить автопилот и повторить заход в автоматическом режиме.

В отдельных случаях (пожар, условия визуального захода и т. д.) командиру корабля предоставляется право принять решение о продолжении захода и выбрать режим захода исходя из конкретно сложившейся обстановки.

Использовать БСУ-ЗП при отказе двух двигателей с одной стороны крыла запрещается.

5.6. ПОЛЕТ С ДВУМЯ ОТКАЗАВШИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

1. Если в полете с одним отказавшим двигателем произойдет отказ другого двигателя и автоматического флюгирования не произойдет, бортмеханик по команде командира корабля немедленно флюгирует винт отказавшего двигателя, докладывает командиру корабля о флюгировании, выключатель останова ставит в положение «Останов» и закрывает пожарный кран.

2. Сбалансировать самолет триммерами, установить двум работающим двигателям необходимый режим и продолжать полет до ближайшего аэродрома. Самолет легко балансируется триммерами при отказе двух двигателей с одной стороны крыла.

3. Если отказ второго двигателя произошел в горизонтальном полете на высоте 7000—8000 м, следует установить скорость по прибору 360 км/ч (в условиях болтанки — 380 км/ч). На этой скорости самолет будет снижаться с постепенно уменьшающейся вертикальной скоростью, после чего перейдет в горизонтальный полет. В дальнейшем по мере выгорания топлива высота полета будет увеличиваться.

4. В полете с двумя отказавшими двигателями, расположенными с одной стороны крыла, следить за равномерностью выработки топлива из правой и левой групп баков, не допуская различия в количестве оставшегося топлива более 600 кг.

5. При полете с двумя отказавшими двигателями отбор воздуха от работающих двигателей для наддува кабины увеличивается в два раза, что крайне неблагоприятно сказывается на надежности работы двигателей при полетах на высотах более 5000 м. Поэтому полет на вы-

Утверждено 20.07.73

Зарегистрировано

(дата)

сотах 5000 м и более можно осуществлять по решению командира корабля только в случае крайней необходимости.

5.7. ПОСАДКА С ДВУМЯ ОТКАЗАВШИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

1. Заход на посадку с двумя отказавшими двигателями можно выполнять с разворотом как в сторону работающих, так и в сторону отказавших двигателей. При этом допускается крен не более 15°.

Шасси выпускать непосредственно после четвертого разворота.

Развороты должны быть координированными.

Внимание! 1. При отказе двух внутренних двигателей выпускать шасси от аварийной системы.

2. При выполнении посадки в условиях обледенения с двумя отказавшими двигателями (не работают четыре генератора СГ-12ГМО) включать только противообледенительные устройства двигателей, воздушных винтов, хвостового оперения и стекол. Противообледенители крыла не включать; бытовое оборудование и основное освещение пассажирских кабин выключить.

2. Режим работы внутреннего работающего двигателя установить 84° по УПРТ, при необходимости — вплоть до взлетного. Режим работы внешнего работающего двигателя подобрать из условий обеспечения нормальной глиссады планирования (но не ниже, чем режим, указанный в табл. 13).

3. При большой нагрузке на педали и штурвал от элеронов разрешается снимать нагрузку триммерами.

4. Стремление самолета к развороту в сторону неработающих двигателей парировать креном до 5° в сторону работающих двигателей. При этом следить за положением шарика указателя скольжения (шарик может отклоняться в сторону крена не более чем на 1—1,5 диаметра).

5. Перед входом в глиссаду на скорости 300—310 км/ч отклонить закрылки на угол 15°.

6. Полет по глиссаде выполнять на постоянной скорости 280 км/ч по прибору для всех полетных весов, включая максимальный посадочный.

Утверждено 20.07.73

Зарегистрировано

При посадке самолета на двух работающих двигателях с посадочным весом более максимального посадочного скорость полета по глиссаде увеличить на 10 км/ч.

Пролет БПРМ выполнять на высоте, на 10—15 м большей, чем установлена для данного аэродрома.

Посадку производить с закрылками, выпущенными на угол 15°, скорость приземления должна быть 250—260 км/ч в зависимости от посадочного веса.

7. Строго следить за тем, чтобы не было сноса к моменту приземления.

9. При выполнении посадки уменьшить режим работы сначала внешнего, а затем внутреннего двигателя в зависимости от температуры наружного воздуха (табл. 13).

10. После приземления переднюю ногу шасси следует принудительно плавно опустить и включить управление передней ногой шасси.

РУД внутреннего работающего двигателя непосредственно после приземления перевести на упор «Земной малый газ» и по команде командира корабля винт этого двигателя снять с промежуточного упора.

11. В процессе пробега, убедившись, что направление пробега выдерживается правильно, командир корабля подает команду о пеленге крайнего двигателя на земной малый газ (0° по УПРТ). Винт внешнего двигателя снимать с промежуточного упора на скорости 100—120 км/ч.

12. После снятия с промежуточного упора винта внутреннего двигателя приступить к торможению. При необходимости применить интенсивное торможение.

13. При посадке по указанной методике длина пробега самолета в стандартных условиях при посадочном весе 52000—48000 кг составляет 1 700—1 500 м при закрылках, отклоненных на угол 15° .

14. Посадка при боковом ветре производится по методикам разд. 5.7 гл. 5 и разд. 3.13, гл. 3. При этом в случае бокового ветра 5—6 м/сек со стороны выключенных двигателей винт крайнего двигателя с промежуточного упора можно снимать на скорости 150 км/ч, а при боковом ветре со стороны работающих двигателей — на скорости 100 км/ч (длина пробега при этом несколько увеличивается).

15. Наиболее грубыми ошибками при заходе на посадку с двумя неработающими двигателями являются:

- заход ниже стандартной глиссады;
- снижение скорости полета до скорости меньше указанной в разделе 5.15 настоящего Руководства.

Для исправления этих ошибок требуется увеличить режим работы двигателей. При этом необходимо внимательно следить за креном и положением шарика указателя скольжения.

Полет со значительным превышением глиссады и планирование с повышенной скоростью могут привести к существенному увеличению посадочной дистанции. Эти ошибки исправляются своевременным уменьшением режима работы двигателей.

16. При отказе двух внутренних или двух внешних двигателей планирование и посадка производятся в соответствии с рекомендациями для планирования и посадки с четырьмя работающими двигателями. Надо помнить, что при отказе двух внутренних двигателей не работают насосы гидросистемы, а поэтому необходимо действовать в соответствии с указаниями, изложенными в гл. 6, разд. 6.1.3 настоящего Руководства.

При отказе одного внешнего и одного внутреннего двигателей, расположенных с разных сторон крыла, установка РУД на упор «Земной малый газ» и снятие винтов с промежуточного упора производятся:

— внутреннего — после приземления по команде командира корабля;

— внешнего — на скорости, указанной в п. 11, а при боковом ветре — на скорости, указанной в п. 14 настоящего раздела.

17. Уход на второй круг с двумя неработающими двигателями сложен и требует повышенного внимания пилота.

При температуре наружного воздуха до $+30^{\circ}\text{C}$ уход на второй круг с двумя неработающими двигателями разрешается в случае крайней необходимости с весом не более 50 000 кг с высоты не менее 100 м. При температуре наружного воздуха свыше $+30^{\circ}\text{C}$ уход на второй круг практически невозможен.

18. При уходе на второй круг командиру корабля необходимо:

— сохраняя неизменной скорость полета, подать бортмеханику команду о переводе двигателей (сначала

внутреннего, затем внешнего) на взлетный режим и об уборке шасси;

— довести скорость до 300 км/ч и на высоте не менее 100 м убрать закрылки полностью;

— если необходимо увеличить крутизну траектории (например, в жарких условиях на ограниченных аэродромах), разрешается набирать высоту на скорости 280 км/ч; закрылки при этом убирать сначала до $8-7^{\circ}$, а после преодоления препятствий и увеличения скорости до 300 км/ч убрать полностью;

— внимательно следить за возникающим креном в сторону работающих двигателей (он не должен превышать $5-7^{\circ}$) и за положением шарика указателя скольжения.

Предупреждение. Категорически запрещается в процессе ухода на второй круг производить запуск двигателя.

5.8. ПОЛЕТ И ПОСАДКА С НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ, ВИНТ КОТОРОГО АВТОРОТИРУЕТ

5.8.1. Отказ двигателя в горизонтальном полете

При отказе двигателя и всех систем флюгирования воздушный винт переходит на режим авторотации, создавая сопротивление (отрицательную тягу).

Если переход винта в режим авторотации происходит на истинной скорости более 410—420 км/ч (по тонкой стрелке КУС-1200), то винт при этом находится под контролем регулятора оборотов и обороты авторотации составляют 95—96%. Увеличение скорости полета практически не сказывается на сопротивлении винта.

При уменьшении скорости полета винт будет переходить на меньшие углы установки и на истинной скорости 410—420 км/ч выйдет на промежуточный упор. Сопротивление винта при выходе его на промежуточный упор значительно увеличится.

При дальнейшем уменьшении скорости полета обороты винта снижаются (с одновременным уменьшением его сопротивления), и на скорости 350 км/ч обороты составляют приблизительно 72—78%.

Полет с винтом, авторотирующим на промежуточном упоре, сопровождается заметной тряской.

При снятии авторотирующего винта с промежуточ-

ного упора лопасти переидут на углы установки O и обороты уменьшатся до 35—40%. Соппротивление винта при этом снизится.

Предупреждение. Снимать винт с промежуточного упора можно только на установившихся оборотах двигателя.

Момент перехода винта с промежуточного упора на минимальный угол сопровождается кратковременным увеличением отрицательной тяги, вызывающим потерю высоты порядка 30—40 м, снижение скорости на 10—15 км/ч и увеличение кренящего и разворачивающего моментов.

При авторотирующем винте одного из двигателей самолет Ил-18 может продолжать полет до аэродрома и произвести безопасную посадку.

Если произошел переход винта на режим авторотации, командир корабля обязан:

1. При отказе двигателя в полете на эшелоне с истинной скоростью свыше 410—420 км/ч (по тонкой стрелке КУС-1200) установить скорость по прибору 380 км/ч, перевести работающие двигатели на номинальный режим и продолжать полет.

При полетном весе 54 000—56 000 кг самолет будет снижаться с вертикальной скоростью 3—5 м/сек.

Наименьшая вертикальная скорость снижения и наилучшая управляемость обеспечиваются при полете без скольжения. При авторотации крайнего двигателя полет без скольжения обеспечивается при крене 3° в сторону работающих двигателей. Шарик указателя скольжения должен быть отклонен в сторону крена на величину до одного диаметра. При авторотации внутреннего двигателя достаточно создать крен примерно 1° .

2. На высоте 2300—2500 м (в зависимости от температуры наружного воздуха) винт перейдет на промежуточный упор. В этом случае необходимо:

а) продолжая удерживать самолет в исходном режиме, установить двигателю, симметричному отказавшему, режим работы 25—30° по УПРТ; если необходимо сохранить высоту полета, надо увеличить режим работы симметрично работающих двигателей до взлетного;

б) увеличить крен до 5—7° в сторону работающих двигателей;

в) дать команду бортмеханику снять авторотирующий винт с промежуточного упора; по команде командира корабля бортмеханик снимает авторотирующий винт с промежуточного упора;

г) в момент снятия винта с промежуточного упора создать элеронами тенденцию к увеличению предварительно созданного крена;

Утверждено 20.07.73

Зарегистрировано

(дата)

д) через 1 — 1,5 сек с начала снижения оборотов дать команду бортмеханику возвратить переключатель в положение «Винт на упоре»;

е) продолжать полет на приборной скорости 350 км/ч.

3. Если по условиям рельефа местности или погоды необходимо продолжать полет с авторотирующим винтом на большой высоте, то целесообразно на высоте 4500—5000 м начать плавно уменьшать скорость полета.

В этом случае на высоте примерно 4000 м винт перейдет на промежуточный упор. После снятия винта с промежуточного упора продолжать полет на приборной скорости 350 км/ч.

4. При переходе винта на режим авторотации на истинной скорости менее 410—420 км/ч необходимо после установления оборотов авторотации снять винт с упора, как указано в п. 2 разд. 5.8 настоящего Руководства.

5. Заход на посадку производить по схеме, установленной для данного аэродрома:

а) после четвертого разворота выпустить шасси;

б) перед входом в глиссаду отклонить закрылки на угол 15°;

в) снижение производить на постоянной скорости 280 км/ч выше установленной глиссады с расчетом пролета ДПРМ на 60—70 м, а БПРМ — на 40—50 м выше установленной высоты полета.

г) исходное положение РУД по УПРТ:

— симметрично работающих двигателей — 84°;

— двигателя, симметрично отказавшему, — потребный, вплоть до 84°;

д) если командир корабля уверен в правильности расчета, между ДПРМ и БПРМ довыпустить закрылки до 30°;

е) при уменьшении режима работы двигателей сначала снижается режим работы двигателя, симметричного отказавшему, до наименьшего возможного значения (в соответствии с табл. 13); затем очень плавно (не более чем через 10° по УПРТ) снижается режим работы симметрично работающих двигателей с таким расчетом, чтобы к концу выравнивания установить минимальный режим (в соответствии с табл. 13);

ж) выравнивание самолета производить над ВПП.

6. После приземления работающим двигателям установить режим 0° по УПРТ и винты симметрично работающих двигателей снять с промежуточного упора.

7. На скорости 100—110 км/ч снять с промежуточного упора винта двигателя, симметричного отказавшему.

5.8.2. Отказ двигателя на предпосадочном планировании и при посадке

При отказе двигателя на предпосадочном снижении на высоте от 400 м до высоты выравнивания экипаж действует в такой последовательности:

1. Командир корабля энергичным отклонением рулей парирует кренящий и разворачивающий моменты и увеличивает режим работы двигателя, расположенного рядом с отказавшим, подает команду бортмеханику о флюгировании винта отказавшего двигателя.

2. Бортмеханик, если автоматического флюгирования не произошло, флюгирует винт отказавшего двигателя кнопкой КФЛ-37 и одновременно докладывает командиру корабля о флюгировании.

При отказе принудительной системы флюгирования от кнопки КФЛ-37 бортмеханик немедленно флюгирует винт от аварийной системы.

3. Командир корабля в случае нормального флюгирования производит посадку в соответствии с рекомендациями разд. 5.4. настоящей главы.

4. Если флюгирования не произошло, бортмеханик докладывает об этом командиру корабля и следит за оборотами авторотирующего винта. После того как прекратится падение оборотов (на скоростях предпосадочного планирования установившиеся обороты составляют 60—55%), бортмеханик докладывает командиру корабля: «Обороты установились».

5. Командир корабля, получив доклад бортмеханика об отказе системы флюгирования, продолжает заход на посадку с авторотирующим винтом. При этом:

а) установить режим работы двигателям:

— симметрично работающим — взлетный;

— симметричному отказавшему — потребный, вплоть до номинального;

б) если отказ двигателя произошел до входа в глиссаду, то довыпуск закрылков до 30° не производить и продолжать заход на посадку с закрылками, отклоненными

на угол 15° ; если отказ произошел после довыпуска закрылков, продолжать заход на посадку с закрылками, отклоненными на угол 30° ;

в) снижение рекомендуется производить выше стандартной глиссады (как указано в разд. 5.8.1, п. 5); снижение ниже стандартной глиссады недопустимо; если самолет окажется ниже стандартной глиссады, необходимо плавно увеличить мощность двигателя, симметричного отказавшему, вплоть до взлетного режима для обеспечения захода на посадку по установленной глиссаде или выше ее;

г) не допускать скольжения в сторону отказавшего двигателя, для чего непрерывно контролировать положение самолета по авиагоризонту и указателю скольжения в соответствии с разд. 5.8.1, п. 1;

д) посадку производить в соответствии с разд. 5.8.1, п. 5.

6. Если обороты авторотации установились до высоты не менее 200 м, рекомендуется снять авторотирующий винт с промежуточного упора, действуя в соответствии с разд. 5.8.1, п. 2, б, в, г, д.

Предупреждение. Снимать винты с промежуточного упора непосредственно после отказа двигателя при неустановившихся оборотах ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

7. Командир корабля может при заходе на посадку пользоваться триммерами, однако при этом на штурвале и особенно на педалях должны оставаться заметные давящие усилия.

8. При отказе двигателя на высоте выравнивания и ниже посадку следует производить с авторотирующим винтом.

При отказе двигателя на высотах от 30 м до высоты начала выравнивания следует увеличить режим работы симметрично работающих двигателей для поддержания необходимой скорости. При отказе двигателя на выравнивании режим работы двигателей не увеличивать.

9. Уход на второй круг с авторотирующим винтом сложен и требует от экипажа повышенного внимания. Решение об уходе на второй круг может быть принято в случае крайней необходимости при посадочном весе самолета не более 48 000 кг, с высоты не менее 100 м при температуре наружного воздуха до $+25^\circ\text{C}$.

При температуре наружного воздуха выше $+25^{\circ}\text{C}$ уход на второй круг практически невозможен.

При уходе на второй круг экипаж действует следующим образом:

- командир корабля, сохраняя исходную скорость полета и увеличив крен в сторону работающих двигателей до $5\text{--}7^{\circ}$, подает команду о переводе двигателей на взлетный режим и об уборке шасси;

- бортмеханик переводит на взлетный режим сначала симметрично работающие двигатели, а затем плавно увеличивает режим работы двигателя, симметрично отказавшему;

- установить скорость 280 км/ч по прибору;

- если закрылки были отклонены на 30° , импульсами уменьшить угол отклонения закрылков до 15° ;

- после преодоления препятствий увеличить скорость до 300 км/ч и убрать закрылки полностью;

- внимательно следить за креном, поддерживая его в пределах $5\text{--}7^{\circ}$ в сторону работающих двигателей, и за положением шарика указателя скольжения.

5.9. ЭКСТРЕННОЕ СНИЖЕНИЕ

В случае разгерметизации кабины необходимо быстро снизиться до высоты 4000 м , а при пожаре на двигателе — до минимально безопасной высоты, действуя в следующем порядке:

1. РУД поставить в положение «Земной малый газ» и предупредить экипаж о начале экстренного снижения.

2. Плавным движением штурвала на себя погасить скорость до 350 км/ч по прибору, установив вертикальную скорость набора высоты $10\text{--}15\text{ м/сек}$.

3. Всем членам экипажа надеть кислородные маски.

4. По достижении скорости 350 км/ч дать команду на выпуск шасси и плавно перевести самолет в снижение с непрерывным увеличением вертикальной скорости до $40\text{--}15\text{ м/сек}$. При этом стрелка ВАР-30, пройдя отметку « 30 м/сек », должна установиться в верхней части шкалы прибора между отметками « 20 м/сек » и « 10 м/сек ».

Примечание. На самолетах, где установлен вариометр ВАР-75, вертикальную скорость выдерживать по прибору ВАР-75.

Установить задатчик скорости изменения давления (изд. 2077): на отметку « $0,5\text{ мм рт. ст./сек}$ ».

Ввод в снижение не должен быть чрезмерно энергичным, наименьшая перегрузка в процессе увеличения вертикальной скорости не должна быть менее $+0,5g$ по указателю перегрузок во избежание слишком резкого нарастания числа M полета;

5. По достижении вертикальной скорости $40\text{--}45\text{ м/сек}$ зафиксировать ее. Дальнейшее снижение будет происходить с непрерывным нарастанием числа M . Бортмеханик в процессе экстренного снижения должен сообщать командиру корабля значения числа M через каждые $0,01$ (начиная с $M = 0,5$).

Обратный перепад по прибору УВПД-20 не должен превышать $0,03\text{ кг/см}^2$. Для предотвращения увеличения обратного перепада более $0,03\text{ кг/см}^2$ необходимо уменьшить вертикальную скорость снижения.

6. При достижении числа $M = 0,60$ плавно уменьшить дальнейшее нарастание числа M , незначительно ослабив давящие усилия на штурвале с таким расчетом, чтобы в процессе дальнейшего снижения не превышать числа $M = 0,63\text{--}0,65$ и $V_{\text{пр}}$.

Дополнительно контролировать сохранение числа M в заданных пределах по табло «Превышение максим. числа « M » и $V_{\text{пр}}$, незначительно уменьшая давление на штурвале при загорании табло.

7. По достижении приборной скорости $590\text{--}600\text{ км/ч}$ дальнейшее снижение выполнять, контролируя режим полета по указателю скорости и не допуская превышения 610 км/ч по прибору.

8. Вывод из снижения следует производить плавно, с таким расчетом, чтобы потеря высоты при выводе была не менее $500\text{--}600\text{ м}$, а перегрузка не превышала $1,2g$.

9. В процессе снижения пользоваться триммером руля высоты следует так, чтобы на штурвале оставались ощутимые давящие усилия. Изменять положение триммера очень плавно, небольшими перемещениями штурвальчика (не более $0,5^{\circ}$).

10. По окончании снижения установить режим по усмотрению командира корабля. Время снижения в зависимости от высоты полета и полетного веса приведено в табл. 14.

режим работы двигателя «Полетный малый газ» (16+¹ по УПРТ), проверить работу двигателя по приборам и затем установить режим работы двигателя, необходимый для продолжения полета.

6. Разрешается ГосНИИ ГА, ШВЛП (лётному центру) и УТО ГА производить запуск двигателя в воздухе при проведении испытаний и при тренировочных полетах.

Предупреждения: 1. Запуск двигателя в полете при температуре масла ниже —5°С (при которой гарантируется работа флюгерного насоса) не рекомендуется во избежание выхода из строя флюгерного насоса.

2. При полетах в условиях обледенения с остановленным двигателем запускать двигатель в воздухе до посадки и удаления льда во входном устройстве ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

3. В одном полете не рекомендуется производить более трех запусков двигателя, так как при запуске в воздухе свечи зажигания не имеют тренировочного периода по образованию электроэрозионного слоя и при многократных запусках (более трех) могут отказать.

5.11. ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ

1. Во всех случаях обнаружения отказов или неисправностей двигателя экипаж действует в соответствии с гл. 5, разд. 5.1 настоящего Руководства.

2. Для останова двигателя в учебно-тренировочных полетах, не требующих имитации его отказа, необходимо:

— рычаг управления двигателем установить в положение 16+¹ по УПРТ («Полетный малый газ»);

— нажать на 2—3 сек и отпустить кнопку флюгирования;

— выключатель останова двигателя поставить в положение «Останов»;

— закрыть пожарный кран остановленного двигателя.

3. В случае необходимости останова двигателя в учебно-тренировочных, контрольно-сдаточных и испытательных полетах разрешается производить путем флюгирования винта с любого режима работы двигателя.

Примечания: 1. После полного ввода лопастей винта во флюгерное положение разрешается прерывать цикл работы флюгер-

ного насоса (вытянуть кнопку флюгирования), если после флюгирования должен производиться запуск двигателя в полете.

2. При флюгировании двигателя в учебно-тренировочных, контрольно-сдаточных и испытательных полетах разрешается выключатель останова двигателя оставлять в рабочем положении и не закрывать пожарный кран двигателя.

5.12. ПИЛОТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА ПРИ УХОДЕ ТРИММЕРА РУЛЯ ПОВОРОТА ИЛИ ЭЛЕРОНОВ В КРАЙНЕЕ ПОЛОЖЕНИЕ

1. При отказе управления триммером элеронов или

Утверждено 20.07.73

Зарегистрировано

(дата)

Утверждено 20.07.73

Зарегистрировано

(дата)

триммером руля поворота с уходом отказавшего триммера в крайнее положение, экипаж имеет возможность продолжить полет и произвести посадку.

2. Для уменьшения нагрузок на штурвале от элеронов при отказе триммера элеронов с уходом его в крайнее положение необходимо уменьшить скорость полета до $V_{пр} = 340 \text{ км/ч}$. Для уменьшения нагрузок на педалях при отказе триммера руля с уходом его в крайнее положение необходимо уменьшить скорость полета до $v_{пр} = 340 \text{ км/ч}$ и создать соответствующий крен самолета до 3° .

3. На органах управления самолетом при выбранных предельных отклонениях триммера элеронов или триммера руля поворота на рейсовой скорости полета наблюдались следующие максимальные нагрузки;

- на штурвале от элеронов — до 25 кг;
- на педалях — до 60 кг.

При уменьшении скорости полета до $V_{пр} = 340 \text{ км/ч}$ нагрузки на органах управления самолетом снижаются соответственно:

- на штурвале от элеронов — до 10—12 кг;
- на педалях — до 40 кг.

В этом случае при отказе триммера руля поворота имеется возможность почти полностью снять нагрузку на педалях, создав соответствующий крен самолета.

5.12.А. ПИЛОТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА ПРИ УХОДЕ ТРИММЕРА РУЛЯ ПОВОРОТА, ЭЛЕРОНОВ ИЛИ РУЛЯ ВЫСОТЫ В КРАЙНЕЕ ПОЛОЖЕНИЕ В ПОЛЕТЕ С ВКЛЮЧЕННЫМ АВТОПИЛОТОМ АП-6ЕМ-3П

1. Самопроизвольное отклонение триммера руля поворота в крайнее положение не вызывает отключения автопилота АП-6ЕМ-3П и проявляет себя при переходе на ручное пилотирование в виде отклонения педалей от нейтрального положения и ухода самолета с заданного курса.

При возвращении самолета на заданную траекторию полета нагрузка на педалях может достигать 50-60 кг. Для уменьшения нагрузки на педалях необходимо уменьшить скорость полета до $V_{пр} = 340 \text{ км/ч}$ и создать соответствующий крен самолета до 3° .

19 октября 1981 г.

173

2. Самопроизвольный уход триммера элеронов в крайнее положение приводит к отключению бокового канала автопилота и сопровождается звуковой и световой (табло «АП бок.») сигнализацией, при этом самолет переходит в энергичное кренение со скоростью до 10 град/сек .

Во избежание выхода самолета на углы крена, превышающие ограничение, необходимо немедленное вмешательство пилота в управление самолетом, при этом кратковременные нагрузки на штурвале по элеронам могут достигать 40—50 кг.

При уменьшении скорости полета до $V_{пр} = 340 \text{ км/ч}$ нагрузка на штурвале по элеронам снижается до 10—12 кг.

3. Самопроизвольное отклонение триммера руля высоты с включенным автопилотом АП-6ЕМ-3П и автотриммером АТ-2 вызывает отключение продольного канала автопилота со срабатыванием звуковой и световой («АП ирод.») сигнализации, самолет переходит в энергичное снижение или набор высоты. Необходимо прекратить увеличение перегрузки и плавновывести самолет в прямолинейный горизонтальный полет. При этом усилия на штурвале могут достигать 90—100 кг. Для снятия усилий на штурвале необходимо использовать триммер руля высоты.

В случае, если отказ автотриммера АТ-2 произошел при развороте, одновременно с приложением усилий к штурвалу следует отключить автопилот кнопкой быстрого отключения (на штурвале) и вывести самолет из крена.

5.13. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ВЫНУЖДЕННОЙ ПОСАДКЕ САМОЛЕТА

5.13.1. Посадка на сушу

1. При возникновении аварийной обстановки в полете, когда создается непосредственная угроза жизни пассажиров и экипажа, необходимо прекратить полет и произвести вынужденную посадку самолета.

При этом командир корабля обязан:

- доложить по радио диспетчеру службы движения

19 октября 1981 г.

174

о происшествии, местонахождении самолета и решении произвести вынужденную посадку па сушу;

— включить сигнал «Бедствие» аппаратуры опознавания;

— дать команду экипажу приготовиться к вынужденной посадке с выпущенным или убраным шасси:

— дать команду экипажу застегнуть поясные ремни;

— дать команду второму пилоту за 3—4 мин до посадки включить систему «НГ» включателем «Подача СО₂» и в бак № 12 (для самолетов Ил-18Д) на противопожарной панели.

2. По команде командира корабля «Приготовиться к вынужденной посадке» члены экипажа обязаны:

второй пилот:

— убедиться, что поясные ремни застегнуты надежно;

— па высоте 1500 м по указанию командира корабля разгерметизировать кабину, после чего открыть форточку;

— помочь командиру корабля пилотировать самолет; бортмеханик:

— убедиться, что поясные ремни застегнуты надежно;

— выполнять команды командира корабля;

бортрадист:

— убедиться, что поясные ремни застегнуты надежно;

— держать связь с землей;

— повернуться лицом по полету, а сиденье опустить в нижнее положение;

штурман:

— определить координаты места вынужденной посадки и передать их командиру корабля и бортрадисту;

— перейти в кабину пассажиров к передней входной двери;

бортпроводники:

— оказывать помощь пассажирам при подготовке к вынужденной посадке;

— предложить пассажирам застегнуть привязные ремни, освободиться от острых предметов (очки, авто-ручки, расчески, зажигалки, ножи и др.), снять обувь на высоком каблуке, принять рекомендуемую позу (голова положена на руки, которые накрест обхватывают

колени); при наличии мягких вещей (плащи, пальто, пледы, одеяла и т. д.) положить их на колени для защиты головы;

— ознакомить пассажиров с расположением основных и аварийных выходов и люков, порядком их открытия и правилами пользования (выход по правилу «Сначала нога, затем голова»);

— если в самолете есть дети, принять меры для за-

щиты их от всевозможных ударов во время аварийной посадки;

— подготовить аварийные надувные трапы к использованию (штурман — у передней двери, старший бортпроводник у задней; рекомендуется привлечь отдельных физически сильных пассажиров);

— перед вынужденной посадкой на сушу открыть входные двери и люки.

ВНИМАНИЕ! В АВАРИЙНОЙ СИТУАЦИИ ВХОДНЫЕ ДВЕРИ ОТКРЫВАЮТСЯ БЕЗ СДВИЖКИ (ДЛЯ САМОЛЕТОВ С ДОРАБОТАННОЙ КОНСТРУКЦИЕЙ ДВЕРЕЙ).

Примечание. Все члены экипажа, свободные от управления самолетом при посадке, по команде командира корабля уходят в пассажирскую кабину, размещаются в свободных креслах и застегивают привязные ремни; при отсутствии свободных кресел садятся на пол, спиной к хвосту самолета, упираются ногами в неподвижную опору, слегка согнув ноги в коленях, и защищают голову руками и мягкими вещами (плащи, одеяла, пледы, пальто и др.).

3. Посадку производить в соответствии с рекомендациями глав 3 и 5 настоящего Руководства.

4. При посадке с убранным шасси перед приземлением зафлюгировать двигатели кнопками КФЛ (попарно симметричные двигатели, начиная с внутренних). Закрыть пожарные топливные краны. Продублировать выключение двигателей аварийным флюгированием. Включить противопожарные системы двигателей. Обесточить электросеть самолета.

После посадки организовать быструю эвакуацию пассажиров, не применяя надувных трапов.

5. После вынужденной посадки на сушу с выпущенным шасси весь экипаж организует быструю эвакуацию пассажиров из самолета, для чего:

штурман полностью открывает переднюю входную дверь, выбрасывает аварийный надувной трап и наполняет его, руководит эвакуацией пассажиров через эту дверь;

старший бортпроводник полностью открывает заднюю дверь, выбрасывает аварийный надувной трап и наполняет его, руководит эвакуацией пассажиров через эту дверь.

Остальные члены экипажа и бортпроводники помогают выбрасывать аварийные надувные трапы и открывают аварийные люки. Перед открытием аварийных люков пассажиры, сидящие возле люков, должны быть перемещены на другие места или в проход пассажирской кабины.

6. Члены экипажа и бортпроводники должны быть подготовлены к использованию любых возможностей для выхода пассажиров из самолета. Если же в результате повреждения самолета при посадке нельзя будет воспользоваться основными выходами, надо воспользоваться форточками кабины экипажа, прорубить окна иллюминаторы в обшивке фюзеляжа.

Расположение аварийного оборудования, схема покидания самолета и порядок открытия снаружи входных дверей и аварийных люков приведены на рис. 19 и 20.

7. Эвакуация пассажиров с помощью аварийного надувного трапа ТН-3.

На самолетах Ил-18 имеется два надувных трапа: один у передней, другой у задней входной двери.

Для использования аварийного надувного трапа необходимо:

— открыть дверцу отсека, в котором расположен трап, вынуть трап и закрыть дверцу;

— закрепить наконечники-грибки трапа в специальных отверстиях-замках внизу у порога дверного проема, вытолкнуть трап чехлом за борт самолета, после чего выдернуть тросиком ШПИЛЬКУ Из штырей чехла; чехол легко раскроется и трап вывалится из него.

ВНИМАНИЕ! ПРОВЕРИТЬ, НЕ ЗАЛОМИЛСЯ И НЕ ПЕРЕКРУТИЛСЯ ЛИ СОЕДИНИТЕЛЬНЫЙ ШЛАНГ, ПРИВЕРНУТЫЙ К ТРАПУ И БАЛЛОНУ С УГЛЕКИСЛОТОЙ;

— повернуть с силой рукоятку вентиля баллона с углекислотой; трап заполнится за 10—12 сек до избыточного рабочего давления 0,4—0,5 атм, излишек углекислоты будет стравливаться с характерным гудением через предохранительный клапан;

— трап, заполненный углекислотой, займет рабочее положение от самолета к земле под углом 40—50°.

Примечания: 1. Если при заполнении трап будет цепляться за выступающие предметы (камни, пни, кочки), необходимо приподнять его, повернуть или качнуть за круглые надувные цилиндры.

2. Если при сильном ветре трап после выталкивания завернется под фюзеляж самолета, одному из членов экипажа необходимо спуститься по канату с кнопками (узлами) на землю и перед заполнением трапа газом оттянуть его за нижний конец от самолета;

— после того как трапы займут исходное положение, на землю спускаются два члена экипажа или физически сильных пассажира, которые помогают спуститься остальным пассажирам;

— по окончании подготовки к эвакуации начинается быстрый и непрерывный спуск пассажиров по надувным трапам.

Предупреждение. Перед высадкой старший бортпроводник объявляет пассажирам о необходимости снять обувь на высоком каблучке и объясняет, что спускаться нужно спокойно и быстро, лежа на спине или сидя.

Примечания. 1. Аварийная высадка 100 пассажиров с помощью одного надувного трапа может быть осуществлена за 3—4 мин.

2. Жесткость трапа допускает одновременный спуск 2—3 человек.

При эвакуации пассажиров и членов экипажа из самолета в незаселенном районе необходимо, если это возможно, взять с борта самолета:

- аварийную радиостанцию;
- оставшуюся пищу и питьевую воду;
- пледы, подушки кресел и верхнюю одежду;
- аварийные топоры;
- карманные фонари;
- аптечку.

В первую очередь эвакуируются женщины с детьми, раненные и не способные передвигаться пассажиры. Все люди отводятся от ближайшей части самолета на расстояние не менее 30 м.

Последним покидает самолет командир корабля. Бортрадист добивается установления радиосвязи с ближайшими населенными пунктами или аэродромами.

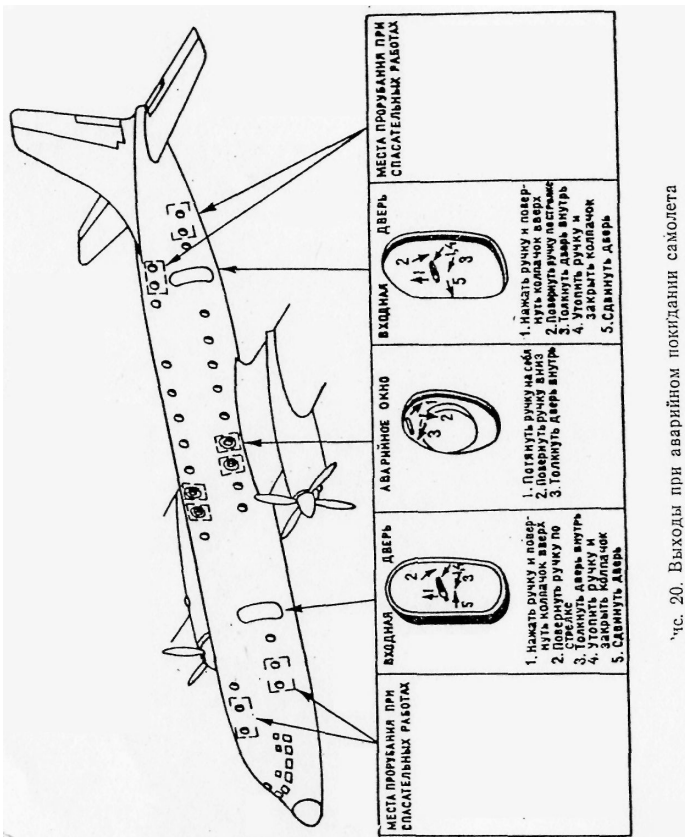
Второй пилот, штурман, бортмеханик и бортпроводники размещают пассажиров в наиболее безопасном месте и оказывают им необходимую медицинскую помощь.

5.13.2. Посадка на воду

1. При полетах над водным пространством на удалении от берега, не превышающем 30 мин полета, на самолете должны быть индивидуальные спасательные жилеты по числу пассажиров, членов экипажа и бортпроводников, находящихся на борту.

При полетах над водным пространством на удалении свыше 30 мин полета от берега на борту самолета дополнительно должны быть аварийно-спасательные средства:

- спасательные плоты СП-12 группового пользования для всех пассажиров, членов экипажа и бортпроводников;
- аварийный запас продовольствия, воды и медикаментов;



Чис. 20. Выходы при аварийном покидании самолета

Бортпроводники:

— предложить пассажирам освободиться от острых предметов (очков, авторучек, расчесок, ножей, искусственных челюстей и др.) и снять обувь на высоком каблуке;

— ознакомить пассажиров с расположением основных и аварийных выходов и люков, порядком их открывания и правилами пользования (правило «Сначала нога, затем голова»);

— предложить пассажирам надеть спасательные жилеты, но не надуть их внутри самолета, застегнуть привязные ремни, принять рекомендуемую позу (голова положена на руки, которые накрест обхватывают колени); положить на колени мягкие вещи для предохранения головы при ударе самолета о воду;

— если в самолете есть дети, принять меры для защиты их от возможных ударов во время приводнения;

Штурман с бортпроводником: подготовить у передней входной двери к спуску на воду спасательные плоты СП-12 (или ПСН-10), аварийную радиостанцию, аварийные упаковки с продовольствием, пресной водой и медикаментами;

Старший бортпроводник с остальными бортпроводниками: подготовить (используя физически сильных пассажиров) у задней входной двери к спуску на воду спасательные плоты СП-12 (или ПСН-10), продовольствие, воду, медикаменты и аварийное снаряжение.

Примечание. Члены экипажа, не участвующие в управлении самолетом при посадке, по команде командира корабля уходят в пассажирскую кабину, надевают спасательные жилеты, не надувая их, садятся в свободные пассажирские кресла и застегивают привязные ремни. Если свободных кресел нет, члены экипажа садятся (ложатся) на пол, спиной к хвосту самолета, упираются ногами в неподвижную опору, слегка согнув ноги в коленях, защищают голову руками и мягкими вещами (плащи, пальто, пледы и т. д.).

4. В условиях беспокойного моря при ветре до 18 м/сек посадку производить в направлении параллельно гребню волны, не считаясь с направлением ветра, так как такой вид посадки в данных условиях является наиболее безопасным.

Утверждено 20.07.73

Зарегистрировано

(дата)

При более сильном ветре, а также при волне без наката садиться на воду следует против ветра на восходящий склон волны.

5. Заход на посадку и приводнение производить с убранными шасси и закрылками. Посадку производить по возможности ближе к береговой черте.

До начала выравнивания снижаться на скорости $V_{пр}=285-290$ км/ч.

6. Выравнивание начинать на высоте 9—10 м.

7. В начале выравнивания выключить двигатели кнопкой КФЛ с флюгированием воздушных винтов и закрыть пожарные краны, а перед приводнением необходимо обесточить электросеть самолета.

8. Приводнение производить на минимально возможной скорости.

9. В момент касания воды самолет должен иметь нормальное посадочное положение. При этом не допускать кренов, так как касание воды крылом может привести к резкому развороту и разрушению самолета.

10. При посадке на воду ночью на высоте 100—150 м включить фары и все внимание сосредоточить на определении высоты начала выравнивания самолета перед приводнением, выдерживая вертикальную скорость снижения не более 0,5—1 м/сек и не допуская удара самолета о воду или потери скорости.

Предупреждение. В тумане, в облаках и при дожде фары не включать.

11. В сложных метеорологических условиях при отсутствии видимости посадку производить по приборам при вертикальной скорости снижения перед приводнением 0,5—1 м/сек.

12. В лунную ночь следует садиться в направлении к луне.

13. Совершив приводнение, командир корабля обязан:

— оценить положение самолета на воде и возможность открывания входных дверей и аварийных люков с тем, чтобы вода не могла проникнуть внутрь самолета;

182

— дать команду открыть двери и аварийные люки и подготовить к выбросу аварийные спасательные групповые плавсредства.

14. Штурман и один из проводников, предварительно прикрепив фалинем упаковку с плотом, упаковки с продовольствием и питьевой водой и аварийную радиостанцию у выхода, чтобы их не унесло в море, выбрасывают плоты СП-12 или ПСН-10, упаковки с продовольствием,

Утверждено 20.07.73 _____

Зарегистрировано" _____
(дата)

Утверждено 20.07.73

Зарегистрировано
(дата)

питьевой водой, медикаментами и аварийную радиостанцию через переднюю входную дверь.

15. Бортрадист после надувания плотов СП-12 или ПСН-10, размещается на одном из плотов с аварийной радиостанцией и готовит ее к работе.

Примечание. При полетах без бортрадиста выполняет штурман.

16. Старший бортпроводник, бортмеханик и привлеченные на помощь физически сильные и ловкие пассажиры, предварительно прикрепив фалинями упаковки с плотами и упаковки с продовольствием, питьевой водой и медикаментами у выхода, чтобы их не унесло в море, выбрасывают плоты СП-12 или ПСН-10, продовольствие, питьевую воду, медикаменты и другое аварийное оборудование через заднюю входную дверь или аварийные люки над крылом.

17. Экипаж и бортпроводники следят за тем, чтобы не было паники и скопления пассажиров в одном месте во избежание опасного дифферента на нос или хвост.

18. Эвакуация пассажиров и посадка на спасательные плоты выполняется согласно указаниям командира корабля.

19. Командир корабля покидает самолет последним, размещается на одном из плотов (лучше на плоту, где находится радист с радиостанцией), руководит спасением пассажиров и членов экипажа, попавших в воду, дает указание связать плоты фалами длиной 8—10 м и отвести плоты на 50—100 м от самолета.

Предупреждения: 1. При разрушении фюзеляжа и угрозе быстрого затопления самолета, экипаж и бортпроводники должны в первую очередь эвакуировать пассажиров со спасательными жилетами, а затем выбрасывать аварийно-спасательные групповые средства.

2. В случае пожара в пассажирской кабине необходимо применить ручные огнетушители и аварийные топоры, размещенные в пилотской кабине и в помещении буфета-кухни.

5.14. ПОСАДКА САМОЛЕТА С УБРАННЫМИ ЗАКРЫЛКАМИ

1. Заход на посадку производится аналогично заходу при нормальной посадке.

2. Скорость снижения по глиссаде до высоты 15 м выдерживать равной 280—285 км/ч при весах до 50 000 кг, при больших весах — на 10 км/ч больше.

1.07.75

183

3. Точку выравнивания выбирать дальше, чем при посадке с выпущенными закрылками. Выравнивание начинать на высоте 7—8 м и закончить на высоте 1 м.

Перед приземлением, на высоте не более 1 м над ВПП, РУД внутренних двигателей убрать до 0° по УПРТ.

4. Скорость касания выдерживать разной 255—260 км/ч.

5. После касания ВПП убрать РУД внешних двигателей до 0° по УПРТ, затем по команде командира корабля снять с упора винты внутренних и внешних двигателей.

6. Длина пробега при посадке с убранными закрылками увеличивается на 300—350 м по сравнению с длиной при посадке с закрылками, выпущенными на угол 30°.

5.15. ПОСАДКА С ЗАКРЫЛКАМИ, ВЫПУЩЕННЫМИ НА УГОЛ 15°

1. Заход на посадку производится аналогично заходу при нормальной посадке.

2. Скорость снижения по глиссаде выдерживать равной 280 км/ч до высоты 15 м при всех весах вплоть до максимальных посадочных.

3. Перед приземлением, на высоте не более 1 м над ВПП, РУД внутренних двигателей убрать до 0° по УПРТ.

4. Скорость касания выдерживать равной 250 км/ч.

5. После касания ВПП убрать РУД внешних двигателей до 0° по УПРТ, затем по команде командира корабля снять с упора винты внутренних и внешних двигателей.

6. Длина пробега в стандартных условиях с закрылками, выпущенными на угол 15°, увеличивается на 200—250 м по сравнению с длиной при посадке с закрылками, выпущенными на угол 30°.

5.16. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ОТКАЗАХ СИСТЕМЫ БСУ-ЗП

Экипаж обязан при отказе БСУ-ЗП выключить автопилот или прекратить пилотирование по командным стрелкам, если:

— срабатывает сигнализация отказов БСУ-ЗП;

184

— сравнить показания приборов ПП-75, АГД-1 и ЭУП-53, определить исправный ПП-75 (ЦГВ), установить переключатель «ЦГВ» на исправную ЦГВ;

— выключить выключатель «Подг. АП» (при этом перестает работать сирена и гаснет табло «АП—бок.» или «АП—прод.» и «ЦГВ»);

— в прямолинейном горизонтальном полете скорректировать курсовую систему;

в режиме ручного управления по работающим ПП-75 и АГД-1 выполнить заход на посадку, используя КГГ, ОСП и РСР.

Примечание. Разрешается включить автопилот с исправной ЦГВ и выполнить повторный заход на посадку в автоматическом режиме. При заходе на посадку будет гореть табло «Путь — бок.» или «Путь—прод.».

1а. На самолетах с блоком БКК-18 загорание табло «АП-бок.» и выпадение флажка ПП-75 командира корабля с одновременным отключением канала крена автопилота и включением звуковой сигнализации свидетельствуют об отказе левой ЦГВ. При этом экипаж должен:

— не пользоваться ПП-75 командира корабля;

— отключить автопилот кнопкой быстрого отключения;

— выключить выключатель «Подг. АП» (при

этом перестает работать сирена и гаснет табло «АП-бок.»);

— переключатель «ЦГВ» установить в правое положение;

— в прямолинейном горизонтальном полете скорректировать курсовую систему.

В режиме ручного управления по работающим ПП-75 и АГД-1 выполнить заход на посадку, используя КГГ, ОСП и РСР.

Примечание. Разрешается включить автопилот и выполнить повторный заход на посадку в автоматическом режиме. При заходе на посадку будет гореть табло «Путь-бок.» или «Путь—прод.».

1б. На самолетах с блоком БКК-18 загорание табло «АП—бок.» и «Отказ АГД-1» и лампы на указателе АГД-1 с одновременным отключением канала крена автопилота и включением звуковой сигнализации свидетельствует об отказе АГД-1С. При этом экипаж должен:

— отключить автопилот кнопкой быстрого отключения;

— выключить выключатель «Подг. АП» (при этом перестает работать сирена и гаснет табло «АП—бок.»);

— не пользоваться показаниями АГД-1;

— пилотировать по командным стрелкам ПП-75.

Примечание. При отказе АГД-1 автопилот не включать.

1а. Загорание табло «АП — прод.» с одновременным отключением канала тангажа автопилота и включением звуковой сигнализации свидетельствует о возможном отказе левой ЦГВ-1 или АГД-1.

При этом экипаж должен:

— отключить автопилот кнопкой быстрого отключения;

— сравнить показания по углу тангажа ПП-75 командира корабля и АГД-1 с показаниями ПП-75 второго пилота и определить отказавший прибор.

При отказе ПП-75 командира корабля выполнить указания п. 1а.

При отказе АГД-1 выполнить указания п. 1б.

2. Загорание табло «АП—бок.» или «АП — прод.» с выдачей звуковой сигнализации свидетельствует об отключении и неисправности соответствующего канала автопилота.

При загорании табло «АП—бок.» и «АП — прод.» и срабатывании sireны экипаж должен:

— отключить автопилот кнопкой быстрого отключения;

— сравнить показания приборов ПП-75 с АГД-1 и ЭУП-53 и убедиться в их исправности;

— убедиться в исправности КС-6;

— пилотировать по командным стрелкам ПП-75.

3. Загорание табло «АТ-2», сопровождающееся появлением нестриммированных усилий в канале руля высоты свидетельствует об отказе автотриммера.

В этом случае экипаж обязан:

— отключить автопилот кнопкой быстрого отключения;

— выключить выключатель «Подг. АП»;

— снять усилия с помощью механического триммера руля высоты;

— выключатель «АТ-2» установить в положение «Выкл.»;

— пилотировать по командным стрелкам ПП-75.
4. Загорание сигнальных ламп «Путь — бок.» или «Путь — прод.» свидетельствует о неисправности директорной системы.

При этом экипаж обязан:

— отключить автопилот кнопкой быстрого отключения;

— выключить выключатель «Подг. АП»;

— убедиться в исправности приборов ПП-75;

— установить выключатель «СТУ» в положение «Откл.»;

— выполнить заход на посадку, используя КГГ, ОСП и РСР.

5. Срабатывание сигнализации КРП или ГРП к выпадению соответствующих бленкеров на НКП-4 свидетельствует об отказе обоих комплектов аппаратуры «Курс-МП-1» (или об отказе наземных маяков).

При этом экипаж обязан:

— отключить автопилот кнопкой быстрого отключения;

— выключить выключатель «Подг. АП»;

— установить выключатель «СТУ» в положение «Откл.»;

— выполнить заход на посадку, используя ОСП РСР и работающий канал КГГ, руководствуясь посадочным минимумом, установленным для этих систем.

5.16.2. Действия экипажа при отказе БСУ-ЗП в режиме директорного захода на посадку

1. Загорание табло «ЦГВ» с одновременным срабатыванием сигнализации «Путь—бок.» или «Путь—прод.» свидетельствует об отказе одной из ЦГВ.

При отказе ЦГВ экипаж должен:

— прекратить пилотирование по командным стрелкам;

— определить неисправный прибор ПП-75 (ЦГВ), сравнив показания приборов ПП-75 с показаниями приборов АГД-1 и ЭУП-53; установить переключатель «ЦГВ» на исправную ЦГВ.

На самолетах с блоком БКК-18 одновременное загорание табло «Путь — бок.» и выпадение флажка-на левом (правом) ПП-75 свидетельствует об отказе левой (правой) ЦГВ;

При этом экипаж должен:

— прекратить пилотирование по командным стрелкам ПП-75;

— при отказе левой ЦГВ переключатель «ЦГВ» установить в правое положение;

— в прямолинейном и горизонтальном полете скорректировать курсовую систему;

— установить выключатель «СТУ» в положение «Откл.»;

— выполнить заход на посадку по работающим ПП-75 и АГД-1, используя КГГ, ОСП и РСР.

2. Загорание сигнализации «Путь—бок.» или «Путь—прод.» свидетельствует о неисправности директорной системы.

При этой неисправности экипаж должен:

— прекратить пилотирование по командным стрелкам, установив выключатель «СТУ» в положение «Откл.»;

— убедиться в исправности приборов ПП-75, сравнив их показания с показаниями АГД-1 и ЭУП-53;

— выполнить заход на посадку, ИСПОЛЬЗУЯ КГГ, ОСП и РСР.

3. Загорание сигнализации КРП или ГРП и выпадение соответствующих бленкеров на НКП-4 свидетельствует об отказе обоих комплектов аппаратуры «Курс-МП-1» (или об отказе наземных маяков).

При этом отказе экипаж должен выполнить заход на посадку, используя ОСП, РСР и работающий канал КГГ, руководствуясь посадочным МИНИМУМОМ, установленным для ОСП и РСР.

5.16.3. Действия экипажа при отказе БСУ-ЗП в режимах автоматической стабилизации и управления самолетом через автопилот

1. Загорание табло «ЦГВ» с одновременным загоранием табло «АП — бок.» или «АП — прод.» и отключением соответствующего канала автопилота и срабатыванием sireны звуковой сигнализации свидетельствует об отказе одной из ЦГВ.

При загорании табло «ЦГВ» экипаж должен:
— отключить автопилот кнопкой быстрого отключения;

— выключить выключатель «Подг. АП» (при этом перестает работать сирена и гаснут табло «АП — бок.» или «АП — прод.» и «ЦГВ»);

— определить неисправный прибор ПП-75 (ЦГВ), сравнив показания приборов ПП-75 с показаниями приборов АГД-1 и ЭУП-53;

— установить переключатель «ЦГВ» на исправную ЦГВ;

1 а. На самолетах с блоком БКК-18 загорание табло «АП — бок.» и выпадение флажка на ПП-75 командира корабля с одновременным отключением канала крена автопилота и включением звуковой сигнализации свидетельствуют об отказе левой ЦГВ. При этом экипаж должен:

— не пользоваться ПП-75 командира корабля;

— отключить автопилот кнопкой быстрого отключения;

— выключить выключатель «Подг. АП» (при этом перестает работать сирена и гаснет табло «АП — бок.»);

— переключатель «ЦГВ» установить в правое положение;

— в прямолинейном горизонтальном полете скорректировать курсовую систему;

— вновь включить автопилот.

1б. На самолетах с блоком БКК-18 загорание табло «АП — бок.» и «Отказ АГД-1» и лампы на указателе АГД-1 с одновременным отключением канала крена автопилота и включением звуковой сигнализации свидетельствуют об отказе АГД-1. При этом экипаж должен:

— отключить автопилот кнопкой быстрого отключения;

— выключить выключатель «Подг. АП» (при этом перестает работать сирена и гаснет табло «АП — бок.»);

— не пользоваться показаниями АГД-1.

Примечание. При отказе АГД-1 автопилот не включать.

1в. Загорание табло «АП — прод.» с одновременным отключением канала тангажа автопилота и включением звуковой сигнализации свидетельствует о возможном отказе левой ЦГВ-4 или АГД-1.

При этом экипаж должен:

— отключить автопилот кнопкой быстрого отключения;

— сравнить показания по углу тангажа ПП-75 командира корабля и АГД-1 с показаниями ПП-75 второго пилота и определить отказавший прибор.

При отказе ПП-75 командира корабля выполнить указания п. 1 а.

При отказе АГД-1 выполнить указания п. 1б.

2. Загорание табло «АП — бок.» или «АП — прод.» с одновременным срабатыванием sireны свидетельствует об отключении или неисправности соответствующего канала автопилота.

При загорании табло «АП — бок.», «АП — прод.» и срабатывании sireны экипаж должен:

— выключить соответствующий выключатель «По-пер.» или «Продол.»;

— убедиться в исправности приборов ПП-75, сравнив их показания с показаниями АГД-1 и ЭУП-53;

— убедиться в исправности КС-6.

Допускается повторное включение автопилота, если командир корабля уверен в том, что произошло ложное отключение.

При повторном срабатывании сигнализации отказавшим каналом автопилота не пользоваться.

Загорание табло «АТ-2», сопровождающееся появлением нестриммированных усилий в канале руля высоты, свидетельствует об отказе автотриммера.

В этом случае экипаж должен:

— выключить продольный канал автопилота, удерживая штурвал руками;

— снять усилия с помощью механического триммера руля высоты;

— выключатель «АТ-2» установить в положение «Выкл.»;

— вновь включить продольный канал автопилота.

Предупреждения. 1. Разгон, торможение выполнять с выключенным продольным каналом автопилота.

2. Через каждые 1,5–2 ч полета переключать автопилот, снимая усилия механическим триммером руля высоты.

5.17. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ОТКАЗЕ СИСТЕМЫ «ПУТЬ-4МП»

1. Экипаж обязан прекратить пилотирование по командным стрелкам системы «Путь-4МП», если:

— загорелись сигнальные лампы «Путь—бок.» или «Путь—прод.»;

— крен самолета на четвертом развороте превышает 20°;

— после вписывания в равносигнальную зону курса крены превышают 10°;

— после вписывания в равносигнальную зону глиссады вертикальная скорость снижения превышает 6 м/сек;

— отклонения самолета по курсу и глиссаде превышают допустимые при пролете ДПРМ и БПРМ.

При отсутствии визуальной ориентировки в режиме директорного захода на посадку при отказах системы «Путь-4МП» командир корабля должен прекратить пилотирование по командным стрелкам, оценить отказ и принять решение о дальнейших действиях.

2. Загорание сигнальных ламп «Путь—бок.» или «Путь—прод.» свидетельствует о неисправности директорной системы «Путь-4МП».

При этом отказе экипаж обязан:

— прекратить пилотирование по командным стрелкам, установив выключатель «Командные стрелки» в положение «Выкл.»;

— убедиться в исправности приборов ПП-75, сравнив их показания с показаниями АГД-1 и ЭУП-53;

— выполнить заход на посадку, ИСПОЛЬЗУЯ КГГ, ОСП и РСП.

3. Загорание сигнальных ламп КРП или ГРП и выпадение соответствующих бленкеров на НКП-4 свидетельствует об отказе обоих комплектов аппаратуры Курс-МП-1 (или об отказе наземных маяков).

При этом отказе экипаж должен выполнить заход на посадку, используя ОСП, РСП и работающий канал КГГ, руководствуясь посадочным минимумом, установленным для ОСП и РСП.

5.18. ПОЛЕТЫ С ЗАСНЕЖЕННЫХ, ПОКРЫТЫХ СЛЯКОТЬЮ И ОБЛЕДЕНЕВШИХ ВПП

5.18.1. Состояние ВПП

1. Регулярная эксплуатация самолетов Ил-18 разрешается только на укатанных заснеженных и мерзлых грунтовых ВПП. Допускается наличие на снежных укатанных, грунтовых и бетонных ВПП слоя неукатанного снега толщиной не более 80 мм. Составляющая бокового ветра при этом должна быть не более 7 м/сек.

2. При наличии на ВПП слоя слякоти (талого снега) до 12 мм разрешается производить посадку самолета при составляющей бокового ветра не более 3 м/сек.

Взлет с ВПП, покрытой слоем слякоти (талого снега) до 12 мм, может быть разрешен только в случае особой необходимости при составляющей бокового ветра не более 3 м/сек. В случае отказа двигателя на разбеге при взлете с ВПП, покрытой слоем слякоти, возможно выкатывание самолета за боковую обочину. Поэтому состояние боковых полос безопасности должно учитываться при решении вопроса о взлете с ВПП, покрытой слоем слякоти.

3. Регулярная эксплуатация самолетов Ил-18 на полосах, покрытых гололедом, или снежных полосах, покрытых слоем гладкого льда, запрещается.

Решение о взлете с обледеневшей полосы может быть принято только в случае крайней необходимости (для специальных и эксплуатационных полетов) при составляющей бокового ветра не более 3 м/сек.

Решение о посадке на обледеневшую полосу может быть принято только в случае крайней необходимости, если невозможно выполнить посадку на другом аэродроме; составляющая бокового ветра при этом не должна превышать 3 м/сек.

Безопасность взлета и посадки на обледеневшей ВПП при отказе двигателя или при боковом ветре свыше 3 м/сек не обеспечивается.

5.18.2. Руление

Руление по заснеженным и покрытым слякотью РД и ВПП производится в обычном порядке при повышенном внимании командира корабля.

Руление по обледеневшим РД и ВПП производится на малой скорости с возможно более плавным изменением режима работы двигателей.

Для руления самолета разрешается выключить автоматы растормаживания колес.

5.18.3. Взлет

1. Взлет с обледеневших, заснеженных и покрытых слякотью ВПП производится следующим образом:

— установить самолет точно по оси ВПП, растормозить колеса и включить автоматы растормаживания (если они были выключены при рулении);

— переключатели снятия лопастей воздушного винта с упора поставить в положение «Винт на упоре», при этом лампы сигнализации давления масла в каналах ФШ и МШ должны погаснуть;

— дать команду бортмеханику равномерно вывести на взлетный режим все четыре двигателя.

Разрешается также попарный вывод двигателей на взлетный режим.

Примечание. Страгивание самолета с места происходит при режимах работы двигателей не ниже режимов, соответствующих равновесным оборотам, в зависимости от состояния ВПП, температуры наружного воздуха и взлетного веса.

Бортмеханик плавно увеличивает режим работы двигателей и, убедившись в равномерной загрузке всех винтов, выводит двигатели на взлетный режим.

Командир корабля производит разбег с повышенным вниманием, своевременно ликвидируя возникающие отклонения самолета от оси ВПП управлением передней ногой, плавным подтормаживанием колес и отклонением руля поворота. Управление передней ногой должно производиться плавно, небольшими перемещениями штурвала.

Продолжается взлет в обычном порядке в соответствии с гл. 3, разд. 3.4 настоящего Руководства.

Предупреждение. Если при установке выключателей снятия лопастей винтов с упора в положение «Винт на упоре» горит одна из сигнальных ламп падения давления масла в канале ФШ или одна из сигнальных ламп высокого давления в канале МШ, бортмеханик должен немедленно установить выключатели снятия винтов с упора в положение «Снят с упора», а по команде командира корабля установить РУД на 0° по УПРТ.

Командир корабля прекращает взлет.

3. При взлете с заснеженных ВПП, имеющих выраженную волнистость, на разбеге, развивается значительная вибрация передней ноги шасси. В таком случае командир корабля должен разгрузить переднюю ногу шасси и, если вибрация не прекращается, отделить переднее колесо от поверхности ВПП. При этом командир корабля должен быть готов (при отказе двигателя или возникновении какого-либо другого бокового возмущения) снова опустить переднюю ногу шасси, если этому не будут препятствовать чрезмерно большие неровности на полосе.

4. Длина разбега самолета при взлете с заснеженных ВПП (при толщине слоя неукатанного снега до 50—80 мм) увеличивается на 10—15% по сравнению с длиной разбега по бетону.

Длина разбега при взлете с обледеневших ВПП практически не отличается от длины разбега по бетону.

5.18.4. Отказ двигателя на разбеге

При отказе двигателя на разбеге командир корабля действует в соответствии с рекомендациями гл. 5, разд. 192

5.2 настоящего Руководства. Дополнительно рекомендуется следующее:

1. Если отказ двигателя произойдет на скорости больше критической при взлете с заснеженной ВПП с поднятой передней ногой, то для парирования разворачивающего момента необходимо энергично полностью отклонить руль направления и опустить переднюю ногу, шасси (если при этом не возникнет чрезмерной вибрации передней ноги шасси).

Если опустить переднюю ногу не удастся, самолет начнет плавно отклоняться от оси ВПП. Если к моменту подхода к боковой обочине самолет достигнет минимально допустимой скорости отрыва (рис. 5), необходимо, взяв штурвал на себя, отделить самолет от полосы, не допуская выкатывания его за пределы ВПП.

При отрыве на этой скорости для своевременного создания крена в сторону, обратную отказавшему двигателю, приложить усилия к штурвалу 25—30 кг.

2. При продолжении взлета с отказавшим двигателем с обледеневшей или покрытой слякотью ВПП уход самолета от оси ВПП может произойти и при опущенной передней ноге шасси. Командир корабля при этом должен действовать, как и при взлете с заснеженной ВПП.

3. В случае отказа двигателя при взлете с заснеженной ВПП и ВПП, покрытой слякотью, на скорости меньше критической командир корабля должен прекратить взлет, действуя в соответствии с рекомендациями гл. 5, разд. 5.2 настоящего Руководства.

Дистанция прерванного взлета на заснеженной ВПП и ВПП, покрытой слякотью, увеличивается на 60—70% по сравнению с дистанцией прерванного взлета на бетонной ВПП.

При прекращении взлета на обледеневшей ВПП дистанция прерванного взлета увеличивается вдвое по сравнению с дистанцией прерванного взлета на бетонной ВПП.

5.18.5. Посадка

1. Посадка самолета на заснеженную, обледеневшую и покрытую слякотью ВПП должна производиться при повышенном внимании командира корабля. После при-

земления необходимо своевременно парировать возникающие отклонения от посадочного курса.

По сравнению с длиной пробега по бетону длина пробега самолета увеличивается:

- на заснеженных и покрытых слякотью ВПП — на 40%;
- на обледеневших ВПП — на 65%.

При посадке на обледеневшую ВПП в конце пробега (на скорости 50—40 км/ч) можно выключить автоматы растормаживания для быстрой остановки самолета.

2. Посадка с отказавшим внутренним двигателем на заснеженную полосу производится в обычном порядке. При посадке с отказавшим двигателем на обледеневшую или покрытую слякотью ВПП необходимо перед приземлением установить режим работы двигателя, симметричного отказавшему, в соответствии с табл. 13.

Снимать с промежуточного упора винт двигателя, симметричного отказавшему, необходимо на скорости не больше 60 км/ч.

3. При заходе на посадку на обледеневшую или покрытую слякотью ВПП с отказавшим крайним двигателем необходимо до пролета БПРМ зафлюгировать другой крайний двигатель и произвести посадку на двух внутренних работающих двигателях. Флюгировать двигатель, симметричный отказавшему, на высоте 70—100 м при полной уверенности в правильном расчете.

5.19. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ОТКАЗЕ АВИАГОРИЗОНТОВ

1. Командиру корабля при выпадении флажка отказа «АГ» на ПП-75 или загорании табло «Отказ АГД» и лампы на указателе АГД-1С показаниями соответствующего авиагоризонта не пользоваться. Продолжать пилотирование по оставшимся исправным авиагоризонтам и ЭУП. Второму пилоту в случае выпадения флажка «АГ» на ПП-75 доложить об этом командиру корабля, а командиру корабля взять управление на себя.

Примечание. Об отказе авиагоризонта командиру корабля доложить службе движения и в случае необходимости запросить изменение эшелона с целью улучшения условий визуальной ориентировки и посадки на запасный аэродром с благоприятными погодными условиями. В случае от-

каза авиагоризонта пилотирование производить с повышенным вниманием.

2. В случае отказа и выпадения флажка в одном из оставшихся двух авиагоризонтов командиру корабля и второму пилоту продолжать пилотирование по оставшемуся исправному авиагоризонту и ЭУП.

3. В случае выпадения флажков отказа сразу на двух оставшихся авиагоризонтах командир корабля должен:

- перейти на пилотирование по ЭУП;
- в маршрутном горизонтальном полете при видимости естественного горизонта сравнением с показаниями ЭУП определить исправный авиагоризонт и дать команду штурману и бортрадиисту выключить отказавшие авиагоризонты АЗС «ЦГВ» или выключателем «Питан. АГД-1» и второму пилоту выключить блок БКК-18 выключателем «БКК».

При этом сигнал отказа включенного авиагоризонта снимается (убирается флажок отказа «АГ» или гаснет табло «Отказ АГД» и лампа на указателе АГД-1С) и загорается табло «Нет контроля АГ»;

— убедиться в правильности показаний включенного авиагоризонта сравнением с показаниями ЭУП;

— убедиться в исправности курсовой системы. Дальнейшее пилотирование осуществлять по исправному авиагоризонту и ЭУП, используя «Методические рекомендации экипажу самолета Ил-18 по обнаружению отказа авиагоризонта».

Предупреждение. При отказавшем резервном авиагоризонте АГД-1С и выключенном БКК сигнализация предельных кренов не работает.

4. Командиру корабля и второму пилоту в случае появления рассогласования авиагоризонтов по тангажу, не контролируемого блоком БКК-18, сравнить показания авиагоризонтов и ВАР-30 и считать отказавшим авиагоризонт, показания которого расходятся с показаниями остальных приборов.

5. В случае отказа БКК-18 и загорания табло «Нет контроля АГ» командир корабля дает команду второму пилоту выключить БКК-18 выключателем «БКК» под колпачком.

Дальнейшее пилотирование осуществлять, ис-

пользуя «Методические рекомендации экипажу самолета Ил-18 по обнаружению отказа авиагоризонта».

6. При отказе БКК-18, одновременном выпадении флажков отказа на двух ПП-75 и загорании табло «Отказ АГД» и лампы на указателе АГД-1 С командир корабля должен:

— перейти на пилотирование по ЭУП;

— убедиться в правильности показаний основных и резервного авиагоризонтов, после чего дать команду второму пилоту выключить блок БКК-18 выключателем «БКК» для снятия сигнализации об отказе авиагоризонтов (убираются флажки отказа «АГ» на ПП-75 и гаснет табло «Отказ АГД») и лампа на указателе АГД-1С), при этом загорается табло «Нет контроля АГ».

Дальнейшее пилотирование осуществлять по исправным авиагоризонтам ПП-75 и АГД-1С и ЭУП-53, используя «Методические рекомендации экипажу самолета Ил-18 по обнаружению отказа авиагоризонта».

Предупреждение. Тест-контролем БКК-18 в полете пользоваться ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

7. При срабатывании сигнализации предельных кренов (загорании сигнальных ламп или табло «Крен лев. велик», «Крен прав. велик») командиру корабля необходимо убедиться в исправности основного и резервного авиагоризонтов и уменьшить крен по исправному авиагоризонту.

Предупреждение. Вывод самолета из крена только по сигналу «Крен лев. велик» или «Крен прав. велик» ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

8. При срабатывании сигнализации отказа резервного авиагоризонта АГД-1С переключить его на централизованное питание (переключатель ЗППГ-15 установить из положения «Авар.» в положение «Осн.», только в горизонтальном полете без крена, предварительно откинув предохранительный колпачок).

На самолетах с разделным питанием авиагоризонтов при отказе преобразователя ПТ-125Ц производится автоматическое переключение питания АГД-1С от ПТ-125Ц на бортовую сеть (ПТ-1000Ц), при этом гаснет зеленая лампа «Питание АГД-1

основн. от ПТ-125Ц» и загорается желтая лампа «Питание АГД-1 резервн. от б/сети».

При отказе преобразователя ПТ-500Ц производится автоматическое переключение питания правого авиагоризонта ПП-75 от ПТ-500Ц на бортовую сеть (ПТ-1000Ц), при этом гаснет зеленая лампа «Питание ЦГВ прав., основное от ПТ-500Ц» и загорается желтая лампа «Питание ЦГВ прав., резервн. от б/сети».

Возможные причины отказа авиагоризонтов и характер их проявления

Отказ авиагоризонта может быть следствием:

— отказов источников питания, в основном преобразователей переменного тока 36 в 400 гц. элементов защиты сети и их коммутационных устройств;

— отказов гиродатчиков, указателей дистанционных передач, усилительных устройств и выключателя коррекции в комплектах авиагоризонтов;

— непреднамеренного выключения в полете или невключения перед взлетом автоматов защиты цепей питания.

В зависимости от характера отказа его проявление в показаниях авиагоризонта по крену и тангажу может быть выражено в виде:

— «застывания» индикации в произвольном положении;

— индикации показаний с погрешностью, в том числе с заниженными значениями кренов;

— медленного завала (2—3 град/мин);

— быстрого завала (более 10 град/сек);

— завала со средней скоростью (1—3 град/сек);

— колебания силуэта самолета.

Наибольшую опасность при пилотировании представляют отказы, проявляющиеся в виде «застывания» индикации в произвольном положении и завала со средней скоростью 1—3 град/сек. Эти отказы непосредственно на индикаторе авиагоризонта не заметны, их распознавание затруднительно и требует специальных навыков. Блок БКК-18 обеспечивает автоматическое обнаружение этих отказов.

При пилотировании самолета по приборам и особенно при выполнении маневров командир корабля и второму пилоту необходимо производить сравнение показаний основных и резервного авиагоризонтов и ЭУП.

Реагируя на показания основного авиагоризонта, каждый раз удостоверяться, что его показания не расходятся с показаниями резервного авиагоризонта или ЭУП. Отказавшим считается тот прибор, показания которого отличаются от показаний остальных трех приборов.

Примечание. Одним из дополнительных признаков отказа авиагоризонта может служить несоответствие направления или темпа изменения курса отклонению штурвала по крену (при этом следует учитывать, что на приборах типа НКП-4 шкала курса вращается в сторону, обратную направлению истинного разворота, например, при развороте вправо шкала вращается против часовой стрелки).

5.20. ПОЖАР НА САМОЛЕТЕ

5.20.1. Пожар в отсеках мотогондолы

При обнаружении пожара на взлете до или при достижении скорости принятия решения взлет прекратить и включить систему пожаротушения. При обнаружении пожара на большей скорости продолжать взлет, приняв меры для ликвидации пожара, и произвести вынужденную посадку на аэродроме вылета.

При возникновении пожара первая очередь системы пожаротушения срабатывает автоматически. При этом одновременно звучит сирена, загорается красное табло «Пожар в гондоле» и зеленая лампа сигнализации открытого положения электромагнитных распределительных кранов.

В этом случае экипаж обязан:

— зафлюгировать воздушный винт и выключить двигатель кнопкой КФЛ-37, а также продублировать флюгирование винта от аварийной системы;

— включить ручную соответствующий переключатель «Подача состава в двигатель»;

— перевести переключатель останова аварийного двигателя в положение «Останов»;

— закрыть перекрывной топливный кран (пожарный) аварийного двигателя и отбор воздуха от обоих двигателей полукрыла, на котором обнаружен пожар;

— выключить генераторы переменного и постоянного тока аварийного двигателя;

— перевести самолет в режим экстренного снижения, снизиться до минимально безопасной по условиям погоды и рельефу местности высоты и следовать до ближайшего аэродрома.

Если первая очередь системы пожаротушения не сработала автоматически (не загорелась зеленая лампа сигнализации открытия электромагнитного крана), включить первую очередь вручную соответствующим выключателем на противопожарной панели; при этом должна загореться зеленая лампа открытия электромагнитного распределительного крана.

Если через 6 сек после срабатывания первой очереди красное табло «Пожар в гондоле», сигнализирующее о пожаре в отсеке, не погаснет, включить ручную вторую очередь тушения пожара в гондоле. По окончании тушения пожара поставить переключатель на пожарной панели в нейтральное положение.

Если пожар погасить невозможно, произвести вынужденную посадку вне аэродрома. Выпуск закрылков при этом производить на предпосадочной прямой на возможно меньшей высоте, но с таким расчетом, чтобы закончить его на высоте не менее 100 м. Если при выпуске закрылков началось кренение самолета, необходимо сразу же приостановить выпуск закрылков и осуществить посадку с закрылками, выпущенными в положение, при котором началось кренение самолета.

В случае если пожар силовой установки возник в районе аэродрома и не ликвидирован, заход на посадку и посадку производить на ВПП с убранными закрылками в соответствии с рекомендациями разд. 5.14.

Если пожар замечен визуально, зафлюгировать винт и, не ожидая сигнала о пожаре, включить соответствующими переключателями первую очередь тушения пожара в гондоле и систему тушения пожара в двигателе, а при необходимости через 6 сек — вторую очередь туше-

ния на гра в гондоле.
В остальном действия экипажа аналогичны действиям при автоматическом срабатывании пожарной системы.

Предупреждение. Если зелёные лампы не загорелись после включения первой очереди подачи состава в мотогондолу (несработали распределительные клапаны), необходимо включить вторую очередь.

5.20.2. Пожар внутри двигателя

В случае загорания табло „Пожар в двигателе“ необходимо:

1. Зафлюгировать воздушный винт и выключить двигатель кнопкой КФЛ-37, а также продублировать флюгирование воздушного винта от аварийной системы.

2. Включить переключатель „Подача состава в двигатель“.

— Переключатель останова аварийного двигателя поставим в положение „Останов“;

— Выключить генераторы постоянного и переменного тока аварийного двигателя;

1962 от 12.07.76г

— закрыть перекрывной (пожарный) топливный кран аварийного двигателя и отбор воздуха от обоих двигателей полукрыла, на котором обнаружен очаг пожара;

— перевести самолет на режим экстренного снижения, снизиться до минимально безопасной по условиям погоды и рельефа местности высоты и следовать до ближайшего аэродрома для посадки;

— если после срабатывания противопожарной системы двигателя пожар не будет ликвидирован, командир корабля после выполнения экстренного снижения должен произвести вынужденную посадку с убранными шасси.

Предупреждение. Запускать в воздухе двигатель, на котором был пожар, ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

3. В случае автоматического флюгирования винта, а также при флюгировании винта (останове двигателя) по причине падения давления масла, ухода масла из маслобака, показаний ИВ-41, а также в случае появления стружки в двигателе бортмеханик должен включить подачу огнегасящего состава в двигатель и закрыть перекрывной (пожарный) топливный кран двигателя. Если после этого появятся признаки пожара в гондоле, но автоматическая очередь не срабатывает, включить первую очередь подачи состава в гондолу и при необходимости, через 6 сек, вторую очередь.

5.20.3. ПОЖАР В ОТСЕКЕ БАКА № 12 (НА САМОЛЕТЕ Ил-18Д)

В случае загорания на приборной доске красной сигнальной лампы «Пожар бака № 12» автоматически срабатывает первая очередь подачи огнегасящего состава в отсек (загорается центральная зеленая лампа ППС, сигнализирующая об открытии кранов) и звучит сирена. В данной ситуации необходимо:

— включить систему НГ выключателем «Подача СО₂ в бак № 12» на противопожарной панели;

— перевести самолет на режим экстренного снижения, снизиться до минимально безопасной по условиям погоды и рельефа местности высоты и произвести вынужденную посадку на ближайшем аэродроме;

— эвакуировать пассажиров из зоны пожара бака № 12;

— если первая очередь тушения пожара в отсеке не сработала автоматически (не загорелась центральная зеленая лампа) или если пожар замечен визуально, включить вручную первую очередь пожаротушения переключателем «Подача состава в отсек бака № 12»; при этом должна загореться зеленая лампа;

— если через 6 сек после срабатывания первой очереди пожаротушения красная лампа не погасла, включить вручную вторую очередь;

— по окончании тушения пожара переключатель подачи огнетушащего состава поставить в нейтральное положение, переключатель подачи CO₂ в бак № 12 поставить в положение «Выключено».

5.20.4. ПОЖАР УСТАНОВКИ ТГ-16 (ТГ-16М)

При возникновении пожара на установке ТГ-16 (ТГ-16М) на приборной доске левого пилота загорается красная лампа «Пожар ТГ-16 (ТГ-16М)». Первая очередь системы пожаротушения срабатывает автоматически, при этом одновременно подается команда на останов ТГ-16 (ТГ-16М) и закрытие жалюзи окна воздухозаборников. При пожаре на установке ТГ-16 (ТГ-16М) во время запуска двигателя АИ-20 следует немедленно выключить двигатель.

Для дублирования автоматики переключатель «Тушение пожара» перевести из положения «Автоматическое» в положение «I очередь». Если пожар не погашен в течение 6 сек (красная лампа не погасла), переключатель перевести в положение «II очередь».

Если пожар замечен визуально, а красная лампа не загорелась, остановить ТГ-16 (ТГ-16М) кнопкой «Останов», а переключатель «Тушение пожара» перевести из положения «Автоматическое» в положение «I очередь».

Закрыть жалюзи воздухозаборника, а затем при необходимости включить вторую очередь.

5.20.5. ПОЖАР В БАГАЖНИКЕ № 3

Возникновение пожара в багажнике № 3 контролируется автономной системой ССП- 2А, по сигналу которой включается сирена и загорается красная сигнальная лампа «Пожар в багажн. № 3». Визу-

альный контроль внутреннего пространства багажника производится через смотровое окно на шпангоуте № 56 с одновременным включением плафонов освещения багажника.

Ликвидация пожара производится автономной системой пожаротушения багажника № 3, в которую входят два огнетушителя ОС-8МФ, заряженных фреоном 114В₂. Управление подачей огнетушащего состава в багажник № 3 производится вручную с помощью переключателя «Подача состава в багажник № 3», который установлен в нижней части щитка управления противопожарными системами.

При срабатывании сигнализации о пожаре в багажнике экипаж обязан:

— доложить о происшествии диспетчеру службы движения;

— переключатель «Подача состава в багажник № 3» перевести в положение «I очер.» (вверх).

Примечание. После разрядки огнетушителя возможно срабатывание сигнализации о появлении дыма в багажнике:

— произвести экстренное снижение до высоты полета, безопасной по условиям погоды и рельефа местности; при необходимости отключить сирену;

— установить визуальное наблюдение за внутренним объемом багажника;

— по показаниям сигнализации пожара и по визуальному наблюдению оценить результаты тушения пожара огнетушителем первой очереди;

— если в результате использования огнетушителя первой очереди пожар не будет ликвидирован (продолжает гореть сигнальная лампа «Пожар в багажн. № 3» или пожар просматривается через окно шпангоута № 56), перевести переключатель подачи огнетушащего состава в положение «II очер.» (вниз);

— по показаниям сигнализации и по визуальному наблюдению оценить результаты тушения пожара огнетушителем второй очереди;

— если пожар будет ликвидирован: продолжить полет к ближайшему аэродрому для посадки, ведя визуальный контроль за внутренним объемом багажника;

переключатель подачи огнегасящего состава перевести в нейтральное положение;
выключатель сирены перевести в положение «Сирена пожара»;

— если пожар будет продолжаться (или возобновится) после использования всех средств пожаротушения, принять решение о немедленной вынужденной посадке;

— вынужденную посадку с неликвидированным очагом пожара производить, руководствуясь указаниями, изложенными в разд. 5.13.

5.20.6 ПОЖАР (ДЫМ) В КАБИНАХ САМОЛЕТА

Для ликвидации опасных очагов применяются ручные огнетушители, в которых в качестве огнегасящих составов используются фреон 12В₁ и водоетиленгликолевая смесь (см. разд. 6.5).

Для защиты органов дыхания и зрения членов экипажа от воздействия дыма применяются дымозащитные кислородные маски ЛП-2. При необходимости для осмотра и ликвидации очагов пожара (дыма) применяются переносные кислородные приборы с дымозащитными масками (см. разд. 6.3).

1. При обнаружении пожара (дыма) в кабине пилотов экипаж обязан:

— сообщить о происшествии диспетчеру службы движения;

— надеть дымозащитные маски ЛП-2; переключатели подсоса воздуха кислородных приборов установить в положение «100% O₂»;

— убедиться в том, что входная дверь кабины закрыта;

— установить источник дыма или пожара, по возможности локализовать опасный участок и принять меры к ликвидации очага с помощью ручных огнетушителей;

— произвести экстренное снижение до высоты полета, безопасной по условиям погоды и рельефа местности;

— при интенсивном заполнении кабины дымом перейти (после экстренного снижения на высоту

не выше 4 000 м) на ускоренную вентиляцию кабины, для чего:

— на установившейся высоте при скорости полета, не более 350 км/ч выключить отбор воздуха от двигателей на систему кондиционирования;

— переключатель «НАДДУВ—РАЗГЕРМЕТ» перевести в положение «РАЗГЕРМЕТ»; после выравнивания перепада давлений открыть правую форточку кабины, сдвинув ее назад на 1/3—1/2 полного хода;

— вновь включить отбор воздуха от двигателей на систему кондиционирования; после очистки кабины от дыма закрыть форточку;

— продолжить полет до ближайшего аэродрома для посадки (если опасный очаг ликвидирован) или принять решение о немедленной вынужденной посадке (если опасный очаг не ликвидирован);

— вынужденную посадку с неликвидированным очагом пожара (дыма) производить, руководствуясь указаниями, изложенными в разд. 5.13.

Предупреждения: 1. Если система кондиционирования воздуха является источником дыма, действовать, как указано в п. 3.

2. Систему кондиционирования воздуха, не являющуюся источником дыма, в полете не выключать (за исключением кратковременного выключения при открывании форточки).

3. Исправную систему кондиционирования выключить после посадки самолета, непосредственно перед открытием основных и аварийных выходов.

2. При обнаружении пожара (дыма) в пассажирском салоне экипаж должен действовать, как указано в п. 1.

Предупреждение. При наличии дыма в пассажирских салонах не следует открывать форточки, так как это приводит к интенсивному поступлению дыма в кабину пилотов.

3. При обнаружении дыма (запаха) в системе кондиционирования экипаж обязан:

— перейти на пользование дымозащитными кислородными масками;

— определить неисправную полусистему кондиционирования, для чего переключатель управления подачи воздуха от левых двигателей перевести в положение «ВЫКЛ» и проверить, прекратилось ли поступление дыма; если при этом дым или запах исчезнут, оставить

отбор воздуха от левых двигателей включенными и продолжать полет, усилив наблюдение за показаниями приборов контроля работы и систем обнаружения пожара этих двигателей; если при выключенном отборе воздуха от левых двигателей дым или запах не исчезнут, переключатель управления подачей воздуха от них перевести в положение «ВКЛ» и произвести аналогичную проверку правой полусистемы;

— если источником дыма или запаха являются обе полусистемы, снизиться до безопасной высоты полета, выключить обе полусистемы и следовать для посадки на ближайший запасной аэродром.

4. Если источником загорания (дыма) являются неисправности бортовой электрической сети или потребителей электроэнергии, необходимо:

— после определения источника загорания выключить неисправное оборудование и его автомат защиты; в зависимости от обстоятельств применить ручной огнетушитель;

— в случае, если пожар ликвидировать не удалось, выключить все генераторы переменного тока и оборудование, необходимость работы которого не диктуется условиями полета. Включить преобразователь ПО-1500;

— при завершении полета руководствоваться рекомендациями РЛЭ (п. 6.9.6) для полета при отказе всех генераторов переменного тока.

Перед посадкой, при необходимости применения какого-либо электрифицированного оборудования, произвести включение генераторов на необходимое время.

5.20.7. Дым в багажных отсеках

Появление дыма в багажных отсеках самолета контролируется фотоэлектрическими сигнализаторами дыма ДС-ЗМ, установленными в багажных отсеках № 1, 2, 3 и у выпускных клапанов системы кондиционирования воздуха. Оповещение членов экипажа о появлении дыма производится с помощью сигнальных ламп, установленных на щитке сигнализации дыма, и сирены.

Визуальное наблюдение за появлением дыма в багажных отсеках № 1 и 2 производится через смотровые

глазки, установленные на всех люках пола пассажирской кабины, предназначенных для обеспечения доступа в багажные отсеки. Появление дыма в багажном отсеке № 3 визуально проверяется через смотровое окно в стенке шп. № 56.

Для ликвидации очагов дыма в багажных отсеках № 1 и 2 используются ручные огнетушители. Для ликвидации очагов дыма в багажном отсеке № 3 используются огнетушители стационарной системы пожаротушения этого отсека.

1. При срабатывании сигнализации о появлении дыма в подпольной части фюзеляжа экипаж обязан:

— проверить систему обнаружения дыма на отсутствие ложного срабатывания, для чего нажать

и отпустить кнопку «Проверка и разблокировка сигнализ. дыма»; после этого проверить, продолжает ли гореть сигнальная лампа (подтверждая наличие дыма в багажнике) или погасла (свидетельствуя о ложном срабатывании системы);

— одновременно через смотровые люки проверить визуально (наличие или отсутствие дыма) тот участок подпольной части фюзеляжа, откуда поступил сигнал о появлении дыма;

— выключить сирену;

— при ложном срабатывании системы обнаружения дыма (сигнальная лампа не загорелась повторно после отпускания кнопки проверки) и отсутствии признаков дыма в подпольной части фюзеляжа принять решение, исходя из условий полета, о его продолжении до ближайшего или основного аэродрома посадки;

— в случае обнаружения дыма выполнить требования, указанные в п. 2 подраздела 5.20.6; при этом, если очаг дыма будет ликвидирован, необходимо разблокировать систему сигнализации дыма, выключатель сирены установить в положение «Сирена пожара».

2. При появлении дыма в багажном отсеке № 3 экипаж обязан:

— нажимая и отпуская кнопку «Проверка и разблокировка сигнализ. дыма», проверить систему обнаружения дыма на отсутствие ложного срабатывания;

— одновременно через смотровое окно шпангоута № 56 проверить визуально (наличие или отсутствие дыма) внутренний объем багажника;

— выключить сирену;

— при ложном срабатывании системы обнаружения дыма и отсутствии признаков дыма в багажнике принять решение, исходя из условий полета, о его продолжении до ближайшего или основного аэродрома посадки;

— в случае подтверждения сигнала о наличии дыма в багажнике необходимо:

сообщить диспетчеру службы движения о происшествии;

переключатель «Подача состава в багажник № 3» установить в положение «I очер.» (вверх);

произвести экстренное снижение до высоты полета, безопасной по условиям погоды и рельефа местности;

продолжить полет к ближайшему аэродрому, ведя непрерывный визуальный контроль за изменением количества дыма в багажнике;

— вторую очередь пожаротушения включить только при загорании сигнальной лампы «Пожар в багажн. № 3» или при визуальном обнаружении открытого пламени;

— после удаления дыма из багажника (очаг дыма ликвидирован) необходимо:

нажать и отпустить кнопку «Проверка и разблокировка сигнализ. дыма»; должна погаснуть лампа сигнализации о наличии дыма в багажнике № 3;

перевести в нейтральное положение переключатель подачи огнегасящего состава в багажник № 3;

перевести в положение «Сирена пожара» выключатель сирены;

— при заметном увеличении количества дыма в багажнике после использования средств пожаротушения принять решение о немедленной вынужденной посадке;

— вынужденную посадку с неликвидированным очагом дыма производить, как указано в разд. 5.13.

5.21. ПОСАДКА ПРИ НЕИСПРАВНЫХ СИСТЕМАХ ВЫПУСКА ШАССИ (ПРИ ПОВРЕЖДЕННОМ ШАССИ)

5.21.1. ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ

ВНИМАНИЕ! Убедитесь в правильности срабатывания сигнализации, при необходимости свяжитесь с землей.

Примите все меры для выпуска шасси. Убедитесь в невозможности выпуска шасси или закрытия замков в выпущенном положении, доложите руководителю полетов о положении шасси, принятых мерах по их выпуску.

13.11.75г.

ку и принимайте решение о посадке. В случае невыпуска (от основной и аварийной систем выпуска) или повреждения одной ноги шасси посадку рекомендуется производить на выпущенные (неповрежденные) ноги. При невыпуске (повреждении) двух ног посадку рекомендуется производить с убранными шасси.

Командир корабля имеет право в зависимости от конкретных условий посадки и неисправностей шасси принять решение о посадке с убранными шасси независимо от невыпуска (повреждения) одной или более ног (если имеется возможность убрать выпущенные ноги).

Посадку при неисправном (поврежденном) шасси рекомендуется производить на грунтовую полосу. Окончательное решение о посадке на грунт или на бетон и о ее направлении принимает командир корабля в зависимости от конкретных условий (взаимное расположение бетонированной и грунтовой полос, расстояние препятствий от полос, наличие бокового ветра), имея в виду, что боковое уклонение самолета при посадке с одной невыпущенной главной ногой составляет около 250 м в сторону невыпущенной ноги.

Члены экипажа, непосредственно не участвующие в выполнении посадки, должны перейти в пассажирскую кабину и действовать в соответствии с указаниями, изложенными в подразделе 5.13.1.

5.21.2. Подготовка к посадке

1. Получите разрешение на посадку и указания по ее проведению.

2. Максимально уменьшите выработкой топлива полетный вес самолета. При посадке с невыпущенной основной ногой шасси выработайте из полукрыла со стороны этой ноги топливо на 500—600 кг больше, чем из полукрыла со стороны выпущенной ноги (если это возможно).

3. Разгерметизируйте самолет. После разгерметизации откройте форточку кабины и затем закройте ее.

4. Эвакуируйте по возможности пассажиров с рядов, близких к зоне вращения воздушных винтов.

Убедитесь, что все пассажиры пристегнуты ремнями, грузы в кабине закреплены.

5. Проверьте надежность пристегивания ремнями членов экипажа, участвующих в выполнении посадки.

6. Включите (за 3—4 мин до приземления) систему НГ включателем «Подача «СО₂» в бак № 12 (для самолетов Ил-18Д).

7. Проверьте, что электропитание бытового оборудования, освещения кабин (кроме дежурного) и противообледенительной системы после выхода из зоны обледенения (если они были включены) выключено. Закройте вентили кислородных баллонов.

8. При заходе на посадку и посадке выпуск закрылков и выдерживание скоростей производите, как при посадке в обычных условиях.

9. Откройте и закрепите в открытом положении дверь из пилотской кабины.

На предпосадочной прямой откройте входные двери и аварийные люки, приняв максимальные меры предосторожности.

10. Будьте готовы сразу после остановки самолета на земле к быстрой эвакуации пассажиров, а в случае возникновения пожара — к использованию противопожарных средств самолета.

5.21.3. Посадка с убранной передней ногой шасси

1. Создайте по возможности максимально допустимую заднюю центровку соответствующим перемещением груза и пассажиров.

2. Приземление выполняйте на колеса главных ног шасси.

3. После приземления переведите РУД всех двигателей в положение 0° по УПРТ, снимите с упоров винты сначала внутренних, а затем внешних двигателей.

После снятия винтов с упора выключите двигатели и закройте пожарные топливные краны.

Примечание. При длине ВПП более 2500 м допускается после приземления флюгирование винтов с последующим выключением двигателей.

4. Взятием штурвала «на себя» поддерживайте пробег на основных ногах шасси; не допускайте

грубого касания земли носовой частью фюзеляжа. Тормоза колес используйте осторожно и только в случае крайней необходимости.

5. Перед опусканием носовой части фюзеляжа на землю зафлюгируйте воздушные винты «Аварийно», обесточьте самолет, установив переключатель питания от аккумуляторов в нейтральное положение.

5.21.4. Посадка с убранной основной опорой самолета

1. Выравнивание и выдерживание самолета производите с креном 3—5° в сторону выпущенной основной опоры.

2. Приземление выполняйте на выпущенную основную опору самолета.

3. Сразу после приземления опустите самолет на передние колеса и включите их управление.

Переведите РУД всех двигателей в положение 0° по УПРТ, снимите с упоров винты сначала внутренних, а затем внешних двигателей. После снятия винтов с упора выключите двигатели стоп-краном (парно симметричные двигатели, начиная с внутренних).

Примечание. При длине ВПП более 2500 м допускается после приземления выключить двигатели кнопками КФЛ в той же последовательности.

После выключения двигателей закройте пожарные топливные краны.

4. Удерживайте как можно дольше самолет от сваливания на крыло элеронами. Учитывайте возможность разворота самолета в сторону убранной основной опоры самолета.

5. В момент сваливания произведите аварийное флюгирование двигателей (начинать флюгирование со стороны убранной основной опоры самолета). Включите противопожарные системы мотогондол и двигателей со стороны убранной основной опоры самолета. Обесточьте самолет, установив переключатель питания от аккумуляторов в нейтральное положение.

Для борьбы с разворотом самолета используйте аварийное торможение колес.

5.21.5. Посадка с убранными основными опорами самолета и выпущенной передней опорой

1. Посадку с убранными основными опорами самолета и выпущенной передней опорой (если убрать ее не представлялось возможным) производите на грунт.

2. Перед посадкой по возможности обеспечить заднюю центровку в пределах допустимого диапазона.

3. Высота выравнивания должна быть такой, чтобы осуществить приземление на фюзеляж.

4. Не допускайте приземления самолета на малых углах атаки и удара о землю передними колесами.

5. В процессе выравнивания выключите двигатели кнопками КФЛ с флюгированием воздушных винтов. Выключайте симметричные двигатели попарно, начиная с внутренних. Закройте пожарные топливные краны. Продублируйте выключение двигателей аварийным флюгированием. Включите противопожарные системы двигателей.

6. Направление на пробеге поддерживайте рулем направления и управлением передними колесами.

7. Удерживайте самолет от крена отклонением элеронов.

8. Обесточивание самолета установкой переключателя питания от аккумуляторов в нейтральное положение производите в зависимости от складывающейся обстановки на пробеге.

5.22. ОТКАЗ (ОТКЛЮЧЕНИЕ) ВСЕХ ГЕНЕРАТОРОВ ПОСТОЯННОГО И ПЕРЕМЕННОГО ТОКА (ПОЛЕТ ПРИ ПИТАНИИ БОРТСЕТИ ОТ АККУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЙ)

В связи с тем, что отказ всех генераторов постоянного и переменного тока является одним из вариантов отказов электрооборудования, подробные рекомендации по действию экипажа приведены в гл. 6.9 (разд. 6.9.6, стр. 272а).

5.23. ПОЛЕТ В УСЛОВИЯХ ОБИЛЬНЫХ ОСАДКОВ

В случае полета самолета при обильных осадках (тропических ливнях) возможно некоторое снижение мощности двигателя. Для сохранения скорости полета разрешается переходить на повышенные режимы работы двигателей вплоть до взлетного.

В случае применения с целью обеспечения безопасности полета взлетного режима на высоте более высоты круга или номинального на эшелоне, необходимо руководствоваться примечанием к п. 1 разд. 3.9.

ПРИЛОЖЕНИЕ К ГЛАВЕ 5 РЛЭ

ОБЯЗАННОСТИ ЧЛЕНОВ ЭКИПАЖА ПРИ ПРЕКРАЩЕНИИ ВЗЛЕТА ПРИ ОТКАЗЕ ДВИГАТЕЛЯ

Командир корабля:

а) подает команды:

— «Взлет прекращаем. Всем 0»;

— «Внутренние (внешние) с упора»;

— на скорости 100—120 км/ч: «Первый (второй ... симметричный отказавшему двигателю) с упора»;

б) применяет интенсивное торможение;

в) выдерживает направление движения самолета.

Второй пилот:

— удерживает штурвальную колонку в крайнем переднем положении и находится в непрерывной готовности оказать помощь командиру корабля по его команде;

— докладывает об отклонениях от взлетного курса: «Уходим влево-(вправо)».

Штурман Голубев:

— докладывает текущее значение скорости: «Скорость... 180, 170...».

Бортмеханик:

а) по признакам отказа, определяет отказавший двигатель и немедленно докладывает об этом командиру корабля: «Отказал первый (второй...) двигатель»;

б) по командам командира корабля:

— устанавливает РУД в положение «Земной малый газ» (0° по УПРТ);

— переключатель; промежуточного упора винтов двух симметрично работающих двигателей ставит в положение «Снят с упора»;

— снимает с упора винт третьего работающего двигателя.

Обязанности членов экипажа на продолженном взлете:

во всех случаях отказа двигателя после достижения критической скорости командир корабля обязан продолжить взлет.

Командир корабля:

— при обнаружении отказа двигателя подает команду: «Отказ двигателя слева (справа)»;

— после поступления доклада об отказе двигателя без флюгирования винта подает команду «Зафлюгировать винт»;

— по докладу штурмана «Подъем» либо на скорости $V_R + (10—12)$ км/ч, если позволяют условия, выключает управление передней ногой шасси и переводит самолет на взлетный угол;

— после отрыва своевременно создает крен до 5° в сторону работающих двигателей.

«Шарик» указателя скольжения при этом должен находиться в положении, отклоненном на 0,5 диаметра от центра прибора в сторону работающих двигателей при отказе внутреннего двигателя и на один диаметр — при отказе внешнего двигателя;

— пилотирует самолет с таким расчетом, чтобы скорость V_2 была достигнута на высоте не более 10 м;

— убедившись после отрыва, что самолет уверенно отходит от земли, на высоте не менее 5 м подает команду: «Убрать шасси»;

— после доклада штурмана «безопасная» продолжает набор высоты с разгоном до скорости $V_2 + 30$ км/ч к моменту уборки закрылков;

— на высоте не ниже 120 м подает команду: «Убрать закрылки»;

— после уборки закрылков выдерживает скорость 350 км/ч.

Второй пилот Гутовец:

— находится в непрерывной готовности оказать помощь командиру корабля в пилотировании по его команде;

— осуществляет контроль за скоростью и докладывает:

— «Скорость мала» — в момент, когда скорость по прибору (с учетом инструментальной поправки) до уборки закрылков окажется меньше скорости V_2 на 10 км/ч;

— «Скорость мала (велика)» — в момент, когда скорость по прибору после уборки закрылков окажется соответственно 340 или 360 км/ч;

— осуществляет контроль за отсутствием скольжения и докладывает: «Левое (правое) скольжение», когда «шарик» указателя скольжения отклонится на величину 0,5 своего диаметра от рекомендованного положения в случае отказа двигателя.

Штурман:

— следит за скоростью и докладывает:

— «Рубеж» — при достижении скорости $V_{...}$,

— «Подъем» — при достижении скорости $V_{...}$,

— «Безопасная» — при достижении скорости $V_{...}$;

— докладывает о достижении высот: 10, 50, 100 м и далее через каждые 100 м до высоты 400 м;

— осуществляет контроль за выдерживанием взлетного курса и докладывает: «Ушли вправо (влево)» — в момент, когда курс (с учетом упражнения) соответственно на 5° больше или меньше взлетного.

Бортмеханик:

— по команде командира корабля «Отказ двигателя слева (справа)» определяет отказавший двигатель и докладывает: «Отказал... (номер силовой установки двигателя)».

Если автоматического флюгирования не произошло, флюгирует винт от аварийной системы, обращая особое внимание на то, чтобы точно определить аварийный кран отказавшего двигателя.

После входа винта во флюгер:

— Докладывает «Винт во флюгере»;

— контролирует работу силовых установок, по признакам отказа определяет отказавший двигатель и немедленно докладывает командиру корабля: «Отказал... (номер силовой установки) двигатель», «Винт во флюгере» (если произошло автоматическое флюгирование) или «Винт во флюгер не вошел» (если не произошло автоматического флюгирования);

— если автоматического флюгирования не произошло, по команде командира корабля вводит винт отказавшего двигателя во флюгер кнопкой КФЛ-37.

При отказе принудительной системы флюгирует воздушный винт от аварийной системы.

После входа винта во флюгер:

— докладывает «Винт во флюгере»;

— по командам командира корабля убирает шасси и закрылки;

— при отсутствии признаков пожара после набора высоты 400 м, запросив соответствующее разрешение командира корабля, ставит выключатель останова отказавшего двигателя в положение «Останов» и закрывает пожарный кран.

ОБЯЗАННОСТИ ЧЛЕНОВ ЭКИПАЖА
ПРИ ОТКАЗЕ ДВИГАТЕЛЯ В НАБОРЕ ВЫСОТЫ,
В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ И НА СНИЖЕНИИ

Командир корабля:

— парит элеронами и рулем направления стремление самолета к крену и развороту, одновременно создавая крен до 5° в сторону работающих двигателей. «Шарик» указателя скольжения должен находиться при этом в положении, отклоненном на 0,5 диаметра от центра прибора в сторону работающих двигателей при отказе внутреннего двигателя и на один диаметр — при отказе внешнего двигателя;

— при обнаружении командиром корабля отказа двигателя должен подать команду: «Отказ двигателя слева (справа)»;

— после поступления доклада об отказе двигателя без флюгирования подает команду: «Зафлюгировать винт»;

— после флюгирования балансирует самолет trim-мерами.

Бортмеханик:

— по команде командира корабля «Отказ двигателя слева (справа)» определяет отказавший двигатель и докладывает: «Отказал...(номер силовой установки) двигатель»; после автоматического флюгирования: «Винт во флюгере».

Если автоматического флюгирования не произошло, докладывает: «Винт во флюгер не вошел»;

— при отказе автоматического флюгирования по команде командира корабля вводит винт отказавшего двигателя во флюгер кнопкой КФЛ-37.

При отказе принудительной системы флюгирования от кнопки КФЛ-37 флюгирует винт, от аварийной системы, обращая особое внимание на то, чтобы точно определить аварийный кран отказавшего двигателя;

— выключатель останова отказавшего двигателя ставит в положение «Останов» и закрывает пожарный кран.

Примечание: При выключении двигателя и флюгировании воздушного винта (автоматически или принудительно) на высоте менее 400 м (при заходе на посадку) выключатель останова оставить в рабочем положении и пожарный кран не закрывать до посадки самолета (только при отсутствии признаков пожара двигателя).

ОБЯЗАННОСТИ ЧЛЕНОВ ЭКИПАЖА
ПРИ ЭКСТРЕННОМ СНИЖЕНИИ

Командир корабля:

- подает команду: «Выполняем экстренное снижение. Всем двигателям 0° УПРТ. Надеть маски»;
- гасит скорость;
- на скорости 350 км/ч подает команду: «Выпустить шасси»;
- переводит самолет в снижение;
- выводит самолет из снижения на высоте 4000 м в случае разгерметизации кабины или на минимально безопасной высоте в случае пожара на самолете.

Второй пилот:

- устанавливает датчик скорости изменения давления (изд. 2077) на отметку «0,5 мм.рт. ст./сек»;
- осуществляет контроль за параметрами полета и докладывает командиру корабля;
 - «Число «М» велико» — в момент, когда $M=0,65$;
 - «Скорость велика» — в момент, когда скорость по прибору достигнет 610 км/ч;
- докладывает командиру корабля: «Обратный перепад велик» — при наличии тенденции к увеличению обратного перепада более 0,03 кг/см².

Штурман:

докладывает текущее значение высот через каждые 500 м: «Высота...(7500, 7000) ...».

Бортмеханик:

- по команде командира корабля переводит РУД в положение «Земной малый газ» и докладывает: «Всем 0 установлен»;
- следит за параметрами работы двигателей;
- докладывает командиру корабля значения числа «М» через каждые 0,01 (начиная с $M=0,5$).

ОБЯЗАННОСТИ ЧЛЕНОВ ЭКИПАЖА
ПРИ ПОЖАРЕ НА ДВИГАТЕЛЕ

Командир корабля:

- после обнаружения им срабатывания табло «Пожар в гондоле», «Пожар в двигателе» или после поступления доклада от бортмеханика «Пожар... (номер силовой установки) двигателя» подает команду: «Зафлюгировать винт»;
- подает команду: «Выполняем экстренное снижение. Всем двигателям 0° УПРТ. Надеть маски», — и приступает к выполнению экстренного снижения (в соответствии с разд. 5.9.);
- следует до ближайшего аэродрома, если пожар погашен;
- подбирает площадку для вынужденной посадки, если пожар не удалось погасить, оповещая экипаж: «Производим вынужденную посадку» (в соответствии с разд. 5.9., 5.13.1. или 5.13.2.).

Второй пилот:
действует в соответствии с разд. 5.9., 5.13.1. или 5.13.2.

Бортмеханик:

- при возникновении пожара докладывает: «Пожар... (номер силовой установки) двигателя»;
- по команде командира корабля «Зафлюгировать винт» флюгирует винт и выключает двигатель кнопкой КФЛ-37, дублирует флюгирование от аварийной системы, включает ручную соответствующий переключатель «Подача состава в двигатель», переводит переключатель останова аварийного двигателя в положение «Останов», закрывает топливный кран аварийного двигателя и отбор воздуха от обоих двигателей полукрыла, на котором обнаружен пожар, выключает генераторы переменного и постоянного тока (если в составе экипажа отсутствует бортрадист);
- включает вторую очередь тушения пожара, если через 6 сек после срабатывания первой очереди табло «Пожар в гондоле» не погасло;
- докладывает командиру корабля: «Табло «Пожар» погасло (не погасло)»;
- получив разрешение командира корабля, производит визуальный осмотр аварийного двигателя из пассажирского салона. О результатах осмотра докладывает командиру корабля.

ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА САМОЛЕТА Ил-18
ПРИ САМОВЫКЛЮЧЕНИИ ВСЕХ ДВИГАТЕЛЕЙ

1. Если при самовыключении двигателей не произошло автоматического флюгирования, зафлюгируйте винты от кнопки КФЛ; в случае отказа принудительной системы (от кнопки КФЛ) выполните флюгирование от аварийной системы.

2. Немедленно переведите самолет на снижение. Перегрузка при этом не менее $+0,5g$. Пилотируйте по резервному авиагоризонту АГД, убедившись, что его питание от ПТ-125 включено.

3. Установите все РУД на 0° по УПРТ. Переключатели останова установите в положение «ОСТАНОВ». Закройте пожарные краны. Выключите отбор воздуха от двигателя.

4. Немедленно выключите все потребители (за исключением перечисленных в приложении 1) и в первую очередь:

- противообледенительную систему крыла и оперения;
- все бытовое оборудование;
- топливные насосы подкачки и перекачки;
- освещение пассажирских салонов (основное и вспомогательное);
- освещение багажников;
- все включенные радиостанции.

ВНИМАНИЕ! Выключение потребителей выполнять в порядке, указанном в п. 4. Задержка с выключением в течение одной минуты приводит к полной разрядке аккумуляторов.

5. Выключите генераторы постоянного и переменного тока.

6. Включите преобразователь ПО-1500. Пакетный переключатель установите в положение «АРК».

7. Снижение до высоты 4000 м выполняйте с надетыми кислородными масками на максимально возможных скоростях с убраным шасси, не превышая $V_{пр} = 610$ км/ч и число $M = 0,65$.

8. Рекомендуемые скорости снижения на высотах менее 4000 м приведены в приложении 2.

9. Осуществите запуск заведомо исправных двигателей (подраздел 5.10 настоящего Руковод-

ства). В случае удачных запусков включите соответствующие генераторы постоянного и переменного тока. Восстановите работу систем самолета. Примите решение о плане выполнения дальнейшего полета.

10. Если до высоты 2000 м запустить двигатели не удастся, примите решение о вынужденной посадке вне аэродрома с убранными шасси и закрылками (подразд. 5.13., 5.14 настоящего Руководства).

В этом случае на высоте 1000 м установите скорость снижения 280—285 км/ч при весе до 50 т, при большем весе — 290—295 км/ч и все внимание сосредоточьте на выполнении посадки. Перед касанием не допускайте больших углов тангажа.

11. В случае принятия решения о вынужденной посадке на сушу с выпущенным шасси и убранными закрылками выпуск шасси выполните на высоте 1000 м от аварийной системы и после этого уменьшайте скорость.

ПЕРЕЧЕНЬ
ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ ПОСТОЯННОГО
ТОКА, НЕОБХОДИМЫХ ДЛЯ ЗАВЕРШЕНИЯ ПОЛЕТА
В СЛУЧАЕ САМОВЫКЛЮЧЕНИЯ ВСЕХ ДВИГАТЕЛЕЙ
САМОЛЕТА Ил-18

Потребители	Меры экономии электроэнергии
Приборное оборудование 1. Резервный авиагоризонт АГД-1 2. Выключатель коррекции 3. Указатель поворота ЭУП-53 4. Самописец режимов полета 5. Обогрев ППД обоих пилотов	При полете вне зоны обледенения допускается выключение
Радиооборудование 1. Командная УКВ радиостанция 2. Радиокompас АРК-11 3. Курсовая система 4. Самолетное переговорное устройство СПУ	
Энергетика 1. Преобразователь ПТ-125 2. Преобразователь ПО-1500 3. Преобразователь ПТ-1000 для питания курсовой системы	Допускается включение только на время радиосвязи При необходимости

Потребители	Меры экономии электроэнергии
Оборудование двигателей	
1. Указатели ЭМИ-ЗР 2. Останов двигателей 3. Пожарные краны 4. Снятие винтов с упора 5. Системы противопожарной защиты 6. Система флюгирования винтов 7. Давление масла в ИКМ 8. УПРТ 9. Указатель масломера	Включается при завершении операций по останову двигателей, флюгированию и выполнению попыток запуска двигателей
Сигнализация и управление	
1. Сигнализация и управление шасси 2. Управление поворотом переднего колеса 3. Управление тормозной системой	Включение выполняется, если принято решение о посадке с выпущенным шасси
Освещение	
1. Освещение кабины экипажа, приборных досок, пультов управления 2. Дежурное освещение пассажирской кабины 3. Аэронавигационные огни	При необходимости

Примечание. При своевременных действиях экипажа по выключению потребителей электроэнергии, за исключением указанных в приложении 1, энергии аккумуляторов достаточно для обеспечения полета в течение 10—12 мин.

Приложение 2

Рекомендуемые скорости снижения самолета Ил-18 в случае самовыключения всех двигателей (винты всех двигателей зафлюгированы)

G=60 т	G = 50 т	Примечание
V _{пр} = 390 км/ч	V _{пр} = 360 км/ч	Для получения максимальной дальности планирования
V _{пр} = 350 км/ч		Для получения максимальной продолжительности планирования

* Вертикальные скорости снижения при этом составляют V_y = (7—9) м/с

ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ САМОЛЕТА В ПОЛЕТЕ

6.1. Шасси и гидроазотная система	203
6.1.1. Уборка шасси в полете	203
6.1.2. Выпуск шасси в полете	204
6.1.3. Аварийный выпуск шасси в полете	204
6.1.4. Управление поворотом передней ноги шасси	205
6.1.5. Пользование стеклоочистителями	205
6.1.6. Эксплуатация тормозной системы	206
6.1.7. Пользование стояночным тормозом	207
6.1.8. Эксплуатация аварийной тормозной системы	208
6.1.9. Эксплуатация гидросистемы и шасси при отказе двух внутренних двигателей	209
6.1.10. Нормальные показания указателей гидросистемы в полете	209
6.2. Управление самолетом	210
6.2.1. Закрылки	210
6.2.2. Стопорение рулей и элеронов	211
6.3. Высотное и кислородное оборудование	212
6.3.1. Система кондиционирования воздуха	212
6.3.2. Система регулирования давления в Гермокабине	217
6.3.3. Кислородное оборудование	221
6.4. Противообледенительная система	224
6.4.1. При взлете и наборе высоты	224
6.4.2. В горизонтальном полете	225
6.4.3. Проверка работоспособности противообледенительных устройств оперения, крыла и воздушных винтов	226
6.4.4. При снижении, заходе на посадку и посадке	227
6.4.5. В учебных и тренировочных полетах	228
6.5. Противопожарная система	228
6.6. Топливная система	230
6.6.1. Заправка самолета топливом	230
6.6.2. Указания по пользованию топливной системой самолета в полете	236
6.6.3. Контроль работы топливной системы	240
6.6.4. Слив топлива	242
6.7. Масляная система	243
6.7.1. Контроль маслосистемы и управление ею	244
6.7.2. Слив масла из маслосистемы	246
6.8. Приборное оборудование	246

6.8.1. Применение курсовой системы и астрокомпас ДАК-ДБ-5 в полете	247
6.8.2. Использование приборного оборудования при полетах в сложных метеоусловиях и ночью	249
6.8.3. Автопилот АП-6Е	254
6.8.4. Бортовая система управления заходом на посадку БСУ-ЗП	260
6.8.5. Пилотажно-навигационная система «Путь-4МП»	266
6.8.6. Измерение температуры наружного воздуха	266
6.8.7. Измерение величины перегрузок	267
6.9. Электрооборудование	267
6.9.1. При запуске двигателей на земле	267
6.9.2. В горизонтальном полете	269
6.9.3. При останове двигателей	270
6.9.4. При ночных полетах	271
6.9.5. В случае отказа двигателей на самолетах с недоработанной системой переменного тока 115 в 400 гц	272
6.9.6. Отказ генераторов	272а
6.10. Радиооборудование	272
6.10.1. Защита цепей питания радиооборудования	275
6.10.2. Включение радиоустановок на самолете	276
6.10.3. КВ радиостанция	276
6.10.4. КВ резервная радиостанция	277
6.10.5. Командные УКВ радиостанции	279
6.10.6. Радиоконпасы	281
6.10.7. Маркерный радиоприемник	284
6.10.8. Радиовысотомер РВ-2 с сигнализатором заданной высоты	284
6.10.9. Аппаратура навигации и посадки	285
6.10.10. Самолетный ответчик COM-64	298
6.10.11. Изделие 020	299
6.10.12. Самолетное переговорное устройство СПУ-6 (СПУ-7)	300
6.10.13. Самолетное громкоговорящее устройство СГУ-15	301
6.10.14. Радиолокационная станция РПСН-2Н (РСПН-ЗН-18)	303
6.10.15. Радиовысотомер РВ-УМ	305
6.10.16. Аппаратура РСБН-2С	306
6.10.17. Аппаратура НАО («Трасса»)	309
6.10.18. Устранение в полете простейших неисправностей радиооборудования	312
6.10.19. Система контроля МСРП-12	313
5.11. Виброизмерительная аппаратура ИВ-41	316
6.11.1. Проверка аппаратуры перед полетом	316
6.11.2. Эксплуатация аппаратуры в полете	317
5.12. Бытовое оборудование	317
6.12.1. В полете	317
6.12.2. В промежуточных аэропортах	319

Глава 6

ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ САМОЛЕТА В ПОЛЕТЕ

6.1. ШАССИ И ГИДРОАЗОТНАЯ СИСТЕМА

6.1.1. Уборка шасси в полете

Для уборки шасси необходимо:

- перекинуть предохранитель на кнопку выпуска шасси;

- нажать кнопку уборки шасси на 1—2 сек; при этом должна загореться верхняя лампа «Шасси под током»; отпустить кнопку и убедиться, что лампа «Шасси под током» продолжает гореть;

- проконтролировать уборку шасси по указателям положения шасси и по лампам сигнализации; законтрить шпилькой предохранитель, установленный на кнопку выпуска шасси.

Предупреждение. Производить торможение колес главного шасси после их уборки ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

После уборки шасси убедиться в том, что:

- стрелки указателей шасси находятся в положении «Убрано»;

- горят все три красные лампы убранного положения шасси;

- механический указатель передней ноги убран;

- погасла верхняя лампа «Шасси под током» и высочила кнопка уборки.

Предупреждение. Если лампа «Шасси под током» не погасла или не высочила кнопка, необходимо кнопку вытащить пальцами.

6.1.2. Выпуск шасси в полете

Для выпуска шасси в полете необходимо:

- вынуть шпильку и перекинуть предохранитель на кнопку уборки шасси;

- нажать кнопку выпуска шасси на 1—2 сек; при этом должна загореться нижняя лампа «Шас-

Утверждено 20.07.73

Зарегистрировано

(дата)

си под током»; отпустить кнопку и убедиться, что лампа «Шасси под током» продолжает гореть;

— проконтролировать выпуск шасси по указателям положения шасси и по лампам сигнализации; после посадки в конце пробега законтрить шпилькой предохранитель, установленный на кнопке уборки шасси.

После выпуска шасси убедиться в том, что;

— стрелки указателей шасси находятся в положении «Выпущено»;

— горят все три зеленые лампы выпущенного положения шасси;

— горит зеленое табло «Стояночный тормоз выключен»;

— давление по электроманометру «Стояночный тормоз» равно 0;

— механический указатель передней ноги полностью выдвинут;

— погасла нижняя лампа «Шасси под током» и выскочила кнопка выпуска.

6.1.3. Аварийный выпуск шасси в полете

В случае отказа выпуска шасси от основной гидросистемы необходимо произвести аварийный выпуск шасси, для чего:

— повернуть рукоятку аварийного выпуска вверх до упора и убедиться, что она защелкнулась в этом положении на крючок;

— проконтролировать выпуск шасси по указателям положения шасси и лампам сигнализации.

После выпуска шасси убедиться, что вся сигнализация находится в положении, указанном в разд. 6.1.2. гл. 6 настоящего Руководства.

Скорость полета по прибору при выпуске шасси должна быть не более 350 км/ч.

После аварийного выпуска шасси створки шасси должны находиться в открытом положении.

Если одна из ног шасси не встала на замок выпущенного положения, ее следует «дожать», увеличив скорость полета по прибору свыше 350 км/ч, но не более 400 км/ч.

Примечания: 1. После аварийного выпуска шасси рукоятку оставить в верхнем положении до технического осмотра шасси на земле.

2. При тренировочных полетах рукоятку после аварийного выпуска шасси разрешается возвращать в исходное положение в полете при исправной основной системе.

6.1.4. Управление поворотом передней ноги шасси

Управление поворотом передней ноги шасси разрешается включать после опускания колеса.

При уборке шасси система управления поворотом передней ноги отключается автоматически в момент начала уборки передней ноги шасси. При необжатом амортизаторе передней ноги шасси колеса и штурвал управления поворотом должны автоматически установиться в нейтральное положение или близкое к нему.

Для включения управления поставить выключатель в положение «Включено». При этом должна загореться красная лампа «Поворот передней ноги включен».

Для отключения управления поставить выключатель в положение «Выключено». При этом должна погаснуть красная лампа «Поворот передней ноги включен».

6.1.5. Пользование стеклоочистителями

Для включения стеклоочистителей необходимо установить в положение «Открыто» соответствующий кран стеклоочистителя ГА-171. Скорость движения щетки стеклоочистителя зависит от степени открытия крана. Максимальной скоростью движения щетки (около 200 двойных ходов в минуту) будет при полном открытии крана.

Для отключения работающего стеклоочистителя необходимо, постепенно закрывая кран ГА-171, довести скорость движения щетки до самой малой и, когда щет-

Утверждено 20.07.73

Зарегистрировано

(дата)

ка будет находиться в горизонтальном положении, быстро закрыть кран.

Предупреждение. При работе по сухому стеклу разрешается произвести не более 10 двойных ходов.

6.1.6. Эксплуатация тормозной системы

На самолете имеются три системы торможения: основная, аварийная и стояночная.

Первые две системы предназначены для останова самолета на пробеге, последняя — для торможения колес на стоянке.

Рабочей системой торможения колес главного шасси является основная система тормозов, аварийная система торможения является вспомогательной и предназначена для использования только в том случае, если основная система тормозов не работает.

Наименьшая длина пробега самолета получается при применении торможения воздушными винтами двигателей и основной системы торможения колес главных ног шасси с включенными автоматами растормаживания. При всех других вариантах торможения длина пробега будет больше.

Нормальное торможение можно осуществить как с правого, так и с левого сиденья пилотов. При передаче управления основной системой торможения одним пилотом другому принимающий управление должен энергично нажать на тормозные педали для переключения тормозных переключателей.

Предупреждение. Одновременное торможение колес от основной и аварийной систем, а также одновременное торможение колес от основной системы командиром корабля и вторым пилотом не допускается.

При пользовании тормозами следить за давлением в гидроаккумуляторах тормозов. Нормальное давление должно быть в пределах 225—148 кг/см². При давлении 65—70 кг/см² гидроаккумуляторы разряжаются полностью и основная тормозная система не работает.

При полном затормаживании колес давление в тормозах должно быть 65—70 кг/см².

На задних колесах каждой пары колес установлены инерционные датчики автомата тормозов, предохраняющие авиашины от юза.

При срабатывании датчика автомата внешнего (внутреннего) колеса происходит сбрасывание давления одновременно в группе внешних (внутренних) колес обеих тележек шасси. Выключатель «Автомат тормозов» должен всегда находиться в положении «Включен».

При посадке самолета в начале пробега для торможения необходимо пользоваться винтами, а во второй половине пробега — тормозами колес. В случае крайней необходимости разрешается пользоваться тормозами колес при большей скорости, сразу после снятия винтов с упора.

При полетах по кругу разрешается выполнять не более пяти последовательных взлетов — посадок с торможением колес КТ-81/3 при следующих условиях:

- посадочный вес не более 46 000 кг;

- посадочная скорость соответствует посадочному весу в установленных пределах;

- неэффективное торможение колес со скорости не более 120 км/ч;

- после выполнения последовательных посадок и заруливания самолета на стоянку необходимо не позднее чем через 2—3 мин произвести охлаждение колес путем облива их водой.

Охлаждение водой производить:

- при положительных температурах окружающего воздуха — до полного прекращения парообразования;

- при нулевой и отрицательной температуре окружающего воздуха — до прекращения интенсивного парообразования, не допуская при этом образования льда.

6.1.7. Пользование стояночным тормозом

1. Для включения стояночного тормоза его выключатель поставить в положение «Заторможено». При этом должно погаснуть зеленое табло «Стояночный тормоз выключен»; увеличиться давление по манометру стояночных тормозов до 42—60 кг/см² и должна отключиться система основных тормозов.

2. Для отключения стояночного тормоза его выключатель поставить в положение «Расторможено». При этом должно загореться зеленое табло «Стояночный тормоз выключен», понизиться давление по манометру стояночных тормозов до нуля и должна включиться си-

стема основных тормозов. Если были нажаты тормозные педали, то колеса будут заторможены от основной системы.

3. Для отключения стояночных тормозов при работающих двигателях необходимо сначала нажать полностью обе тормозные педали, а затем отключить стояночные тормоза, как указано в п. 2 данного раздела.

Предупреждение. Стояночными тормозами пользоваться при давлении в гидроаккумуляторах тормозов ниже 80 кг/см^2 ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

6.1.8. Эксплуатация аварийной тормозной системы

В случае отказа основной тормозной системы можно использовать аварийную систему торможения колес. Для торможения необходимо нажать рычаг аварийного тормозного клапана, установленного на центральном пульте пилотов.

При нейтральном положении педалей управления рулем поворота и нажатии рычага аварийного тормозного клапана затормаживаются все колеса правой и левой тележек шасси. Для раздельного торможения необходимо при нажатом рычаге клапана переместить соответствующую педаль. При перемещении вперед правой педали растормаживаются колеса левой тележки и самолет разворачивается вправо, при перемещении вперед левой педали — наоборот. Разница в величине торможения колес правой или левой тележки должна быть примерно пропорциональна ходу движения педалей от их нейтрального положения.

Для надежного переключения на аварийную систему торможения следует первое нажатие на ручку аварийного торможения делать до упора, причем педали руля поворота должны находиться в положении, близком к нейтральному, дальнейшее торможение аварийной системой выполнять в зависимости от требуемой величины торможения и в соответствии с состоянием поверхности аэродрома и нагрузкой на колеса. Система аварийного торможения не имеет автомата торможения.

При пользовании аварийной тормозной системой следует тормозить плавно, избегая лишних растормаживаний, так как это приводит к быстрому израсходованию

запаса сжатого азота в баллоне аварийного торможения.

Для растормаживания колес обеих тележек необходимо освободить рычаг аварийного тормозного клапана.

Предупреждение. Во время пользования аварийной системой торможения не нажимать на тормозные педали основной тормозной системы и не включать стояночное торможение.

Давление в баллоне аварийного торможения должно быть $130\text{—}150 \text{ кг/см}^2$. Максимальное давление в тормозах колес при полном нажатии на рычаг аварийного тормозного клапана должно быть $75\text{—}85 \text{ кг/см}^2$.

6.1.9. Эксплуатация гидросистемы и шасси при отказе двух внутренних двигателей

При отказе двух внутренних двигателей необходимо (перед посадкой и в процессе посадки):

- выпустить шасси аварийно;
- перевести выключатель автомата торможения в положение «Выключено»;
- проверить положение выключателя управления поворотом передней ноги шасси; выключатель должен стоять в положении «Выключено»;
- при торможении колес помнить, что автоматы тормозов выключены, а давление в гидроаккумуляторе тормозов может быть недостаточным для обеспечения торможения;
- при недостаточном давлении в гидроаккумуляторе тормозов производить торможение колес от аварийной тормозной системы.

Предупреждение. При посадке с боковым ветром парировать отклонение самолета поворотом передней ноги нельзя, так как нога не управляема.

6.1.10. Нормальные показания указателей гидросистемы в полете

1. Во время полета периодически проверять по электроманометру величину давления в гидроаккумуляторе «Общая сеть» и частоту срабатывания автоматов разгрузки ГА-121М по загоранию синих ламп сигнализации работы насосов. При нормальной работе гидросистемы эти лампы должны загораться не чаще чем через 30 мин.

2. В полете манометры на пульте пилота должны показывать давление, $кг/см^2$:

ЭМ-220 гидроаккумуляторов «Общая сеть» и «Тормоза» 225—143

ЭМ-80 «Стояночный тормоз», «Правый тормоз», «Левый тормоз» 0

ЭМ-150 баллона системы аварийных тормозов 150—130

ЭМ-80 баллона системы аварийного флюгирования 70—60

3. Нормальное время уборки шасси 20—16 сек.

4. Нормальное время выпуска шасси 14—12 сек.

При работе от одного насоса время уборки увеличивается приблизительно в два раза; время выпуска практически не меняется.

6.2. УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ

6.2.1. Закрылки

При управлении закрывками необходимо пользоваться следующими положениями:

1. Ручка управления закрывками помимо пружинного фиксатора, фиксирующего ручку в крайнем верхнем, среднем и крайнем нижнем положениях, имеет замок, стопорящий фиксатор.

2. Во всех положениях (в крайнем верхнем, среднем и крайнем нижнем) ручка управления закрывками фиксируется пружинным фиксатором.

3. Во всех случаях, когда ручка управления закрывками находится в крайнем верхнем положении (закрывки убраны), фиксатор должен быть застопорен замком. Закрытое положение стопора фиксатора соответствует совмещению красных рисок на стопоре и ручке.

4. Во время выпуска закрывков загораются две оранжевые лампы, сигнализирующие о работе электромеханизма МПЗ-9А.

5. Контроль положения закрывков осуществляется по указателю отклонения закрывков, который находится на приборной доске правого пилота.

6.2.1.1. Уборка закрывков

Для уборки закрывков перевести ручку управления закрывками в крайнее верхнее положение «Убраны».

После установки закрывков в положение «Убраны» зафиксировать и законтрить их, при этом красные риски на стопоре и ручке должны совместиться.

6.2.1.2. Выпуск закрывков

Закрывки могут отклоняться на угол 15° и 30°.

Для отклонения закрывков на угол 15° необходимо отстопорить ручку управления закрывками и перевести ее в крайнее нижнее положение. После выпуска закрывков на угол 15° перевести ручку в среднее положение и зафиксировать ее.

Для выпуска закрывков на угол 30° необходимо перевести ручку управления закрывками в крайнее нижнее положение и зафиксировать ее.

6.2.2. Стопорение рулей и элеронов

А. Для стопорения рулей и элеронов необходимо:

1. Включить АЗС «Стопор. вкл.» на ЦРЦ штурмана, после чего:

- красная лампа около АЗС загорается;
- зеленые лампы «Рули отстопорены» горят;
- красные табло «Рули застопорены» не горят.

2. Нажать переключатели стопорения в сторону «Рули застопорены» и удерживать в нажатом положении 15—20 сек.

3. Убедиться, что зеленые лампы «Рули отстопорены» гаснут, а красные табло «Рули застопорены» загораются.

4. Отклонить штурвал от себя до упора.

5. Установить педали и баранку штурвала в нейтральное положение, плавно перемещая их на небольшой ход около этого положения до момента, когда рули и элероны застопорятся.

6. Выключить АЗС «Стопор. вкл.» на ЦРЦ штурмана (красная лампа около АЗС гаснет).

Предупреждение. Если рули и элероны не застопорятся, то удерживать механизмы во взведенном состоянии на стопорение запрещается. В этом случае рули и элероны отстопорить, как указано ниже, в подразделе Б.

Б. Для отstopорения рулей и элеронов необходимо:

1. Включить АЗС «стопор. вкл.» на ЦРЩ штурмана, после чего:

- красная лампа около АЗС загорается;
- красные табло «Рули заstopорены» горят;
- зеленые лампы «Рули отstopорены» не горят.

2. Нажать переключатели stopорения в сторону «Рули отstopорены» (время отstopорения около 20 сек), после чего:

- красные табло «Рули заstopорены» гаснут;
- зеленые лампы «Рули отstopорены» загораются.

3. Выключить АЗС stopорения на ЦРЩ штурмана Голубева, (красная лампа около АЗС гаснет).

4. Отпустить переключатели stopорения на левом пульте пилотов.

5. Проверить отклонение рулей и элеронов, отклонив рули и элероны на весь рабочий диапазон и перемещая до упора. Проверьте легкость хода управления.

6.3. ВЫСОТНОЕ И КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

6.3.1. Система кондиционирования воздуха

6.3.1.1. Подготовка к полету

На самолетах, оборудованных клапанами вентиляции:

1. Перед посадкой пассажиров и во время посадки кабины самолета должны вентилироваться и охлаждаться в жаркое время года (при $T_{ив} > +25^{\circ}\text{C}$) и подогреваться в холодное время года (при $T_{ив} < +10^{\circ}\text{C}$) с использованием наземного кондиционера (изд. 1179).

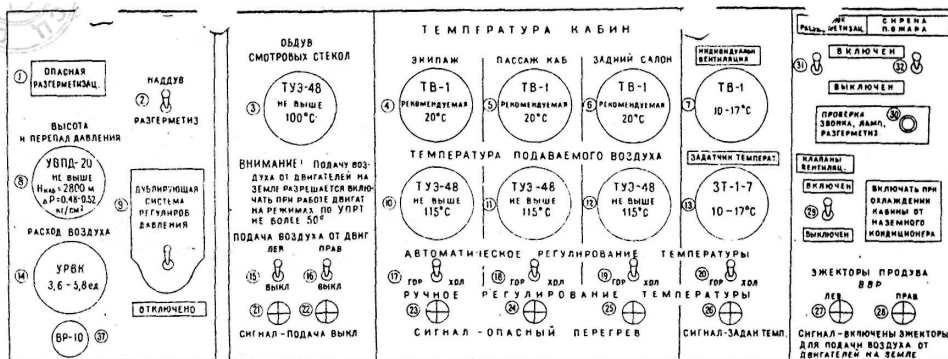
2. При охлаждении кабин воздух подавать одновременно в нижние и верхние короба, при вентиляции кабин заслонка в нижние короба должна быть закрыта. При подогреве подогретый воздух подавать только в нижние короба, для чего:

- к самолету должен быть подключен аэродромный источник электроэнергии;

— включить автоматы защиты «Клапаны вентиляции», расположенные на ЦРЩ бортпроводника и ЦРЩ радиста;

— установить переключатель 29* (рис. 21) «Клапаны вентиляции» на контрольном щитке правого пульта в положение «Включено»;

* Номера приборов и переключателей указаны в соответствии со схемой пульта управления (рис. 21).



ПРИМЕЧАНИЕ Для самолетов, оборудованных клапанами ВЕНТИЛЯЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ПРОДУВА ВВР, КОМАНДНЫМ ПРИБОРОМ 2077 И ТЕРМОСТАТОМ В ЗАДНЕМ САЛОНЕ, ВВЕДены СЛЕДУЮЩИЕ КОНТРОЛЬНЫЕ ПРИБОРЫ И ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ:

ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ - (1)	ЛАМПОЧКА - (2)
ТЕРМОМЕТР - (3)	ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ - (4)
ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ - (5)	ЛАМПЫ - (6) и (7)
	КОМАНДНЫЙ ПРИБОР - (8)



Рис. 21. Щиток контрольных приборов высотного оборудования

— открыть люк штуцера наземного кондиционера (между шпангоутами № 39 и № 40) на правом борту фюзеляжа и подсоединить шланг наземного кондиционера к бортовому штуцеру;

— при охлаждении кабин установить обе заслонки подачи воздуха в верхние и нижние короба в открытое положение, а при подогреве — только в нижние короба, заслонка «Подача воздуха в верхние короба» должна быть закрыта.

3. Выключить подачу воздуха от наземного кондиционера:

— при наземном кондиционировании перед посадкой пассажиров входные двери должны быть закрыты, дверь в кабину экипажа и одна из форточек — открыты;

— по окончании охлаждения или подогрева кабин переключатель 29 (рис. 21) «Клапаны вентиляции» установить в положение «Выключено», обе заслонки штуцера установить в положение «Закрыто»;

— отсоединить рукав кондиционера от бортового штуцера, закрыть люк.

6.3.1.2. Перед запуском двигателей

Убедиться в правильном исходном положении переключателей системы (рис. 21):

— датчики термостатов ТРТБК-45М в пилотской и пассажирских кабинах должны быть установлены на температуру 20°C;

— датчик 13 (ЗТ-1-7) температуры воздуха в системе индивидуальной вентиляции должен быть установлен на температуру 10°C летом и 17°C — зимой;

— заслонки горячего воздуха обдува смотровых стекол кабины экипажа должны быть закрыты с помощью ручки на правом пульте;

— подача воздуха от двигателей в кабину должна быть выключена, для чего выключатели 15 и 16 установить в положение «Выкл.»; при этом сигнальные лампы 21 и 22 должны гореть.

На самолетах, оборудованных клапанами вентиляции и эжекторами продува воздухо-воздушных радиаторов:

— переключатель 29 «Клапаны вентиляции» на контрольном щитке должен быть установлен в положение «Выключен»;

— две сигнальные лампы 27 и 28 «Сигнал — Включены эжекторы для подачи воздуха от двигателей на земле», должны гореть.

6.3.1.3. После запуска двигателей на самолетах, оборудованных эжекторами продува ВВР

1. После запуска всех четырех двигателей включить бортовую систему подачи воздуха, для чего переключатели 15 и 16 установить в положение «Подача воздуха от двигателей». При этом должны погаснуть лампы 21, 22, а лампы 27 и 28 «Эжекторы продува ВВР» должны гореть.

Предупреждение. На земле включать подачу воздуха при отсутствии сигнала работы эжекторов ЗАПРЕЩАЕТСЯ; лампы 27 и 28 должны гореть.

2. Подачу воздуха в кабину от бортовой системы на земле и в течение всего времени руления самолета к старту производить на режимах работы четырех двигателей не более 50° по УПРТ.

3. При работе бортовой системы на земле поддерживать температуру в системе индивидуальной вентиляции по прибору 7 в пределах +10°C летом и +35°C зимой, не допуская ее увеличения свыше +35°C. В случае дальнейшего повышения температуры, что возможно при отказе турбохолодильника, необходимо выключить систему и выяснить причину перегрева.

Примечание. Для ускорения нагрева или охлаждения кабин переключатели 17, 18, 19 необходимо выдержать вручную в течение 25—30 сек в положении «Гор.» зимой и «Хол.» летом, затем установить в положение «Автоматическое регулирование температуры».

4. На исполнительном старте (перед увеличением режима работы двигателей более чем на 50° по УПРТ) подачу воздуха от двигателей необходимо выключить.

6.3.1.4. В полете

1. Подачу воздуха от двигателей в кабину включать после взлета на высоте 400 м. Для этого переключатели 15 и 16 установить в положение «Подача воздуха от дви-

Утверждено 20.07.73

Зарегистрировано

(дата)

гателей должны погаснуть лампы 21 и 22. Включение подачи воздуха от двигателей производить поочередно с интервалом 30 сек.

2. После включения системы в полете убедиться по приборам, что система работает нормально:

— эжекторы выключены, сигнальные лампы 27 и 28 погашены (на самолетах, оборудованных эжекторами продува ВВР);

— сигнальные лампы 21, 22, 23, 24 и 25 погашены;

— показания температуры прибора 7 в системе индивидуальной вентиляции находятся в пределах плюс 7—13 и плюс 14—20°C при установке задатчика 13 на 10 и 17°C соответственно для лета и зимы (возможно небольшое занижение температуры по сравнению с заданной);

— зеленая лампа 26 «Сигнал—Заданная температура» в полете горит (она может гаснуть только в момент срабатывания автомата блока заслонок при отклонении температуры в системе от заданной);

— температура в кабине экипажа и в пассажирских кабинах контролируется по термометрам 4, 5 и 6;

— показания термометров температуры воздуха 10, 11 и 12 (ТУЭ-48) в линиях подачи воздуха должны быть в пределах от +10—+17°C до +115°C; допустимо кратковременное, до 1 мин, повышение температуры до +135°C, обусловленное инерционностью ограничителя температуры; в этом случае кратковременно будут гореть сигнальные лампы 23, 24 и 25 «Сигнал — Опасный перегрев»; при автоматическом регулировании показания термометров 10, 11 и 12 могут периодически изменяться,

Примечание. Для ускоренного нагрева или охлаждения кабин переключатели 17, 18, 19 необходимо выдерживать вручную в течение 25—30 сек в положении «Гор.» зимой и «Хол.» летом, затем установить в положение «Автоматическое регулирование температуры».

— показания термометра воздуха 3 при закрытой заслонке обдува смотровых стекол должны соответствовать показаниям прибора 7 в линии индивидуальной вен-

тиляции; при открытой заслонке температура по прибору 3 не должна быть более +100°C; при необходимости температуру можно регулировать с помощью ручки на правом пульте;

— показания указателя расхода воздуха 14 (УРВК) должны быть в пределах 3,6—5,8 условных единиц.

3. Систему кондиционирования выключать после входа в глиссаду. Для этого переключатели 15 и 16 установить в положение «Выкл.».

На самолетах, оборудованных эжекторами продува ВВР для вентиляции кабин, систему кондиционирования выключать перед остановом двигателей.

Утверждено 20.07.73
Зарегистрировано

Утверждено 20.07.73
Зарегистрировано
(дата)

Руление по аэродрому на этих самолетах производить при работе четырёх двигателей на режиме не более 50° по УПРТ.

При рулении по аэродрому на двух работающих двигателях система должна быть выключена.
6.3.1.5. *Эксплуатация системы в особых условиях полета*

При неисправностях, обнаруженных в полете, систему эксплуатировать согласно следующим указаниям:

1. При всех отказах автоматических регуляторов температуры несоответствие показаний приборов показаниям датчиков, а также сигналам опасного перегрева при продолжительности их более 1 мин следует отключить автоматику и поддерживать необходимую температуру вручную.

2. При появлении из насадков обогрева и вентиляции дыма или запаха гари необходимо действовать в соответствии с рекомендациями, изложенными в разд. 5.20.5.

3. В случае колебания стрелки расходомера 14 (УРВК), вызываемого пульсацией воздуха из-за автоколебаний в системе, необходимо переменным выключением подачи воздуха от правых и левых двигателей выявить отказавший агрегат и подачу воздуха производить только со стороны исправной системы. При этом в полете внимательно следить за расходом воздуха по УРВК.

4. Посадку с одним или двумя остановленными двигателями производить с выключенной системой. Систему выключать на высоте 600—400 м.

На самолетах, оборудованных эжекторами продува ВВР: с работающими эжекторами продува ВВР, не включившимися после взлета (горят сигнальные лампы 27 и 28), разрешается выполнять полет. Дефект должен быть устранен после посадки.

6.3.2. Система регулирования давления в гермокабине

6.3.2.1. Перед запуском двигателей

1. Убедиться, что переключатель 2 «Наддув—Разгерметизация» (рис. 21) установлен в положении «Наддув».

2. На самолетах, оборудованных изд. 2077, убедиться, что переключатель 9 «Дублирующая система регули-

Утверждено 20.07.73

Зарегистрировано

(дата)

рования» установлен в положение «Отключено» (при этом давление в кабине будет регулироваться основной системой).

3. На командном приборе 33 (изд. 2077), расположенном на горизонтальной панели пульты второго пилота, установить ручкой задатчика 35 «Начало герметизации» давление на 20—25 мм рт. ст. меньше давления на аэродроме к моменту вылета и убедиться в том, что:

— ручка задатчика 34 «Избыточное давление» установлена на 0,5 кг/см²;

— ручка задатчика 36 «Скорость изменения давления» установлена на 0,18 мм рт. ст./сек;

— кран на лицевой панели прибора установлен в положение «Включен» и законтрен.

6.3.2.2. В полете

1. В полете контролировать следующие параметры:
 - перепад давлений между кабиной и атмосферой;
 - барометрическую высоту в кабине;
 - скорость изменения высоты в кабине.

При нормальной работе регуляторов давления (изд. 2077 или 469) показания прибора 8 (УВПД-20) в наборе высоты и горизонтальном полете должны соответствовать значениям, указанным в табл. 15.

Значения перепада давлений и высоты в кабине Таблица 15
в зависимости от высоты полета

Высота полета, км	1	2	3	4,4	5,5	7	8	9	10
Перепад давлений, кг/см ²	0,12	0,22	0,33	Не менее 0,48	Не более 0,52	0,5 ± 0,02			
Высота в кабине, м	200 ± — 300					300 — 1100	1300 — 1700	1800 — 2150	2000 — 2600

Установившаяся скорость изменения высоты в кабине, как правило, не должна превышать 2—3 м/сек.

2. При снижении самолета с крейсерской высоты с постоянной вертикальной скоростью более 5 м/сек постепенно уменьшается перепад кабинного и атмосферного давлений, что допустимо и связано с работой демп-

Утверждено 20.07.73

Зарегистрировано

(дата)

фера регуляторов. При этом показания кабинного вариометра не должны превышать $2_{0,2}—3_{+0,3}$ м/сек. Если самолет снижается с высоты 8000 м со скоростью 10 м/сек, то перепад давлений на высоте 5000 м составит не 0,5 кг/см², а 0,4 — 0,35 кг/см². Если непрерывное снижение было прервано горизонтальной площадкой, перепад давлений снова увеличится до значений, указанных в табл. 15.

3. В полете устанавливать переключатель «Наддув—Разгерметизация» в положение «Разгерметизация», за исключением случаев, оговоренных в разд. 6.3.2.3 настоящей главы, запрещается.

4. При остаточном перепаде кабинного и атмосферного давлений после приземления самолета необходимо стравить его, установив переключатель «Наддув—Разгерметизация» в положение «Разгерметизация».

На самолетах, оборудованных основной системой регулирования с командным прибором изд. 2077 и дублирующей системой с регуляторами 469Н, выполнить пп. 1—4 настоящего раздела и дополнительно:

— после включения подачи воздуха в кабину плавным движением ручки задатчика 35 «Начало герметизации» установить барометрическое давление 760 мм рт. ст. (в ином случае высота, на которой достигается нормальное избыточное давление в кабине 0,5 кг/см², зависит от давления начала герметизации, установленного перед взлетом, и может колебаться в пределах от 4,5 до 10 км при установке задатчика соответственно на 800 и 567 мм рт. ст.);

— в горизонтальном полете при избыточном давлении в кабине 0,48 или 0,52 кг/см² разрешается один раз за полет довести его до нормальной величины 0,5 кг/см² поворотом ручки задатчика «Избыточное давление» (изд. 2077) на один зубец фиксатора ручки вправо или влево с перемещением стрелки в пределах ширины риски деления «0,5 кг/см²»;

— перед началом снижения самолета на посадку на высоте не меньше 6000 м плавным движением ручки задатчика «Начало герметизации» установить давление аэродрома посадки.

Примечание. При полете на высоте меньше 6000 м ручку задатчика сначала перемещать медленно, не допуская отклонения

219

стрелки кабинного вариометра более чем на 2—3 м/сек. В дальнейшем, когда давление в кабине будет устойчиво меняться с указанной скоростью, ручку задатчика можно перемещать более энергично, так как скорость изменения давления не будет превышать установленную задатчиком.

6.3.2.3. Эксплуатация системы в особых условиях полета

1. При занижении (по сравнению с табл. 15) избыточного давления в кабине, проявляющемся с самого начала набора высоты, проверить наличие подачи воздуха в кабину, закрытие дверей, люков и форточек, осмотреть предохранительные и выпускные клапаны. Если отказал один из перечисленных агрегатов и невозможно устранить утечку воздуха, произвести посадку на аэродроме вылета.

При разгерметизации кабины, сопровождающейся подачей звукового и светового сигналов «Опасная разгерметизация», подтверждаемых показаниями приборов УВПД-20 и ВР-10, произвести экстренное снижение до безопасной высоты. Подачу воздуха от двигателей не выключать.

3. В случае перенаддува гермокабины и повышения избыточного давления по УВПД-20 до 0,59 кг/см² при одновременном уменьшении кабиной высоты ниже нижнего ее предела, указанного в табл. 15 и показаниях кабинного вариометра «Спуск» немедленно выключить подачу воздуха от двигателей и произвести снижение самолета до безопасной высоты. При возникновении в процессе снижения самолета обратного перепада между кабинным и атмосферным давлениями кратковременно включить подачу воздуха в кабину.

4. При отказе УВПД-20, проявляющемся в искажении показаний либо по шкале перепада давлений, либо по шкале высоты в кабине, контроль режима давления осуществлять по исправной части прибора УВПД-20 в соответствии с табл. 15 и показаниями кабинного вариометра. При неправильных показаниях по обоим шкалам выключить подачу воздуха и снизить самолет до безопасной высоты с последующей разгерметизацией кабины и возобновлением подачи воздуха.

5. При вынужденной посадке самолета вне аэродрома необходимо выключить подачу воздуха от двигателей и разгерметизировать кабину на высоте полета 1500 м над предполагаемой высотой места посадки.

На самолетах, оборудованных основной системой регулирования с командным прибором изд. 2077 и дублирующей системой с регулятором 469Н, при занижении (по сравнению с табл. 15) избыточного давления в кабине или при его падении, а также при повышении этого давления сверх нормы необходимо включить дублирующую систему, установив переключатель 9 в положение «Дублирующая система регулирования давления».

Переход с одной системы на другую определяется по колебанию показаний кабинного вариометра (до 12—15 м/сек.) и изменению показаний прибора УВПД-20.

Примечание. При работающей дублирующей системе для повышения давления до нормы требуется некоторое время (5—20 мин), что связано с ограничением демпфером скорости изменения вмести в кабине не более 2—3 м/сек.

Если давление в кабине не повышается и не восстанавливается до нормальных величин, снизить самолет до безопасной высоты.

Если после включения дублирующей системы перепад давлений продолжает расти до 0,59 кг/см², следует руководствоваться указаниями п. 3 разд. 6.3.2.3 настоящей главы. На безопасной высоте дополнительно надо:

— разгерметизировать кабину, установив переключатель «Наддув—Разгерметизация» в положение «Разгерметизация»;

— включить подачу воздуха для обеспечения вентиляции кабины на все время полета на этой высоте.

6.3.3. Кислородное оборудование

На самолете установлены следующие кислородные приборы: для командира корабля и второго пилота — КП-24М, для остальных членов экипажа — КП-32, для пассажиров — КП-21.

Утверждено 20.07.73

Зарегистрировано

(дата)

221

Перед полетом всем членам экипажа вынуть кислородные маски из ящиков, освободить их из сумок, командиру корабля и второму пилоту шланги масок подключить к шлангам кислородных приборов КП-24М.

После набора высоты 4000 м кислородные маски командира корабля и второго пилота должны находиться в легкодоступном месте, готовыми к немедленному использованию, а вентиль КВ-5 подачи кислорода на правом пульте должен быть открыт.

Примечание. На самолетах, оборудованных кислородной системой с раздельной подачей кислорода членам экипажа, должны быть открыты вентили КВ-5 соответственно летчиков и других членов экипажа.

Другие члены экипажа подключают маски к индикаторам кислорода ИК-32 при необходимости кислородного питания.

Для снижения утомляемости в профилактических целях экипажу рекомендуется дышать чистым кислородом в течение 5—10 мин через каждый час полета.

Поступление кислорода в маску контролируется по движению лепестков индикатора ИП и поплавка индикатора ПК-32.

Запас кислорода контролирует второй пилот по показаниям манометра МК-13М.

Вентиль КВ-5 подачи кислорода закрыть на снижении при достижении высоты 4000 м.

Кислородный прибор КП-24М имеет режимы работы «Смесь», «100% O₂» и «Авария». При нормальном самочувствии кран подсоса воздуха на приборе должен быть установлен в положение «Смесь»; при этом в момент вдоха кислород в маску поступает в смеси с воздухом. При плохом самочувствии рукоятку аварийной подачи следует установить в положение «Открыто» при этом расход кислорода значительно увеличится. При появлении в кабине дыма кран подсоса воздуха установить в положение «100% O₂».

С кислородным прибором КП-24М используется маска КМ-32АГ.

Кислородный прибор КП-32 имеет регулировку начальной подачи кислорода с высоты, превышающей «вы-

Утверждено 20.07.73

Зарегистрировано

(дата)

222

соту» в загерметизированной кабине, в связи с чем из прибора кислород в маску поступать не будет. Поэтому для пользования кислородом в нормальном полете необходимо включать его подачу посредством ручной регулировки на приборе КП-32.

Переносный кислородный прибор КП-21 предназначен для пассажиров и выдается им в полете бортпроводником по мере необходимости. Пользоваться прибором КП-21 следует так же, как и прибором КП-32 в загерметизированной кабине,— посредством крана ручной регулировки. Подача кислорода обеспечивается поворотом крана против часовой стрелки.

На самолетах, оборудованных по бюллетеню № 1080Э, дополнительно установлены:

— дымозащитные кислородные маски ЛП-2 для командира корабля и второго пилота;

— два переносных кислородных прибора КП-19 с дымозащитными кислородными масками ЛП-2 для членов экипажа.

Дымозащитная кислородная маска ЛП-2 предназначена для защиты органов дыхания и зрения членов экипажа от воздействия на них дыма, образовавшегося в кабине самолета по какой-либо причине, и обеспечения их кислородом в загерметизированной и разгерметизированной кабине на всех высотах полета.

Для членов экипажа на самолете имеется шесть масок ЛП-2. Две маски 2-го размера для командира корабля и второго пилота, имеющих размер лиц по обмеру № 2 и 3, размещены в карманах спинки их кресел (маска командира корабля размещается в кармане спинки кресла второго пилота, маска второго пилота — в кармане спинки кресла командира корабля).

Для маски 2-го размера, присоединенные к переносным кислородным приборам КП-19, предназначены для обеспечения перемещения по самолету бортмеханика и штурмана при наличии дыма в кабине. Для бортмеханика прибор КП-19 установлен в кабине экипажа на полу в районе шпангоута № 4, для штурмана — в коробе у задней перегородки в пассажирской кабине № 1 (шпангоут

13.11.75 г.

222а

№ 14). Эти приборы могут быть использованы также любыми другими членами экипажа по указанию командира корабля.

Кроме того, на борту самолета имеются две резервные маски ЛП-2 нулевого размера, предназначенные для членов экипажа, имеющих размер лиц по обмеру № 0 и 1, которые хранятся в специальных сумках, размещенных над полкой бортрадиста. Члены экипажа подбирают маски требуемого размера при проведении предполетной подготовки самолета.

ПОРЯДОК ПОЛЬЗОВАНИЯ ПЕРЕНОСНЫМИ КИСЛОРОДНЫМИ ПРИБОРАМИ КП-19 С ДЫМОЗАЩИТНЫМИ МАСКАМИ ЛП-2

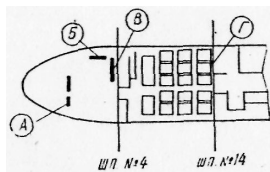
Для пользования прибором КП-19 необходимо:

1. Извлечь прибор КП-19 из ложементы, удерживая его за лямку, предварительно расстегнув замок крепления и вынув маску ЛП-2 из сумки.
2. Открыть запорный вентиль прибора и проверить по манометру наличие кислорода в баллоне.
3. Установить рукоятку подсоса воздуха прибора в положение «Чистый кислород».
4. Закрепить прибор за лямку в удобном для работы положении (на груди или за плечом).
5. Надеть дымозащитную маску ЛП-2.
6. Контролировать давление кислорода в баллоне по манометру.

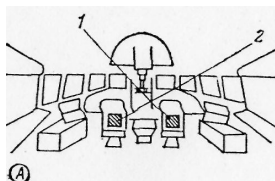
Предупреждения: 1. При пониженном давлении в баллоне до 6 кг/см² подача кислорода в маску прекращается.

2. При затруднении дыхания включить аварийную подачу, повернув вентиль красного цвета «АВАРИЯ» против часовой стрелки до упора.

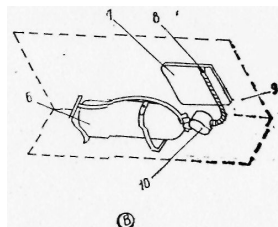
Общий вид



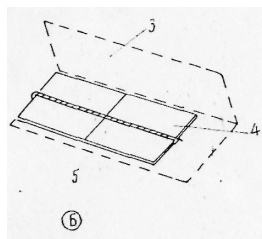
Размещение масок ЛП-2 командира корабля и второго пилота



Установка прибора КП-19 с маской ЛП-2 в кабине экипажа



Сумка с масками ЛП-2 нулевого размера



Установка прибора КП-19 с маской ЛП-2 в пассажирском салоне № 1

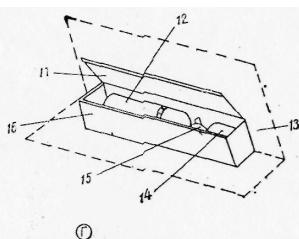


Рис. 1 (доп.): 1 — маска ЛП-2 командира корабля; 2 — маска ЛП-2 второго пилота; 3 — полка бортрадиста; 4 — сумка; 5 — амортизатор; 6, 12 — баллон КБ-2; 7 — сумка с маской ЛП-2; 8 — шланг маски; 9 — шпангоут № 4; 10, 15 — прибор КП-19; 11 — крышка; 13 — шпангоут № 14; 14 — сумка с маской ЛП-2; 16 — корабль

Давление по манометру МК-10 для КП-32 должно соответствовать таблице на панели кислородной системы правого пилота. Кран ручной регулировки на КП-21 повернуть на $1/4$ — $1/2$ оборота.

С приборами КП-32 и КП-21 применяются маски открытого типа КМ-15М, не требующие тщательной подгонки к лицу. Маска КМ-15М подключается к присоску (индикатору) через штуцер резиновой трубки только на время пользования кислородом.

Примечание. После окончания пользования кислородом и закрытия вентилей приборов КП-24, КП-32 и КП-21 для сброса давления из приборов произвести несколько вдохов через маску. При этом давление по манометру должно уменьшиться до нуля.

Бортпроводники обязаны в зависимости от состояния здоровья пассажира или по его просьбе предоставить ему возможность пользоваться в полете кислородным питанием из переносных кислородных приборов. Для этого нужно принести прибор пассажиру, открыть вентиль, проверить наличие в баллоне кислорода по манометру, включить штуцер шланга маски в присосок прибора, помочь пассажиру надеть маску на лицо, включить подачу кислорода краном ручной регулировки и кратко объяснить пассажиру, как пользоваться прибором. Затем следует периодически проверять расход кислорода из баллона по манометру на приборе. При давлении кислорода ниже 6 кг/см^2 прибор не работает. По окончании пользования прибором или по израсходовании кислорода из баллона закрыть приборный вентиль, снять маску с пассажира и отнести прибор на место.

Общий запас кислорода 1728 л. Он находится в двух бортовых баллонах емкостью 36 л под давлением 30 кг/см^2 и обеспечивает кислородом одного пилота в течение 9 ч полета в загерметизированной кабине, а остальных членов экипажа — в течение 9 мин в разгерметизированной кабине*.

Продолжительность пользования кислородом в загерметизированной кабине посредством переносного прибора КП-21 с баллоном емкостью 1,7 л — 12—15 мин.

* При продолжительности полета 3 ч в загерметизированной кабине запас кислорода обеспечивает питание одного пилота в течение всего полета, а остальных членов экипажа — в течение 1 ч.

Бортвые баллоны и баллоны переносных приборов заряжаются газообразным медицинским кислородом, сорт 1 (ГОСТ 5583—58), до давления 30 кг/см² при температуре +15°C. Зарядка кислородом самолетных баллонов и баллонов переносных приборов производится только на земле от наземной кислородной зарядной станции КЗС или из транспортных баллонов.

ВНИМАНИЕ! 1. Для исключения возможной утечки кислорода через маску после снятия ее с лица необходимо перед снятием маски сделать выдох.

2. При пользовании кислородными приборами (как членами экипажа, так и пассажирами) курить запрещается.

Предупреждение. В полете, если посадка самолета может иметь аварийный исход, перед посадкой стравливать кислород из баллонов (системы) в кабину самолета ЗАПРЕЩАЕТСЯ, так как это может привести к пожару на самолете.

6.4. ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА

На самолете от обледенения защищены крыло, оперение, лопасти и обтекатели втулок воздушных винтов, воздухозаборники двигателей, входные направляющие аппараты двигателей*; четыре передних стекла фонаря кабины экипажа; приемники ППД.

Для сигнализации о начале обледенения во входных каналах четырех двигателей установлены сигнализаторы обледенения СО-4АМ. На самолете также установлен бортовой визуальный указатель обледенения.

Все перечисленные агрегаты самолета имеют противообледенительные устройства, которые включаются раздельно со щитка управления противообледенительной системой, кроме стекол и приемников ППД. Включение электрообогрева стекол, ППД производится с электрощитка пилотов.

На земле обогрев стекол включать на режим «Слабо» для проверки его, а также для устранения запотевания и обмерзания стекол во время стоянки и руления.

* В дальнейшем противообледенительное устройство входного направляющего аппарата двигателя называется противообледенительным устройством двигателя, а лопастей и обтекателя втулки воздушного винта — противообледенительным устройством воздушного винта.

Электрообогрев стекол включать перед полетом на режим «Слабо» независимо от метеоусловий на все время полета. При попадании в условия обледенения переключать обогрев стекол на режим «Сильно», при выходе из указанных условий — снова на режим «Слабо».

Примечание. Обогрев приемников ППД включается перед взлетом и выключается после посадки самолета.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В СЛУЧАЕ ОТКАЗА ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ЭКИПАЖ ОБЯЗАН ПРИНЯТЬ ВСЕ МЕРЫ ДЛЯ НЕМЕДЛЕННОГО ВЫХОДА ИЗ ЗОНЫ ОБЛЕДЕНЕНИЯ И, ПО ВОЗМОЖНОСТИ, ПРОИЗВЕСТИ ПОСАДКУ НА АЭРОДРОМЕ, ГДЕ ОТСУТСТВУЮТ УСЛОВИЯ ОБЛЕДЕНЕНИЯ.

Для самолетов, оборудованных дополнительными программными механизмами ПМК-21С (по бюллетеню № 1044—ДМ), противообледенители оперения включать на режим «Выше— 12 °С» при температуре наружного воздуха от 0 до —12 °С и на режим «Ниже— 12 °С» при температуре —12 °С и ниже.

6.4.1. При взлете и наборе высоты

1. При температуре наружного воздуха у земли +5 °С и ниже и наличии в районе аэродрома облачности, тумана, снегопада, дождя или мороси противообледенительные устройства двигателей, воздухозаборников и воздушных винтов включать после запуска двигателей и выхода их на режим малого газа, а противообледенительные устройства крыла и оперения — после отрыва самолета.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ВЫПОЛНЯТЬ ВЗЛЕТ, ЕСЛИ НА ПОВЕРХНОСТИ САМОЛЕТА ИМЕЮТСЯ КАКИЕ-ЛИБО ОТЛОЖЕНИЯ ЛЬДА, СНЕГА ИЛИ ИНЕЯ.

Противообледенители оперения, имеющие двухрежимный обогрев «Ниже— 12 °С» и «Выше— 12 °С», включить на один из режимов в зависимости от температуры окружающего воздуха.

2. Взлет и набор высоты до выхода из зоны обледенения производить с постоянно включенными противообледенительными устройствами самолета и двигателей.

Примечания: 1. Система сигнализации обледенения включается при убранном шасси, при выпущенном шасси система не работает.

2. При растрескивании в полете внешнего стекла или возникновении искрения в нагревательном элементе допускается дальнейший полет до аэродрома назначения. Электрообогрев отказавшего стекла выключить.

6.4.2. В горизонтальном полете

1. Все полеты в условиях обледенения производить с постоянно включенными противообледенительными устройствами самолета и двигателей.

Противообледенительные устройства самолета, силовых установок включать перед входом в зону возможного обледенения

(облачность, туман, снегопад, дождь или морось при температуре наружного воздуха +5 °С и ниже).

Противообледенительные устройства силовых установок включать после выхода из зоны обледенения при полной уверенности в отсутствии обледенения, а противообледенительные устройства самолета — через 8—10 мин после выхода из зоны обледенения.

Примечания: 1. Километровый расход топлива при включенной противообледенительной системе двигателей и их воздухозаборников увеличивается до 3%.
2. Следует помнить, что запоздалое включение противообледенительных устройств оперения и крыла приведет к снижению эффективности противообледенителей.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ПРИ ПОПАДАНИИ В УСЛОВИЯ ОБЛЕДЕНЕНИЯ КОМАНДИР КОРАБЛЯ ДОЛЖЕН ВЫЙТИ ИЗ ЗОНЫ ОБЛЕДЕНЕНИЯ В ВОЗМОЖНО БОЛЕЕ КОРОТКИЙ СРОК, ИЗМЕНИВ МАРШРУТ ИЛИ ВЫСОТУ ПОЛЕТА.

2. В СЛУЧАЕ ПОЯВЛЕНИЯ ЛЬДА НА ВОЗДУХОЗАБОРНИКАХ ДВИГАТЕЛЕЙ ИЗ-ЗА НЕИСПРАВНОСТИ СИСТЕМЫ ИЛИ НЕВКЛЮЧЕНИЯ ЕЕ РЕКОМЕНДУЕТСЯ:

— ПРИ ПОЛЕТАХ В ЗОНЕ АЭРОДРОМА ПРОИЗВЕСТИ НЕМЕДЛЕННУЮ ПОСАДКУ, НЕ ВКЛЮЧАЯ ПРОТИВООБЛЕДЕВИТЕЛЬНУЮ СИСТЕМУ ДВИГАТЕЛЕЙ И ИХ ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ;

— ПРИ ПОЛЕТЕ ПО МАРШРУТУ ВЫЙТИ ИЗ ОБЛАЧНОСТИ И ПРОИЗВЕСТИ ПОСАДКУ НА БЛИЖАЙШИЙ ЗАПАСНЫЙ АЭРОДРОМ, ТАКЖЕ НЕ ВКЛЮЧАЯ ПРОТИВООБЛЕДЕВИТЕЛЬНУЮ СИСТЕМУ ДВИГАТЕЛЕЙ И ИХ ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ.

2. После включения противообледенительных устройств самолета проконтролируйте их работу по загоранию соответствующих сигнальных ламп на щитке противообледенителей и по увеличению показаний амперметров генераторов постоянного и переменного тока на щитке радиста в момент их включения. При этом время загорания сигнальных ламп и увеличения показаний амперметров должно соответствовать указанному в разд. 6.4.3 настоящей главы.

Примечания: 1. Недоработанная электросистема переменного тока 115 В 400 Гц с генераторами не обеспечивает работу противообледенительных устройств воздушных винтов:

— первого двигателя — при одновременном отказе генератора первого двигателя СГО-12 (СГО-8) и четвертого двигателя или генератора четвертого двигателя СГО-12 (СГО-8);

— второго двигателя — при одновременном отказе первого и четвертого двигателей или их генераторов СГО-12 (СГО-8);

— третьего двигателя — при одновременном отказе генератора третьего двигателя СГО-12 (СГО-8) и четвертого двигателя или генератора четвертого двигателя СГО-12 (СГО-8);

— четвертого двигателя — при одновременном отказе генератора четвертого двигателя СГО-12 (СГО-8) и третьего двигателя или генератора третьего двигателя СГО-12 (СГО-8).

2. На самолетах оборудованных новой или доработанной системой переменного тока, электросистема обеспечивает нормальную работу противообледенительных устройств воздушных винтов даже при отказе двух двигателей или их генераторов СГО-12 (СГО-8).

При отказе в полете двух двигателей, т. е. при четырех работающих генераторах СТГ-12ТМО, не обеспечивается одновременное питание противообледенителей хвостового оперения и крыла. В связи с этим при полете с двумя работающими двигателями в условиях обледенения необходимо выключить все бытовое оборудование и основное освещение пассажирских кабин, а противообледенители оперения и крыла включать поочередно.

6.4.3. Проверка работоспособности противообледенительных устройств оперения, крыла и воздушных винтов

Работоспособность противообледенительных устройств оперения, крыла и воздушных винтов проверять при каждой смене экипажа в первом вылете (через 20—30 мин после взлета и за 20—30 мин до посадки) или в начале дня при учебно-тренировочных полетах, для чего эти противообледенительные устройства включать раздельно на время не более 8 мин. На самолетах, доработанных по бюллетеню № 1044-ДМ, проверку работоспособности ПОС крыла и оперения производить последовательно на обоих режимах: вначале на режиме «Ниже — 12°С», затем на режиме «Выше — 12°С».

Противообледенительные устройства оперения и воздушных винтов работают нормально, если:

— при включении только противообледенителей оперения показания амперметров постоянного тока увеличиваются на 695—810 А (при нормальном бортовом напряжении 28,5 в), сигнальная лампа работы программного механизма периодически, через каждые 116±6 сек, загорается на 38±2 сек;

— при включении только противообледенителей крыла показания амперметров постоянного тока увеличива-

ются на 1360—1520 А, сигнальная лампа работы программного механизма периодически, через каждые 116 ± 6 сек, загорается на 38 ± 2 сек;

На самолетах, доработанных по бюллетеню № 1044-ДМ:

— при включении только противообледенителей хвостового оперения и исправном их состоянии сигнальная лампа «Оперен.» периодически загорается: через каждые 116 сек — на 38 сек (при работе ПОС в режиме «Ниже — 12°C ») и через каждые 125 сек — на 25 сек (при работе ПОС в режиме «Выше — 12°C »), а показания амперметров постоянного тока при напряжении в бортовой сети 28,5 в увеличиваются на 695—810 А.

Примечания: 1. При проверке работоспособности ПОС оперения в режиме «Выше — 12°C » в конце каждого цикла проверки (через каждые 75 сек, после того, как погаснет лампа «ОПЕРЕН.») сила тока падает на 530—620 А на время 54 сек, после чего лампа вновь загорается на 25 сек с соответствующим увеличением тока.

2. Допускается колебание стрелок амперметров в момент переключения секций; в остальное время их показания должны быть стабильными.

ВНИМАНИЕ! Переключатель обогрева оперения «Вкл.» находится в нейтральном положении (среднее);

— при включении противообледенителей воздушных винтов амперметры переменного тока первого и третьего генераторов показывают нагрузку, соответствующую паспортным данным винта (табл. 16), с отклонением ± 3 А, а сигнальная лампа работы программного механизма периодически, через каждые 38 ± 2 сек, загорается на 38 ± 2 сек.

Таблица 16

Тип винта	Потребляемый ток, а	Напряжение бортсети, в
АВ-68И серии 02, 03 и 04 выпуска до 1.05.64	64—48 67—50	115 120
АВ-68И серии 04 выпуска после 1.05.64	61—44 63—46	115 120

»

6.4.4. При снижении, заходе на посадку и посадке

1. При снижении и заходе на посадку противообледенительные устройства двигателей, воздушных винтов, оперения, крыла и стекол (в режим «Сильно») включать до входа в зону возможного обледенения.

Щетки стеклоочистителей установить на обогреваемые части стекол.

Если посадка производится при температуре наружного воздуха на аэродроме $+5^\circ\text{C}$ и ниже при облачности, тумане, снегопаде, дожде или мороси, противообледенительные устройства воздушных винтов, хвостового оперения и крыла выключать только после приземления на скорости не менее 180 км/ч; обогрев стекол при этом переводить на режим «Слабо» и выключать перед остановом двигателей, противообледенительные устройства двигателей и их воздухозаборников выключать перед остановом двигателей после заруливания на стоянку.

Предупреждения: 1. Запоздывание с выключением противообледенителей хвостового оперения и крыла может привести к их перегреву и выходу из строя.

2. В случае полного или частичного отказа противообледенительных устройств стабилизатора, а также если полет в зоне обледенения происходит при температуре наружного воздуха ниже -20°C или в интенсивном обледенении и нет уверенности в отсутствии льда на стабилизаторе, заход на посадку производить с закрылками, выпущенными на угол 15° (см. разд. 5.15).

3. При посадке самолета в условиях обледенения на двух двигателях (при двух отказавших), т. е. при четырех работающих генераторах СГГ-12ТМО, включать только противообледенительные устройства двигателей, воздушных винтов, хвостового оперения и стекол. Противообледенители крыла не включать; бытовое оборудование и основное освещение пассажирских кабин выключить. Заход на посадку и посадку производить при закрылках, выпущенных на угол 15° (см. разд. 5.15).

6.4.5. В учебных и тренировочных полетах

1. Во время учебных и тренировочных полетов по прямоугольному маршруту при температуре наружного воздуха $+5^\circ\text{C}$ и ниже на земле и $+10^\circ\text{C}$ и ниже (по бортовому термометру) в воздухе при облачности, тумане, снегопаде, дожде или мороси противообледенительные

устройства двигателей и их воздухозаборников включать перед полетом, после запуска двигателей и выхода их на режим малого газа и оставлять включенными в полетах, при посадках, рулении и последующих взлетах независимо от наличия или отсутствия обледенения.

Выключать обогрев по окончании тренировочных полетов перед остановом двигателей.

2. Противообледенительные устройства крыла, оперения, винтов и стекол включать и выключать в соответствии с указаниями настоящего раздела.

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

6.5. ПРОТИВОПОЖАРНАЯ СИСТЕМА

6.5.1. Эксплуатация противопожарной системы

Система противопожарной защиты предназначена для сигнализации о возникновении пожара и его ликвидации в отсеках мотогондол и двигателей, отсеке ТГ-16, снаружи топливного бака № 12 (самолет Ил-18Д), в кабине экипажа и пассажирских кабинах, а также в багажных отсеках самолета. Кроме того, система предусматривает контроль за появлением дыма в подпольных помещениях самолета и багажном отсеке № 3.

К стационарному противопожарному оборудованию относятся системы сигнализации о пожаре ССП-2А и ССП-7, шесть огнетушителей типа ОС-8М, два огнетушителя типа ОС-8МФ, десять огнетушителей типа ОС-2ИЛ и десять сигнализаторов дыма типа ДС-3М.

Нестационарное противопожарное оборудование составляют шесть ручных переносных огнетушителей типа ОР1-2 и ОР2-6, которые предназначены для тушения пожара в кабине экипажа, в пассажирских салонах и в багажниках № 1, 2 на земле и в полете. Они могут также использоваться для тушения пожара снаружи самолета во время его стоянки. Места установки ручных огнетушителей показаны на рис. 2 (доп.).

К стационарному оборудованию также относятся:

— система аварийного заполнения бака № 12 нейтральным газом CO_2 (система НГ);

— система обнаружения пожара в отсеке бака № 12 (система ССП-2А);

— система тушения пожара в отсеке бака № 12.

Система НГ включается вручную тумблером, расположенным на пожарном щитке приборной доски в кабине экипажа, при аварийной посадке с убраным шасси.

Проверка исправности систем сигнализации о пожаре производится перед каждым опробованием двигателей при подготовке самолета к полету. Последовательность проверки изложена в гл. 2, разд. 2.5.1.2.13, п. 9 настоящего Руководства.

В случае возникновения пожара в мотогондole двигателей или в отсеке бака № 12 (самолет Ил-18Д) сигнал с датчика поступает на реле исполнительного блока системы ССП-2А. Реле срабатывает и подает сигнал на открытие соответствующего распределительного крана и на пиропатроны огнетушителей первой очереди. В кабине экипажа загорается соответствующее красное табло, сигнализирующее о возникновении пожара, зеленая лампа открытия распределительного крана и включается звуковая сигнализация.

При возникновении пожара во внутренних полостях двигателей сигнал поступает на реле исполнительного блока системы ССП-7. В кабине экипажа загорается соответствующее красное табло «Пожар в двигателе».

Подача состава во внутренние полости двигателей осуществляется вручную из кабины экипажа нажатием соответствующего переключателя «Подача состава в двигатель».

Сигнализаторы дыма ДС-3М установлены в герметичных багажных отсеках № 1 и 2 (по три сигнализатора), в негерметичном багажном отсеке № 3 (два сигнализатора), у переднего и заднего выпускных клапанов (по одному сигнализатору).

При воздействии дыма на сигнализатор последний выдает сигнал на обмотку реле включения сигнализации дыма. Через замыкающиеся при этом контакты реле напряжение бортовой сети подается на включение sireн и красной сигнальной лампы.

Пять сигнальных ламп установлены на щитке сигнализации дыма, расположенном в правой нижней части левой панели приборной доски летчиков.

Проверка работоспособности системы обнаружения дыма производится с помощью галетного переключателя «Проверка датчиков дыма» и кнопки «Проверка и разблокировка сигнализ. дыма», установленных на верхнем пульте летчиков.

Подробно действия экипажа при пожаре на самолете описаны в гл. 5, разд. 5.19 настоящего Руководства.

6.5.2. ЭКСПЛУАТАЦИЯ РУЧНЫХ ОГНЕТУШИТЕЛЕЙ

Для ликвидации пожара в кабине экипажа, пассажирских салонах и багажных отсеках самолета используются ручные огнетушители, в которых в качестве пламегасительных составов применены фреон 12В₁ и водозатенгликолевая смесь.

Всего на самолете установлено шесть ручных огнетушителей, из которых четыре заряжены фреоном 12В₁ (два огнетушителя типа ОР1-2 и два огнетушителя типа ОР2-6), а два огнетушителя — водозатенгликолевой смесью (типа ОР1-2).

Огнетушители, в которых в качестве пламегасительного состава используется фреон 12В₁, имеют отличительную надпись «Фреон» на трафарете и бордовую окраску верхней части баллона. Огнетушители, в которых в качестве пламегасительного состава применена водозатенгликолевая смесь, имеют отличительную надпись «Вода» и голубую окраску верхней части баллона.

Ручные огнетушители с надписью «Фреон» могут быть применены для тушения любых горящих веществ, в том числе топлив, смазочных материалов, специальных жидкостей при возможном наличии электрического напряжения.

Ручные огнетушители с надписью «Вода» могут быть применены для тушения горящих конструктивных и отделочных материалов (тканей, резины, пластика и т. д.) при условии отсутствия электрического напряжения.

Для приведения в действие огнетушителя ОР1-2 необходимо:

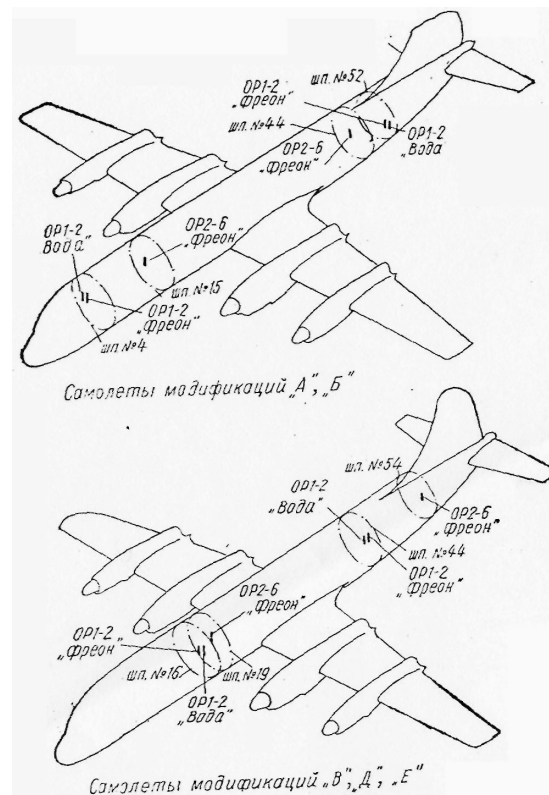


Рис. 2. (доп.). Схема размещения ручных огнетушителей

— открыть замок крепления огнетушителя к кронштейну;

— взять огнетушитель одной рукой за рукоятку и потянуть на себя, при этом предохранительная чека автоматически выдергивается из рукоятки и остается на кронштейне;

— подойти к месту пожара на безопасное расстояние (2—2,5 м), направить на него огнетушитель, удерживая наконечник огнетушителя на высоте 1,2—1,5 м от пола, и нажать указательным пальцем пусковой рычаг до упора; огнетушитель разряжается, пока нажат пусковой рычаг (но не более 15—20 сек).

Для приведения в действие огнетушителя ОР-2 необходимо:

— открыть замок крепления огнетушителя к кронштейну;

— взять огнетушитель одной рукой за рукоятку и подтянуть на себя;

— после снятия огнетушителя с кронштейна взяться другой рукой за наконечник рукава и потянуть его в сторону под углом 90° к рукоятке, вследствие чего из нее выдергивается предохранительная чека;

— подойти к месту пожара, направить на него наконечник рукава и тыльной стороной руки, в которой находится огнетушитель, нажать пусковой рычаг до упора; огнетушитель разряжается, пока нажат пусковой рычаг (но не более 30—40 сек).

При использовании любого из указанных типов ручных огнетушителей рекомендуется выполнять, следующее:

— при распространении пожара в вертикальной плоскости направлять струю пламегасителя на нижнюю границу очага и по мере тушения перемещать ее к верхней границе;

— при объемном распространении очага пожара тушение (по возможности) производить со всех сторон;

— при распространении очага пожара в горизонтальной плоскости направить струю пламегасителя на ближайшую границу очага и по мере тушения перемещать ее к дальней границе; если ши-

рина очага пожара больше ширины струи, тушение пожара осуществлять, перемещая струю в горизонтальной плоскости и продвигаясь вперед по мере тушения;

— при наличии каких-либо воздушных потоков тушение производить с наветренной стороны.

6.6. ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

6.6.1. ЗАПРАВКА САМОЛЕТА ТОПЛИВОМ

6.6.1.1. Общие положения

1: Применять следующие сорта топлива (рабочее и пусковое): Т-1, ТС-1 (ГОСТ 10227—62), РТ (ГОСТ 16564—71) и их смеси.

2. Топливо, заправляемое в самолет, должно пройти тройную фильтрацию.

3. Для предотвращения образования кристаллов льда в топливе и обмерзания топливных фильтров необходимо применять замороженное топливо или вводить в топливо жидкость «И» согласно действующим инструкциям и указаниям.

4. Количество заправляемого топлива устанавливается в соответствии с заданием на полет и указаниями по центровке самолета.

Указания о порядке заправки баков и количестве топлива, которое требуется залить в каждом конкретном случае, дает бортмеханик по распоряжению командира корабля.

5. Для обеспечения разгрузки крыла в полете топливные баки заправлять согласно табл. 17.

Таблица 17
Количество топлива, заправляемого в группы баков
(уд. вес $\rho = 0.785 \text{ г/см}^3$)

Всего на само- лет, кг	Всего на одну поло- вину крыла, кг	Количество топлива на одну половину крыла, кг			Количество топ- лива в баке № 12, кг
		I группа (основная)		II группа (дополни- тельная) с 9-го по 11-й бак	
		с 1-го по 7-й бак	бак № 8		
23550	9300	3850	2590	2860	4950
23000	9300	3850	2590	2860	4400
22000	9300	3850	2590	2860	3400
21000	9300	3850	2590	2860	2400
20000	9300	3850	2590	2860	1400
18600*	9300	3850	2590	2860	
18000	9000	3850	2590	2560	
17000	8500	3850	2590	2060	
16000	8000	3850	2590	1560	
15000	7500	3850	2590	1060	
14000	7000	3850	2590	560	
13000	6500	3850	2590	60	
12000	6000	3416	2590		
11000	5500	2910	2590		
10000	5000	2750	2250		
9000	4500	2750	1750		
8000	4000	2750	1250		
7000	3500	2750	750		
6000	3000	3000			
5000	2500	2500			

* К заправке самолета Ил-18Д относятся все данные, помещенные в настоящей таблице; к заправке самолета Ил-18А, Ил-18Б, Ил-18В и Ил-18Е относятся данные, начиная с цифры 18600 и до конца таблицы.

П р и м е ч а н и е. При использовании топлива с другим удельным весом количество топлива G_1 в килограммах изменится в соответствии с новым удельным весом φ_1 .

Подсчет производить по следующему соотношению:

$$G_1 = \frac{G_{табл} \cdot \varphi_1}{0,785} \cdot \kappa_2.$$

6.6.1.2. Подготовка к заправке топлива

1. Перед заправкой топливной системы должны быть обеспечены следующие условия:

- наличие у заправщика паспорта на топливо и соответствие топлива паспорту;
- тройная наземная фильтрация топлива;
- отстой, слитый из топливозаправщика, не должен: содержать воды, кристаллов льда и механических примесей;
- пломбы на топливозаправщике целы;
- сетки в пистолетном кране чистые (при заправке сверху);
- средства пожаротушения — у самолета;
- концы дренажей топливной системы открыты и чистые.

2. Топливозаправщик и пистолет от шланга, а также самолет должны быть заземлены.

3. Во время заправки самолет должен стоять на тормозе, а под колеса необходимо установить колодки.

4. Под колеса топливозаправщика должны быть установлены колодки.

5. Электропитание бортовой сети самолета и агрегаты, обслуживающие заправку (за исключением заправочных кранов), должны быть включены до начала заправки топливных баков и выключены только после ее окончания.

6. Открыть створки отсеков шасси и установить предохранительные хомуты на штоки цилиндров створок (при обесточенном самолете).

7. Емкость топливных баков:

- бак № 12 — 6300 л (4950 кг);
- основная группа (I) — 8200 л (6440 кг);
- дополнительная группа (II) — 3650 л (2860 кг);

— всего на самолет Ил-18Д с баком № 12 — 30 000 л (23 550 кг);

— всего на самолеты Ил-18А, Б, В и Е без бака № 12 — 23 700 л (18600 кг).

6.6.1.3. Заправка топливных баков снизу под давлением

1. Заправка топливом снизу под давлением является основным видом заправки и производится через две горловины, установленные в отсеках шасси на правом борту внутренних гондол.

Перед заправкой подключить к бортовой сети самолета наземный источник постоянного и переменного тока. При отсутствии наземного источника переменного тока может быть использован преобразователь ПО-1500. выключатель которого расположен на ЦРЩ радиста.

2. После подсоединения к горловинам заправки накопителей шлангов топливозаправщика необходимо:

— включить АЗС «Заправка под давлением» на ЦРЩ штурмана;

— включить два АЗС «Топливомеры левый, правый» и АЗС дополнительного бака № 12 на ЦРЩ радиста;

— переключатель топливомера на щитке левого пульты пилотов установить в положение «Заправка снизу»;

— включить на щитке заправки в гондоле главный выключатель заправки (поставить в положение «Питание»), при этом должны загораться красные лампы «Заправочные краны закрыты»;

— в случае заправки бака № 12 необходимо на дополнительной щитке в правом отсеке шасси поставить главный выключатель заправки в положение «Питание», при этом должны загораться красные лампы «Заправочные краны закрыты».

Предупреждения. 1. Перед заправкой выключить АЗС автоматической перекачки из дополнительной группы баков и бака № 12 на щитке ЦРЩ штурмана.

2. Заправка топливом баков под давлением с выключенной автоматикой заправки (топливомерами) запрещается.

3. Переключатель показаний топливомеров на приборной доске пилотов не устанавливать в положение «Расходные баки», так как в этом положении автоматика управления заправкой самолета топливом снизу выключается.

3. На щитках управления заправкой по указателям топливомера проверить наличие топлива в баках.

Предупреждение. При одновременной заправке топливом II группы баков и бака № 12 скорость заправки должна быть не более 400 л/мин.

4. Переключателями на щитках заправки открыть заправочные краны групп баков, подлежащих заправке (загораются зеленые лампы) и начать подачу топлива в баки.

Отключение заправки баков после их заполнения происходит автоматически, по сигналам топливомера закрываются заправочные краны (загораются красные лампы), кроме заправочного крана бака № 12.

Если бак № 12 заправляется, закрыть его заправочный кран, для чего поставить выключатели в положение «Кран закрыт»; при этом должны загореться красные лампы.

Примечание. В конце заправки I группы баков (с I-го по 7-й бак) допускается периодическое, по 3—4 раза, мигание красной и зеленой ламп с интервалами до 30 сек. В случае заправки бака № 12 также допускается периодическое мигание лампы в конце заправки II группы баков.

5. В случае неполной (частичной) заправки баков краны закрыть с помощью переключателей.

6. По окончании заправки необходимо:

— переключатели кранов установить в положение «Краны закрыты» (горят красные лампы);

— выключить главный выключатель «Питание» (в том числе и выключатель бака № 12, если он заправляется);

— переключить насосы топливозаправщика на откачку и откачать топливо из трубопроводов заправки.

Примечание. Если топливозаправщик не приспособлен для отсоса топлива из трубопроводов или заправка производилась из колонки, необходимо после заправки и отсоединения наконечника нажать клапан заправочной горловины и слить топливо (4—6 л) в емкость;

— отсоединить рукав от горловины, плотно закрыть горловину крышкой и законтрить;

— переключатель топливометров в кабине пилотов доставить в положение «Показание в кабине» и проверить количество топлива во всех баках.

Примечание. При полной заправке снизу количество недозаправленного топлива составляет 1000—1300 л (700—1000 кг). При необходимости более полной заправки в баки долить топливо через верхние горловины.

Предупреждения: 1. Заправка производится с включенными топливометрами и автоматикой закрытия заправочных кранов (самолет находится под током), поэтому необходимо принять противопожарные меры согласно действующим инструкциям.

2.2. Самолет, на котором произошел выброс топлива через дренажные отверстия при заправке снизу, может быть допущен к полетам только после выполнения работ, предусмотренных указанием МГА от 24.12.68 г. № 27/4-285.

6.6.1.4. Заправка топливных баков сверху

1. Заправку топливных баков сверху производить в порядке исключения через шесть горловин (на каждом полукрыле по три горловины), при этом необходимо проверить чистоту концов (выводов) дренажных труб топливных баков и чистоту воронок заправочных горловин.

2. Вставить штырь заземления от пистолетного крана в гнездо около заливной горловины и заправлять топливом через сетки в горловинах.

Если бак № 12 заправляется, необходимо открыть краны заправки, для чего на дополнительном щитке в правом отсеке шасси включить главный выключатель, а выключатели кранов поставить в положение «Кран открыт» (загораются зеленые лампы).

3. Количество заправленного топлива контролируется по топливометру в кабине пилотов и расходомерам топливозаправщика.

4. Неполную заправку производить начиная с I группы баков, через горловину бака № 8, затем через горловину бака № 6; после этого заправлять дополнительную (II) группу и бак № 12.

5. При полной заправке топливных баков и с целью предотвращения их переполнения необходимо предусматривать часть объема на расширение топлива. Для этого не доливать топливо в баки № 6 и 10 на 30—40 мм до нижнего обреза заливной горловины. Незаполненный объем в этом случае составит 200 л (157 кг), а при заправке бака № 12 320 л (251 кг).

6. После заправки топлива горловины плотно закрыть и законтрить, закрыть краны заправки бака № 12 (загорятся красные лампы) и выключить главный выключатель питания заправки бака № 12.

Слив и проверка отстоя топлива

Слив и проверка отстоя топлива производится с целью выявления и удаления из топливной системы механических примесей, воды и кристаллов льда.

Слив и проверка отстоя топлива производится:

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

Во всех указанных случаях слив и проверку отстоя топлива производить из всех 14 (для Ил-18Д из 18) сливных точек, при этом слив и проверка отстоя после заправки самолета топливом производится не ранее чем через 15 мин после заправки.

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

ВНИМАНИЕ! Непосредственно перед заправкой самолета топливом проверить отстой топлива в топливозаправщике.

6.6.2. Указания по пользованию топливной системой самолета в полете

1. Четыре подкачивающих насоса (два с левого полукрыла и два с правого) включаются перед запуском двигателей, работают все время в полете и выключаются после останова двигателей.

Для поддержания максимального уровня топлива в расходных баках по окончании выработки топлива из бака № 12 и II группы баков включить насосы перекачки топлива из баков №-2 в расходные баки. Если II группа баков и бак № 12 не заправлялись, то насосы перекачки топлива из баков № 2 включить на земле одновременно с насосами подкачки.

По окончании перекачки, когда погаснут зеленые лампы, расположенные рядом с выключателями, насосы выключать вручную (в этом случае весь остаток топлива находится в расходных баках № 1 и 3).

2. Для выработки топлива из двух основных групп баков не требуется осуществлять переключение в полете. Перекачка топлива из двух дополнительных групп баков в основные производится автоматически.

В случае отказов необходимо вмешательство членов экипажа самолета, поэтому в полете нужно внимательно следить за приборами и сигнализацией контроля работы топливной системы.

3. Порядок выработки топлива в полете:

- после запуска двигателей выработка топлива начинается из баков I группы;
- при заправленном баке № 12 после запуска двигателей включить вручную насосы перекачки топлива из бака № 12 и открыть перекрывной кран;

Примечания: 1. При полетах с незаправленным баком № 12 кран перекачки должен быть закрыт (переключателем); АЗС этого крана на ЦРЩ штурмана должен быть выключен.

2. Независимо от того, заправлен или нет бак № 12, АЗС топливомера СЭТС-280ДБ на ЦРЩ радиста должен быть всегда включен при включенных АЗС основного топливомера.

— после выработки из I группы баков 150—200 л топлива от датчика топливомера бака № 6 подается сиг-

нал на включение насосов перекачки топлива из II группы баков, но насосы не включаются, так как открыт кран перекачки из бака № 12 и отсутствует нужный сигнал от датчиков топливомера бака № 12 (сигнал выдается при остатке топлива 770 л и менее);

— после выработки из I группы баков 500—600 л топлива открываются поплавковые клапаны перекачки в баках № 6 и начинается перекачка топлива из бака № 12 в I группу баков;

— после перекачки всего топлива из бака № 12 автоматически выключаются насосы перекачки бака № 12 и закрывается перекрывной кран от сигналов датчиков топливомера бака № 12 и сигнализаторов давления СДУ, установленных в линии перекачки.

П р и м е ч а н и е. Сигналом об окончании перекачки топлива из бака № 12 является закрытие крана (гаснет зеленая лампа) на щитке управления бака № 12 и на несколько секунд гаснет или мигает табло «Перекачка дополнительных баков»).

— после закрытия перекрывного крана перекачки топлива из бака № 12 автоматически включаются насосы перекачки II группы баков и начинается перекачка топлива из II группы баков в I группу баков.

Предупреждения. 1. Если после перекачки из бака № 12 не произошло автоматического включения насосов перекачки II группы баков, необходимо произвести ручное включение насосов перекачки с помощью выключателей, расположенных на центральном пульте пилотов.

2. Для приведения системы перекачки топлива из бака № 12 в исходное положение после окончания полета необходимо выключить АЗС питания автоматики (25А) «Перекачка из бака № 12 — Автоматика».

Включение АЗС автоматики производить при подготовке к вылету (при заправленном баке № 12).

3. При полетах с эволюциями или в болтанку с небольшим количеством топлива в баке № 12 возможно отключение насосов перекачки топлива из бака № 12 и автоматический переход на перекачку топлива из II (дополнительной) группы баков.

Для обеспечения полной перекачки топлива из бака № 12 необходимо:

— выключить АЗС автоматики перекачки топлива из II группы баков и бака № 12 на ЦРПЦ штурмана: «Автом. перекач. топлива» и «Перекачка из бака № 12 — Автоматика»;

— оставить выключатель крана бака № 12 в положении «Открыто»;

— оставить выключатели насосов перекачки из бака № 12 в положении «Включено»; при этом:

работают насосы перекачки топлива бака № 12;

горит лампа открытого положения крана бака № 12;

табло «Перекачка дополнительных баков» не горит;

— следить за выработкой топлива из бака № 12 по указателю топливомера на левом щитке; при показании топливомера «Ф» следует выключить ручную насосы бака № 12; закрыть кран бака № 12; включить АЗС автоматики II группы баков; после этого начнется перекачка топлива из баков II группы и загорится табло «Перекачка дополнительных баков».

4. В случае обнаружения остатка топлива в баке № 12 после полной перекачки топлива из баков II группы оставшееся топливо из бака № 12 перекачать, как указано в предыдущем пункте. При этом АЗС автоматики II группы баков не выключать (будет гореть или мигать табло «Перекачка дополнительных баков»).

— по окончании выработки топлива из баков II группы и бака № 12 гаснет табло «Перекачка дополнительных баков», автоматически выключаются насосы перекачки и начинается выработка топлива из основной, I группы баков, что контролируется топливомером;

— включить ручную насосы перекачки топлива из баков № 2 в расходные баки I группы; контроль за работой насосов вести по загоранию зеленых ламп на пульте;

— при полете самолета с эволюциями или в болтанку возможны случаи отлива топлива из насосов перекачки II группы баков и, как следствие, преждевременное отключение системы автоматической перекачки (гаснет табло перекачки); при этом из дополнительных баков может не вырабатываться по 200—400 кг топлива;

— для обеспечения полной выработки топлива необходимо систему автоматической перекачки привести в исходное положение, для чего кратковременно выключить и вновь включить АЗС питания автоматики перекачки на ЦРЦ штурмана (автоматика вновь начнет работать) или включить насосы перекачки II группы вручную; при включении насосов в баках II группы ручную сигнальное табло «Перекачка дополнительных баков» гореть не будет, контролировать перекачку топлива только по показаниям топливомера; при показании топливомера «Ф» во II группе насосы перекачки необходимо выключить вручную.

Предупреждение. Если насосы перекачки включались вручную, нужно их выключить с помощью выключателей. При необходимости прекращения автоматической перекачки топлива из II группы баков насосы выключить с помощью АЗС «Автоматика перекачки топлива» на ЦРЦ штурмана.

4. Топливо в баке-отсеке № 8 задерживается поплавковым клапаном до достижения уровня 3600^{+200}_{-100} л (2826 кг) в баках с 1-го по 7-й, после чего начинается

перетекание топлива из бака № 8 в бак № 6 (в основные баки).

В зависимости от расхода топлива и крена самолета этот уровень в процессе выработки топлива из бака № 8 поддерживается поплавковым клапаном в пределах 3600—2500 л (2826—1962 кг). Емкость каждого бака № 8 составляет 3300 л (2590 кг).

На этом этапе полета необходимо периодически проверять по топливомеру количество топлива в баках № 8, убеждаясь, что из них идет выработка топлива.

5. После выработки топлива из бака № 8 в основной группе остается 2800—2500 л (2200—1962 кг) и начинается выработка этого топлива.

6. В обычном полете аэронавигационный запас топлива не расходуется, поэтому, как правило, красное табло «Остаток 1000 кг» не загорается. В случае полета до остатка топлива в I группе баков каждой половины крыла 1000—1100 кг (на самолет 2000—2200 кг) на приборной доске загорается красное табло «Остаток 1000 кг». Погасание зеленых ламп, расположенных рядом с выключателями (от сигнализаторов СДУ-2) означает, что в расходных баках каждой половины крыла осталось по 690 кг топлива. В этом случае насосы перекачки необходимо выключить выключателями. Количество топлива в расходных баках контролируется топливомерами по внутренним шкалам показывающих приборов.

При отказе насоса перекачки красное табло «Остаток 1000 кг» загорается при фактическом остатке 610 кг (800 л).

Кран кольцевания (соединительный кран), как правило, всегда закрыт. Правые двигатели питаются от баков, расположенных на правом полукрыле, левые — от баков, расположенных на левом полукрыле.

В полете с одним или двумя неработающими двигателями на одной стороне для равномерной выработки топлива из правой и левой групп баков открыть кран кольцевания, выключить один подкачивающий насос на расходном баке в группе, противоположной отказавшим двигателям.

Для быстрого выравнивания количества топлива в правой и левой группах баков допускается выключать два подкачивающих насоса в группе баков, противоположной по отношению к неработающему двигателю. В

этом случае топливо будет поступать на все работающие двигатели только из одной группы баков, расположенных на полукрыле с неработающими двигателями.

В полете с двумя неработающими двигателями на одной стороне следить за равномерностью выработки топлива из правой и левой групп баков, не допуская различия в количестве оставшегося топлива более чем на 500—600 кг (с открытым краном кольцевания).

Особенно тщательно необходимо следить за выработкой топлива из баков № 8, так как при кренах более 4° в баке, расположенном на той стороне, в которую кренится самолет, может происходить замедленная выработка топлива. В этом случае для быстрого выравнивания выработки топлива из баков № 8 необходимо периодически создавать обратные крены (или осуществлять полет без крена).

Проверять количество топлива в баках топливометром только при горизонтальном положении самолета в полете (без крена). При других положениях самолета топливометр искажает показания.

Предупреждение. В случае обнаружения течи топлива из дренажных отверстий бака № 6 для прекращения ее необходимо:

- выключить на 40—50 мин насосы перекачки бака № 12 или II группы баков (в зависимости от того, откуда ведется перекачка);
- по истечении этого времени вновь включить на 10—12 мин насосы перекачки.

Такой порядок перекачки соблюдать до полной выработки топлива из бака № 12 и II группы баков, контролируя количество топлива по топливометру.

6.6.3. Контроль работы топливной системы

1. На досках приборов пилотов топливная система контролируется:

— четырьмя манометрами давления топлива перед форсунками ЭМИ-ЗР; давление не должно превышать на взлетном режиме 83 кг/см^2 для двигателей АИ-20К и 65 кг/см^2 для двигателей АИ-20М;

— сигнализаторами минимального давления топлива перед насосом высокого давления (СДУ-3 с точкой срабатывания $0,35 \text{ кг/см}^2$); при падении давления ниже $0,35 \text{ кг/см}^2$ на приборной доске загорается красное табло «Минимальное давление топлива»;

— сигнализаторами отказа насосов подкачки ПНВ-2 (СДУ-2 с точкой срабатывания $0,18 \text{ кг/см}^2$); при отказе

240

двух насосов подкачки какого-либо расходного бака на приборной доске загорается красное табло «Отказ подкачки»; если при этом красное табло «Минимальное давление топлива» не горит, то полет разрешается продолжаться, не снижая высоты.

Предупреждение. Если одновременно загорелись табло «Отказ подкачки» и «Минимальное давление топлива», необходимо выключить двигатель и зафлюгировать винт;

— зеленым сигнальным табло «Перекачка дополнительных баков» и топливометрами СЭТС-280 и СЭТС-280 ДБ, контролирующими перекачку топлива из дополнительной группы баков и бака № 12;

— красным табло «Остаток 1000 кг», которое загорается при остатке топлива в I группе 1000—1100 кг; остаток и перекачка контролируются топливометром СЭТС-280;

— четырьмя указателями расходомера РТМС: по счетчику суммарного расхода топлива определяется количество оставшегося топлива на двигатель в килограммах; по шкале мгновенного расхода топлива — расход топлива в килограммах за час; при этом следует вносить поправки согласно тарифовочным графикам и поправки на удельный вес топлива по инструкции на расходомер;

— двумя указателями топливометра СЭТС-280 и одним указателем дополнительного топливометра СЭТС-280ДБ, определяющими количество топлива в баках соответственно на правое и левое полукрыло с одним переключателем; переключатель топливометра СЭТС-280 имеет пять положений: «Сумма», «I гр.», «II гр.», «8 бак.» и «Расходный бак»; при положении переключателя «Расходный бак» количество топлива отсчитывается по внутренней шкале указателя, при остальных положениях — по внешней;

— зеленой лампой, сигнализирующей об открытии перекрывного крана перекачки топлива из бака № 12.

2. На центральном пульте в кабине пилотов расположены следующие выключатели управления топливной системой:

— четыре выключателя управления пожарными кранами;

— выключатель управления краном кольцевания;

16.

Зак.

РИО

758

241

- четыре выключателя ручного включения перекачки дополнительных баков;
- четыре выключателя включения насосов подкачки;
- два выключателя включения насосов перекачки из бака № 2 в расходный бак и две зеленые сигнальные лампы.

3. На левом пульте пилотов имеются четыре табло «Топливный фильтр не работает» сигнализатора перепада давления СгДф Р-1Т.

При мигании или загорании красного табло «Топливный фильтр не работает» во время работы двигателя на земле необходимо заменить фильтрующие элементы фильтров 12ТФ-15 всех силовых установок и проверить, нет ли в топливе механических примесей и кристаллов льда (воды).

При мигании или загорании в полете табло «Топливный фильтр не работает» полет продолжать, но при первой посадке самолета выявить и устранить причину срабатывания сигнализатора перепада давления СгДф Р-1Т и заменить фильтрующие элементы фильтров 12ТФ-15 всех силовых установок.

4. На левом борту кабины экипажа на специальном щитке расположены:

- два выключателя насосов (ЭЦН-14А) перекачки топлива из бака № 12;
- выключатель управления перекрывным краном перекачки топлива из бака № 12 и зеленая сигнальная лампа;
- указатель топливомера СЭТС-280 ДБ бака № 12.

6.6.4. Слив топлива

1. Топливо из баков сливается через четыре сливных крана, установленные по два в гондолах внутренних двигателей. Слив можно производить самотеком при открытом кране заправки бака № 12; для ускорения разрешается включать насосы подкачки и перекачки из II группы баков и бака № 12 при открытом кране перекачки бака № 12.

2. Конденсат сливается через следующие сливные точки:

- из бака № 8 — через сливной кран на нижней поверхности у разъема крыла (2 точки слива);

— через сливные краны на тройнике под баком № 9 и через сливные краны насосов перекачки ПНВ-2 (6 точек слива);

— из насосов подкачки — через сливные краны насосов ПНВ-2 (4 точки слива);

— из трубопровода перекачки — через основной сливной кран II группы баков (2 точки слива);

— из трубопроводов питания и кольцевания — через сливной кран на трубе в носке центроплана у борта фюзеляжа (2 точки слива);

— из топливных фильтров и трубопроводов у двигателей — через сливные краны на фильтрах (8 точек слива);

— из насоса перекачки бака № 2 — через сливной кран насоса (2 точки слива);

— из баков № 1 — через краны на плитах крепления насосов ПНВ-2 (2 точки слива);

— из бака № 12 — через два сливных крана на нижней поверхности крыла и два сливных крана на трубопроводе перекачки.

В процессе эксплуатации следить за герметичностью и надежностью всех соединений и креплений трубопроводов и шлангов топливной системы, для чего тщательно их осматривать. Следить также за состоянием выводов дренажей баков предохранительных дренажных клапанов, особенно зимой, не допуская забивания снегом или обледенения их. Не допускать течи топлива из дренажных труб топливной системы.

6.7. МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА

1. В маслобаки заправлять маслосмесь СМ-4,5, составленную (по объему) из 75 % масла МК-8, МК-8П или МС-8П, МС-8РК и 25 % масла МС-20 или МК-22; масло МН-7,5У.

Примечания: 1. В случае необходимости разрешается при заправке маслобака смешивать между собой масла МК-8, МК-8П, МС-8П, МС-8РК, а также масла МС-20, МК-22 в любых пропорциях, но так, чтобы окончательная смесь состояла из 75 % (по объему) чистого масла МК-8, МК-8П, МС-8П, МС-8РК (или их смеси) и 25 % (по объему) чистого масла МС-20 или МК-22 (или их смеси).

2. Смешение маслосмеси СМ-4,5 с маслом МН-7,5У не допускается. При замене маслосмеси СМ-4,5 на масло МН-7,5У и наоборот промывка маслосистемы не требуется.

2. Перед заправкой проверить наличие паспорта у маслозаправщика и соответствие масла паспорту, а также чистоту заправочного шланга.

томат» и «Ручное управление». При запуске двигателей, рулении и в полете переключатели должны стоять в положении «Автомат».

В случае значительных колебаний стрелки указателя положения створок маслорадиаторов или отказа автоматического управления заслонкой маслорадиатора необходимо перейти на ручное управление, поддерживая рекомендуемую температуру масла на входе в двигатель.

Предупреждение. На самолетах, оборудованных новой системой автоматического регулирования температуры масла АРТМ-64 вместо АРТМ-52 рекомендуется в целях предотвращения перегрева элементов коробки управления (изд. 467-4) и преждевременной выработки их ресурса выключать систему (переключатель системы устанавливать в нейтральное положение) сразу же после выключения двигателя и включать ее в режим «Автомат» перед запуском двигателя.

6.7.2. Слив масла из маслосистемы

1. Слив масла из маслобака и флюгерного насоса производить, через краны слива, а из маслорадиатора — через сливную пробку.

2. Слив масла из двигателя производить:

- через кран слива на лобовом картере;
- через пробку слива на крышке маслоагрегата;
- через кран на корпусе маслофильтров откачки масла от средней и задней опор ротора двигателя.

После слива закрыть все сливные краны и пробки. Сливные краны закрывать только от руки. После их закрытия сливные пробки законтрить.

При эксплуатации масляной системы следить за герметичностью и надежностью всех соединений и креплений трубопроводов, чистотой выводов дренажа баков, особенно зимой, для чего тщательно их осматривать.

6.8. ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

1. Обогрев приемников ППД включается за 1 — 2 мин до начала разбега, при нулевых и отрицательных температурах воздуха — за 3 мин.

Перед взлетом в условиях обледенения или снегопада, после снятия чехлов с приемников ППД, включить их обогрев после запуска двигателей педалью — началом руления.

При задержке на предварительном старте более 10 мин. выключите обогрев ППД для охлаждения приемников и включите его за 3 мин до начала разбега.

2. Перед взлетом на исполнительном старте переключить курсовую систему в режим ГПК. Установить самолет как можно более точно в направлении оси ВПП и выставить показания УШ курсовой системы и ГПК-52-АП по МК ВПП.

Примечание. Показания УШ курсовой системы и гироскопа ГПК-52АП будут стабильными только в том случае, если с момента включения их прошло 5—6 мин. Это время необходимо для того, чтобы гироскоп набрал полное число оборотов, а оси гироскопов курсовой системы гироскопа ГПК-52АП заняли горизонтальное положение. Если температура воздуха в месте расположения гироскопов курсовой системы и гироскопа ГПК-52АП ниже —30°C, время их готовности составляет 6 мин.

6.8.1. Применение курсовой системы и астрокомаса ДАК-ДБ-5 в полете

Курсовая система служит для определения различных курсов самолета, курсовых углов, истинных и магнитных пеленгов радиостанций. В полете она может быть включена в один из режимов: магнитной коррекция «МК», астрокоррекция «АК» или в режим «ГПК». Основным режимом работы курсовой системы в полете — режим «ГПК».

1. В режимах «МК» и «АК» пользоваться кнопкой ускоренного согласования нужно только после перехода курсовой системы с режима работы «ГПК» на режим «МК» или «АК».

При включении противообледенительной системы хвостового оперения курсовую систему из режима «МК» обязательно переводить в режим «ГПК».

2. Для выполнения полета в режиме «ГПК» необходимо:

- переключатель режимов работы на пульте управления установить в положение «ГПК»;
- шкалу широтной коррекции установить на значение средней широты района полета;
- на УШ установить курс первого участка маршрута.

3. Режим «АК» может быть использован:

- для эпизодического отсчета истинного курса в целях контроля показаний магнитного курса при работе курсовой системы в режиме «МК» или заданного курса при работе в режиме «ГПК»;

— для непрерывной выработки курса при полете по ортодромии.

Предупреждение. В дневных полетах при видимости солнца астрокомпас должен быть всегда включен. Выключение его приводит к несимметричной выработке фотоэлементов и значительным ошибкам в измерении истинного курса самолета.

4. Для эпизодического определения истинного курса в полете при работе курсовой системы в режиме «АК» необходимо выполнить следующее:

— нажать 2—3 раза кнопку «Подзавод» на лицевой панели вычислителя;

— установить на шкалах вычислителя склонение и гринвичский часовой угол солнца для текущего момента времени, широту и долготу места самолета;

— установить на путевом корректоре стрелки «Скорость» и «Путь» на нуль.

5. Для определения курса при полете по ортодромии при работе курсовой системы в режиме «АК» необходимо выполнить следующее:

— перед вылетом проверить включение астрокомпаса и нажать 2—3 раза кнопку «Подзавод»;

— в полете до прохода исходного пункта маршрута (ИПМ) установить на шкалах вычислителя координаты солнца (δ , $t_{\text{гр}}$) и географические координаты точки ИПМ (ϕ , λ);

— в момент прохода точки ИПМ установить на путевом корректоре расчетное или измеренное значение путевого скорости;

— для следования по заданной ортодромии развернуть самолет по курсу так, чтобы показание УШ было равно истинному путевому углу ортодромии в точке ИПМ минус угол сноса;

— в дальнейшем в полете поддерживать указанное в предыдущем пункте значение курса, периодически уточняя угол сноса, путевую скорость и расстояние от ИПМ, и в соответствии с этим исправлять курс и показания стрелок на путевом корректоре;

— расчетная для прибора длина отрезка ортодромии составляет 1000 — 1200 км, поэтому при переходе на новый отрезок ортодромии необходимо показания путевого корректора сбросить на нуль, определить по карте новое значение истинного путевого угла ортодромии, установить на вычислителе географические координаты по-

вой точки ИПМ (с учетом угла сноса), развернуть самолет по новому курсу; в дальнейшем путевой корректор будет вести счисление пройденного расстояния от новой точки, координаты которой установлены на шкалах вычислителя.

6. В случае отказа УШ необходимо переключатель астрокомпаса ДАК-ДБ-5 установить на «астродатчик» и контролировать курс: штурману — по указателю УГА-1У, летчикам — по указателям УК-1. При этом следует помнить, что показания УК-1 и УГА-1У (стрелка «А») правильны только в прямолинейном горизонтальном полете.

7. В модифицированных астрокомпасах ДАК-ДБ-5В, позволяющих измерять истинный курс самолета как в северном, так и в южном полушарии, шторка переключателя должна быть сдвинута влево (под буквой «С» появится белый кружок), а при полетах в южном полушарии — вправо (под буквой «Ю» появится красный кружок).

8. После посадки самолета питание курсовой системы, автопилота и остальных гиросприборов не выключать до заруливания самолета на стоянку.

6.8.2. Использование приборного оборудования при полетах в сложных метеоусловиях и ночью

Взлет самолета разрешается производить только по истечении времени готовности к работе гироскопических приборов.

При несвоевременном включении приборов перед взлетом, когда гироскопы не набрали еще полного числа оборотов, авиагоризонты, гировертикали и гироскопы курсовой системы в результате воздействия на взлете продольных ускорений на маятниковые переключатели могут иметь значительные ошибки.

Ошибки авиагоризонтов по тангажу (вследствие действия продольных ускорений) при первом развороте самолета на угол 90° переходят в ошибки по крену. Эти ошибки тем больше, чем меньше скорость вращения гироскопа. Поэтому в целях обеспечения безопасности полетов необходимо взлет самолета производить только по истечении времени готовности к работе авиагоризонтов, гировертикалей и гироскопов курсовой системы, в течение которого гироскопы успевают набрать номинальную скорость вращения (примерно 22000—22500 об/мин).

Время готовности самолета Ил-18 к вылету после включения авиагоризонтов, гировертикалей и гироскопов курсовой системы составляет при температурах в пассажирской кабине $+20^{\circ}\text{C}$ и выше — 3 мин, при температурах от $+19$ до -30° — 5 мин, при температурах от -31 до -60°C — 6 мин.

На исполнительный старт самолету разрешается выруливать через 3 мин после арретирования ЦГВ-4. Кнопку «Арретир ЦГВ», включающую систему ускоренного восстановления прибора, необходимо нажать после запуска ЦГВ на 40—60 сек или 2—3 раза, но длительность каждого нажатия должна быть не менее 10—15 сек.

На самолетах, оборудованных системой «Путь», эти кнопки расположены на указателях ПП-1ПМ, на самолетах старых серий с авиагоризонтом АГБ-2 — на панели приборной доски летчиков. Нормальный запуск резервного авиагоризонта АГД-1С осуществляется путем включения питания 27 в постоянного тока и затем 36 в 400 Гц переменного тока. После включения постоянного тока загорается лампа арретирования на лицевой части указателя горизонта АГД-1С. После включения переменного тока и после окончания цикла арретирования (оси гироскопа приведены к осям самолета, гироскоп разарретирован) сигнальная лампа гаснет.

Предупреждение. В полете пользоваться кнопкой арретирования резервного авиагоризонта АГД-1С запрещается.

Нормальное включение резервного авиагоризонта АГД-1С обеспечивается при стояночных углах самолета по крену и тангажу не более $\pm 4^{\circ}$. Время готовности авиагоризонта АГД-1С к работе при температурах от $+50$ до -30°C — 1 мин, при температурах от -31 до -60°C — 1,5 мин.

После запуска двигателей проверить работу авиагоризонта АГД-1С при включении его на аварийное питание (от ПТ-125Ц) и, убедившись, что он работает правильно, оставить его включенным на аварийном питании.

На самолетах с раздельным питанием авиагоризонтов убедиться, что правый ПП-75 с ЦГВ-4 и резервный авиагоризонт АГД-1С подключены соот-

ветственно к преобразователям ПТ-500Ц и ПТ-125Ц (горят зеленые лампы «Питание ЦГВ прав., основное от ПТ-500Ц» и «Питание АГД-1, основн. от ПТ-125Ц»). Если авиагоризонты подключены к бортовой сети (горят желтые лампы «Питание ЦГВ прав., резервн. от б/сети» и «Питание АГД-1, резервн. от б/сети»), бортрадисту необходимо выключить и снова включить выключатели питания правой ЦГВ и АГД-1С, при этом должны загореться зеленые лампы «Питание ЦГВ прав., основное от ПТ-500Ц» и «Питание АГД-1, основн. от ПТ-125Ц».

На самолетах, где установлены авиагоризонты АГБ-2, необходимо повернуть на приборах рукоятки запуска в крайнее левое положение до фиксированного положения — в зоне окна авиагоризонтов будет виден красный сигнальный флажок.

Как только гироскоп восстановится (планка горизонта и силуэт самолета займут горизонтальное положение), рукоятку запуска необходимо повернуть вправо до упора, при этом красный флажок уберется. Прибор готов к эксплуатации.

При рулении самолета по ровной бетонной полосе определять появление неисправностей в авиагоризонтах по показаниям дистанционных указателей ПП-1ПМ, которые при отказах в большинстве случаев сохраняют горизонтальное положение планки и силуэта самолета, трудно. Поэтому штурман должен при рулении во время поворотов самолета следить за изменением курса на указателях курсовой системы. Отсутствие изменения показаний указателей курсовой системы при разворотах во время руления свидетельствует о неисправности в электрических цепях питания всех гироскопов.

На исполнительном старте перед взлетом экипаж еще раз должен убедиться в том, что:

— силуэт самолета на всех авиагоризонтах занимает горизонтальное положение и совпадает с горизонтальной планкой (линией горизонта); при вращении ручки установки тангажа шкала тангажа должна отклоняться; проверив работоспособность указателя, установить шкалу тангажа на нуль;

— красные сигнальные флажки на авиагоризонтах АГБ-2 убраны (на самолетах, где установлены АГБ-2) и сигнализаторы исправности питания АГБ-3 убраны (на самолетах, где установлены авиагоризонты АГБ-3);

— красная сигнальная лампа на указателях АГД-1С и зеленая лампа сигнализации нормальной работы выключателей коррекции ВК-53РШ не горят.

На самолетах, доработанных по бюллетеню № 907-ДМ, две зеленые лампы не горят.

Примечание. На самолетах, оборудованных тремя выключателями коррекции, сигнализация их работы отсутствует;

— при повороте задатчика курса на пульте управления курсовой системы курсы на указателях изменяются и выставлены равными МК взлета.

Если не выполнено хотя бы одно из указанных положений, взлет производить запрещается.

После взлета на высоте не ниже 100 м рекомендуется убедиться в работоспособности авиагоризонтов и ЭУП путем покачивания самолета с креном не более 5° и сравнения их показаний. На всех прямолинейных режимах полета балансировать самолет по крену и тангажу, снимая усилия на штурвале триммерами. В полете командиру корабля и второму пилоту периодически сравнивать показания по крену и тангажу основного и резервного авиагоризонтов с ЭУП-53 и вариометром для подтверждения их исправности.

Примечания: При сравнении показаний по крену авиагоризонта с показаниями ЭУП необходимо учитывать, что:

- а) сравнение допустимо при отсутствии скольжения («шарик» ЭУП в центре);
- б) с увеличением скорости полета отклонения стрелки ЭУП при развороте с одним и тем же креном уменьшаются;
- в) вывод самолета из крена по показаниям ЭУП необходимо производить координированно («шарик» в центре), уменьшая отклонение элеронов по мере приближения стрелки ЭУП к нулевому положению;
- г) после выполнения длительных разворотов и перехода в горизонтальный полет авиагоризонты, особенно АГД-1С, могут иметь послевиражные ошибки, автоматически устраняемые в горизонтальном полете со скоростью коррекции примерно 2 град/мин для основных авиагоризонтов и 5 град/мин для АГД-1С.

В этом случае по окончании разворота в горизонтальном полете в течение времени восстановления в показаниях авиагоризонтов допускается разница до 5° .

По окончании набора высоты при нормальной работе авиагоризонтов, если полет продолжается в облаках, необходимо непрерывно контролировать показания пилотажных приборов по показаниям дублирующих приборов, чтобы своевременно определить их отказ.

На самолетах с отдельным питанием авиагоризонтов:

— если в полете загорятся желтые лампы «Питание ЦГВ прав., резервн. от б/сети» или (и) «Питание АГД-1, резервн. от б/сети», необходимо повысить контроль за показаниями авиагоризонтов, систематически сравнивая их с показаниями ЭУП, НКП-4, вариометра и высотомера.

Предупреждение. При загорании ламп «Питание ЦГВ прав., резервн. от б/сети» и «Питание АГД-1, резервн. от б/сети» запрещается выключать выключатели питания авиагоризонтов «Питание ЦГВ прав.» и «Питание АГД-1».

В случае появления недостатков в работе авиагоризонтов необходимо создать условия для максимального использования естественного горизонта (выключить освещение кабины в ночное время и др.).

Предупреждение. В полете запрещается пользоваться кнопками «Арретир» приборов ПП-1ПМ или ПП-75.

На самолетах, доработанных по бюллетеню № 907-ДМ:

— если при скорости менее 280 км/ч (взлет, заход на посадку) угол крена достигает $15^\circ \pm 1,5^\circ$, то загорятся табло «Велик крен лев.» или «Велик крен прав.» (звонок не будет звенеть);

— если скорость полета превысит 280 км/ч, то те же табло загорятся при углах крена $32^\circ \pm 2^\circ$;

При срабатывании сигнализации предельных кренов командиру корабля необходимо убедиться в исправности основного и резервного авиагоризонтов (см. п. 5.19) и уменьшить крен по исправному авиагоризонту.

Предупреждение. Вывод самолета из крена только по сигналу «Крен велик» ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

Примечание. Сигнализация предельных кренов автоматически отключается при нарушении питания АГД-1С и загорании лампы, сигнализирующей его отказ по питанию.

На самолетах с БКК-18 при отказе АГД-1С сигнализация предельных кренов работает от БКК-18;

— работу выключателей коррекции ВК-53 РШ контролируют лампы «РАБОТА НА ВИРАЖЕ ОСН. РЕЗ.», которые при исправной их работе должны загораться через 3—15 сек после начала разворота.

Отказ выключателей коррекции определяется:

- а) по незагоранию лампы сигнализации в развороте;
- б) по загоранию лампы сигнализации в горизонтальном полете.

При отказе резервного выключателя коррекции необходимо выключить АЗС-2 «Выключатель коррекции, резервн.» на ЦРЦ постоянного тока штурмана.

При отказе основного выключателя коррекции необходимо переключатель питания АГД-1 поставить в положение «ОСНОВНОЕ» и выключить АЗС-2 «Выключатель коррекции основн.». При этом выключение коррекции обеспечивается исправным ВК.

При установке на самолете Ил-18 трех выключателей коррекции каждый работает на один авиагоризонт и составляет с ним как бы единое целое. В данном варианте отсутствует сигнализация отказов выключателей коррекции.

Во всех случаях отказы авиагоризонтов определяются путем сравнения их показаний с показаниями ЭУП и курсовой системы в соответствии с рекомендациями разделов 3.8, 3.9 и 4.1.

В случае отказа (вследствие обледенения или закупорки) динамической проводки левого приемника

(ППД) переключить питание динамической системы с помощью крана на правый приемник (ППД). Ручку крана следует поворачивать по ходу часовой стрелки, предварительно разорвав контровку до срабатывания защелки, фиксирующей правильное положение крана.

При таком положении крана все указатели скорости будут работать от правого приемника (ППД).

В случае отказа правого приемника (ППД) не будут работать указатели скорости правого пилота и штурмана и навигационный индикатор. При этом ручку крана динамической системы не вращать, а только убедиться, что она правильно установлена на левый приемник (ППД). В этом случае будут

работать указатель скорости и указатель числа М левого пилота.

При отказе статических приемников, питающих приборы левого пилота, необходимо ручку крана статической системы на левом борту повернуть по ходу часовой стрелки и поставить в положение «Резерв.» до срабатывания защелки, фиксирующей правильное положение крана.

При новом положении ручки статическое питание анероидно-мембранных приборов будет осуществляться от второй пары статических приемников. Если и в этом случае приборы не будут работать, то необходимо дополнительно повернуть ручку аварийного крана статической системы на правом борту по ходу часовой стрелки и поставить ее в положение «Аварийн.». При этом положении ручки крана питание анероидно-мембранных приборов будет осуществляться от статического приемника, установленного в негерметичной части носового отсека фюзеляжа.

При включении аварийной статики следует учитывать, что показания указателей скорости на планировании ($V_{пр}=250—300$ км/ч) увеличиваются на 5—10 км/ч, а на крейсерских скоростях на 5—15 км/ч.

После посадки самолета выключить обогрев приемников воздушного давления.

На самолетах, на которых установлены авиагоризонты АГБ-3, при подготовке к вылету, перед запуском двигателей необходимо произвести арретирование этих авиагоризонтов с помощью кнопок «Нажать перед пуском», находящихся на фланцах приборов.

ВНИМАНИЕ! Арретирование АГБ-3 производится до включения питания авиагоризонта. Перед арретированием убедитесь в том, что АЗС «АГБ-3 лев.», «АГБ-3 прав.» на ЦРЦ штурмана выключены АЗР «Пит. ПТ-1000 ЦС» выключен.

Нажать кнопку «Нажать перед пуском». После вращения кнопки в исходное положение подать питание на авиагоризонт. После включения питания АГБ-3 должен убраться сигнализатор исправности питания.

После посадки во избежание разрядки бортовых аккумуляторов установить переключатель «Питан. АГД-1» в положение «Осн.», предварительно откинув предохранительный колпачок.

6.8.3. Автопилот АП-6Е

6.8.3.1. Проверка автопилота

Для проверки работоспособности автопилота необходимо:

1. Расстопорить рули и 6—8 раз отклонить их вручную до механических упоров. Органы управления при этом должны перемещаться без заеданий.

2. Включить аэродромный источник питания и установить выключатель «Обогрев АП» в положение «Включено».

3. Включить преобразователь ПТ-1000Ц.

На самолетах с отдельным питанием авиагоризонтов включить ПТ-1000Ц и ПТ-500Ц и, убедившись, что выключатель «Подгот.» на пульте управления автопилота находится в положении «Откл. АП», включить питание автопилота и курсовой системы.

4. Нажать на 30—40 сек кнопку арретира ЦГВ (приборов ПП-1ПМ (ПП-75) и проследить за восстановлением гировертикали по указателю горизонта.

Допускается 2—3 повторных нажатия кнопки.

Сравнить показания указателя УГ (ПП-1ПМ) (ПП-75) с показаниями АГБ-2 или АГБ-3 (АГД-1С).

Затем повторить эту проверку с резервной гировертикалью и вновь установить переключатель гировертикали в положение «Основная ЦГВ».

5. Согласовать курсовую систему.

6. Убедившись, что рукоятки «Разворот», «Спуск — Подъем» и «Крен» на пульте управления автопилотом находятся в среднем положении, а выключатели «Продольн.», «Поперечн.» включены, установить органы уп-

равления в положение, близкое к нейтральному, включить выключатель «Подгот.» и проверить работу автомата центрирования.

Центрирование каналов автопилота считается законченным, если загорается зеленая лампа «Готовн. Вкл.».

АП». Если лампа не загорается, попытаться зажечь ее незначительным поворотом штурвала.

7. Убедившись, что все каналы автопилота отцентрированы (зеленая лампа «Готовн. Вкл. АП» горит непрерывно или мигает), включить выключатель «Вкл. АП» (нажать кнопку). При этом рули должны зафиксироваться, сигнальная лампа «Готовн. Вкл. АП» должна погаснуть, синяя лампа «Готовн. Вкл. КВ» должна гореть.

Приложив усилия к органам управления, убедиться, что рулевые машины автопилота включены.

8. Проверить работу рукоятки «Разворот», для чего:

- повернуть рукоятку вправо до первого, затем до второго упора; штурвал должен отклониться вправо, правая педаль — отклониться вперед;

- повернуть рукоятку влево до первого, затем до второго упора; штурвал и педали должны отклониться в обратном направлении;

- установить рукоятку «Разворот» в нейтральное положение.

Примечание. Перемещение рукоятки до второго упора дальнейшего отклонения органов управления не вызывает, так как срабатывают концевые выключатели.

9. Проверить работу рукоятки «Крен», для чего повернуть ее вправо (влево); штурвал при этом должен отклоняться вправо (влево). Рукоятку поставить в среднее положение.

10. Проверить работу рукоятки «Спуск — Подъем», для чего:

- повернуть рукоятку в сторону «Спуск»; колонка должна отклониться вперед;

- повернуть рукоятку в сторону «Подъем»; колонка должна отклониться назад;

- установить рукоятку в нейтральное положение.

11. Проверить включение корректора высоты, для чего при горящей синей лампе «Готовн. Вкл. КВ» нажать кнопку «Корр. выс». Лампа должна погаснуть, что свидетельствует о включении корректора высоты; колонка штурвала при этом не должна отклоняться.

12. Проверить работу кнопки быстрого отключения «АП», для чего:

- удерживая органы управления вручную, нажать кнопку, расположенную на левом штурвале; рули са-

молета должны мгновенно освободиться от управления автопилотом;

- выключить выключатель «Подгот.» на пульте управления и при нейтральном положении рулей снова включить автопилот;

- повторить проверку от кнопки, расположенной на правом штурвале.

Примечание. При нажатии на кнопку быстрого отключения на левом или правом штурвале включается сирена. Для выключения sireны необходимо выключить «Подг. АП» на пульте управления автопилотом.

Включить автопилот. Приложить усилие к колонке штурвала 32—45 кгс. При этом отключится продольный канал автопилота и кратковременно прозвучит сирена.

Приложить усилие к штурвалу 20—35 кгс. При этом отключится боковой канал автопилота и одновременно прозвучит сирена.

Включить автопилот. Приложить усилия к педалям 65 —90 кгс. При этом отключится боковой канал автопилота и кратковременно прозвучит сирена.

13. Выключить выключатели «Подгот.», «Попер.» и «Прод.» на пульте управления автопилотом..

6.8.3.2. Использование автопилота в полете

Автопилот можно включать в режиме набора высоты. горизонтального полета и снижения, но на высоте — не менее 1000 м, а при облачности — за облаками при видимости естественного горизонта.

Автопилот включать в такой последовательности:

1. Убедиться в том, что:

- рукоятки управления «Разворот» и «Спуск — Подъем» находятся в нейтральном положении, рукоятка «Крен» — в положение «0»;

- шторки сигнальных ламп на пульте управления открыты;

- АЗС системы аварийного отключения автопилота на верхнем пульте щитка штурмана включены.

Примечание. Выключатель автомата триммирования «Авт. тримм.» на пульте управления автопилотом не подключен и может находиться в любом положении.

2. Сбалансировать самолет триммерами в установившемся режиме набора высоты (или в любом другом прямолинейном режиме полета) и включить выключатели «Подгот.», «Попер.» и «Прод.». При этом должны загореться лампы «Готовн. Вкл. АП» и «Готовн. Вкл. КВ».

3. Если зеленая лампа на пульте управления не загорается, то, поворачивая рукоятку «Крен» на пульте управления, добиться ее загорания. В некоторых случаях, если через 3—4 сек. зеленая лампа не загорится, центрировать канал «Крен» целесообразно не ручкой центрирования «Крен» (она должна находиться в положении, близком к «0»), а незначительным отклонением элеронов (в пределах 1—2°) с одновременным триммированием самолета.

Шарик указателя скольжения при этом должен находиться в центре.

4. При горящей (мигающей) зеленой лампе «Готовн. Вкл. АП» включить выключатель (нажать кнопку) «Вкл. АП». При этом лампа должна погаснуть, а самолет —

выполнять режим полета, который был в момент включения автопилота.

5. Приложив усилие к органам управления, убедится, что рулевые машины автопилота включены.

Предупреждения. 1. При негорящей лампе «Готовн. Вкл. АП» включать автопилот запрещается.

2. В момент включения автопилота необходимо удерживать органы управления самолетом. В полете с включенным автопилотом один из пилотов обязан непрерывно контролировать работу автопилота.

3. В неуставившемся режиме полета (разгоны, торможения и т. п.) автопилот включать запрещается.

4. Если в момент включения автопилота самолет начнет резко изменять заданный режим полета, необходимо нажатием кнопки быстрого отключения, расположенной на штурвале (левого и правого пилотов), отключить автопилот, выключить выключатель «Подгот.» и проверить правильность положения рукояток и выключателей на пульте управления автопилотом, сбалансировать самолет и повторно включить автопилот. Если дефект повторится, дальнейшее включение автопилота в полете запрещается. Если при полете с включенным автопилотом самолет начнет резко менять заданный режим, необходимо его выключить и продолжать полет без автопилота.

5. Отключать автопилот рекомендуется при том же режиме полета, при котором его включали (набор высоты, снижение или горизонтальный полет). В ином случае может произойти незначительный рывок самолета из-за появившейся нагрузки на рулях.

6. Если автопилот был включен в наборе высоты, то по достижении высоты эшелона выключить его, поставить рукоятки «Разворот», «Спуск—Подъем» и «Крен» на пульте управления в нейтральное положение, сбалансировать самолет триммерами при горизонтальном полете и вновь включить автопилот.

7. Для включения корректора высоты в прямолинейном горизонтальном полете необходимо при горящей синей лампе «Готовн. Вкл. КВ» нажать кнопку «Корр. выс». При этом синяя лампа погаснет и автопилот будет автоматически выдерживать заданную высоту полета, соответствующую высоте включения корректора.

8. При управлении самолетом от автопилота по высоте с помощью ручки управления «Спуск—Подъем» корректор высоты автоматически отключается.

Предупреждение. Если синяя лампа «Готовн. Вкл. КВ» не горит, корректор высоты включать запрещается.

9. При необходимости изменения режима полета по скорости и при продолжительности полета более 2 ч. от-

ключить автопилот, сбалансировать самолет триммерами и снова включить автопилот.

Предупреждения. 1. Отклонять триммеры при включенном автопилоте запрещается.

2. Через каждые 15—2 ч полета переключать автопилот, снижая усилия механическим триммером руля высоты.

10. Корректировку показаний гироскопа ГПК-52-АП производить через 1—1,5 ч полета по ортодромии; корректировку по широте вводить через каждые 2° изменения ее в полете.

Предупреждение. При необходимости нагрузки, создаваемой рулевыми машинками включенного автопилота, можно предостеречь элероны и рулю высоты усилием одного летчика (порядка соответственно 25 и 40 кг), а по рулю направления — усилиями двух летчиков (порядка 80 кг).

6.8.3.3. Пользование ручьятками управления автопилотом

Управление самолетом с помощью автопилота по курсу и высоте осуществляет командир корабля или второй пилот ручьятками «Разворот» и «Спуск—Подъем», размещенными на пульте управления.

1. При повороте ручьятки «Разворот» влево (вправо) самолет входит в левый (правый) координированный разворот. Разворот продолжается до тех пор, пока ручьятка находится в отклоненном положении. Угол крена самолета при развороте определяется величиной отклонения ручьятки от нейтрального положения. Максимальный угол крена самолета при отклонении ручьятки до первого упора составляет 15°, при отклонении до второго упора — 20—25°.

2. При повороте ручьятки «Спуск—Подъем» на себя или от себя самолет переходит соответственно на набор высоты или снижение. При этом корректор высоты, если он был включен, выключается.

Максимальный угол тангажа при снижении и наборе высоты при полном отклонении ручьятки «Спуск—Подъем» составляет 17°.

3. Для вывода самолета в горизонтальный полет необходимо ручьятку «Спуск—Подъем» перевести в нейтральное положение.

4. При повороте ручьятки «Разворот» вправо или влево, ручьятки «Спуск—Подъем» на себя или от себя самолет будет выполнять соответственно правую восхо-

дущую (нисходящую) или левую восходящую (нисходящую) спираль.

5. Если при полете с включенным автопилотом возникают колебания или подергивания самолета по тангажу или крену, необходимо автопилот выключить, включить резервную гировертикаль, проверить правильность ее работы по указателю УГ и затем вновь включить автопилот.

6. Снижение самолета с включенным автопилотом можно производить до высоты не менее 1000 м, затем нужно автопилот выключить и перейти на ручное управление самолетом.

Примечания: 1. Автопилот отключается выключателем «Подгот.», расположенным на пульте управления, и нажатием кнопки быстрого отключения на штурвалах левого и правого пилотов. В случае отключения автопилота кнопкой быстрого отключения необходимо сразу же выключить выключатель «Подгот.».

Кроме того, автопилот может быть отключен АЗС-15 «Питание АП». Допускается раздельное отключение продольной и поперечной стабилизации выключателями, расположенными на пульте управления. Повторно включать продольную стабилизацию при рабочем автопилоте запрещается.

При необходимости повторного включения продольной стабилизации следует выключить автопилот и вновь включить его в обычном порядке.

2. Если после отключения автопилота рули самолета не освободились, следует автопилот отключить кнопкой аварийного отключения, установленной на центральном пульте.

3. На самолетах без БСУ-ЗП при нажатии на кнопку быстрого отключения на левом или правом штурвале включается сирена. Для выключения sireны необходимо выключить «Подг. АП» на пульте управления автопилотом.

7. В автопилотах АП-6Е, в комплекте которых вместо ГПК-52-АП установлен блок связи с курсовой системой (БС и КС), сигнал курса в каналы автопилота поступает от курсовой системы.

При полетах с включенным автопилотом при любых рассогласованиях между основными и резервными гироскопами курсовой системы в пределах $\pm 30^\circ$ любые переключения режимов работы КС-6 (с «МК» на «ГПК» и «АК» и наоборот) и гироскопов с «Осн.» на «Зап.» не вызывают ухода самолета с курса. При рассогласованиях между гироскопами более $\pm 30^\circ$ переключение на пульте КС-6 вызывает; координированный разворот самолета на угол от 1 до 7° по курсу. Для исключения ухода самолета с курса при больших (более $\pm 30^\circ$) рас-

согласованиях между гироагрегатами все переключения на пульте КС-6 необходимо производить при нажатой кнопке быстрого согласования.

Примечание. В случае нарушения балансировки самолёта по курсу при переключении гироагрегатов или при нажатии на кнопки быстрого согласования возможна некоторая перекладка органов управления самолетом за счет отключения автопилота от курсовой системы и приведения рулей к исходному балансировочному положению.

8. После посадки на аэродром выключить обогрев рулевых машин. Питание автопилота выключать только после заруливания самолета на стоянку.

6.8.4. Бортовая система управления заходом на посадку БСУ-ЗП

Система управления заходом на посадку БСУ-ЗП предназначена для решения следующих задач:

- автоматического и директорного режимов управления самолетом при заходе на посадку по сигналам радиотехнических систем СП-50, СП-50М или ИЛС до высоты 60 м (по курсу — с начала четвертого разворота, по продольному каналу — с момента входа в глиссаду);
- автоматической стабилизации углового положения самолета в пространстве и барометрической высоты полета, а также управления самолетом через автопилот во всем диапазоне эксплуатационных высот и скоростей, начиная с высоты 400 м.

Бортовая система управления БСУ-ЗП состоит из следующих составных частей:

- пилотажно-навигационная система «Путь-4МПА»;
- автопилот АП-6ЕМ-ЗП;
- автомат триммирования АТ-2 в канале руля высоты.

Каждая часть имеет элементы контроля нормальной работы, которые образуют систему контроля и сигнализации.

Пилотажно-навигационная система «Путь-4МПА» обеспечивает:

- управление самолетом по командным стрелкам пилотажных приборов ПП-1ПМ при заходе на посадку с момента начала четвертого разворота;
- выдачу командных сигналов в автопилот АП-6ЕМ-ЗП через блок связи БС-З;
- индикацию основных параметров положения самолета.

Пилотажно-навигационная система «Путь-4МПА» представляет собой комплекс взаимосвязанных агрегатов, необходимых для формирования сигналов управления самолетом и выдачи их летчику в виде отклонения командных стрелок пилотажных приборов ПП-1ПМ. Приборы ПП-1ПМ и НКП-4 в полете используются как индикаторы соответствующих параметров положения самолета.

Пилотирование в директорном режиме захода на посадку осуществляется по командным стрелкам приборов ПП-1ПМ. Командные стрелки дают команду на создание крена и тангажа определенной величины для вывода самолета на заданную курсовым и глиссадным радиомаяками траекторию полета.

При выдерживании командных стрелок в пределах центрального кружка прибора ПП-1ПМ самолет правильно выходит на заданную траекторию либо удерживается на ней.

При заходе на посадку по командным стрелкам система «Путь-4МПА» учитывает угол сноса до 20°, что обеспечивает полет самолета по заданной траектории с подобранным углом упреждения. В случае автоматического управления самолетом при заходе на посадку командные сигналы, вырабатываемые системой «Путь-4МПА», выдаются в автопилот через блок связи БС-З.

Автопилот АП-6ЕМ-ЗП обеспечивает:

- стабилизацию угловых положений самолета относительно центра тяжести на всех эксплуатационных режимах полета самолета, начиная с высоты 400 м, в том числе при разгоне и торможении;
- стабилизацию центра тяжести самолета относительно заданной траектории; при этом используются сигналы корректора высоты и команд пилотажно-навигационной системы «Путь-4МПА».

Автопилот можно включать в установившемся режиме набора высоты, горизонтального полета или снижения. После взлета включать автопилот разрешается на высоте не менее 400 м.

В маршрутном полете автопилот АП-6ЕМ-ЗП, используя сигналы гировертикали, корректора высоты, курсовой системы и датчика угловых скоростей по крену, курсу и тангажу, стабилизирует крен, курс, тангаж самолета и барометрическую высоту полета.

При управлении рукоятками «Разворот» или «Спуск—Подъем» пилот может ввести самолет в крен до 22° или изменить угол тангажа на величину до 10° , т. е. может выполнять маневрирование в горизонтальной и вертикальной плоскостях.

В процессе построения предпосадочного маневра при выпуске шасси и закрылков в режиме стабилизации высоты автопилот стабилизирует исходную высоту полета.

Выпуск закрылков «а угол 15° и довыпуск их на угол 30° под автопилотом сопровождается некоторым уменьшением скорости и кратковременным увеличением высоты до 25 м.

В автоматическом режиме захода на посадку управление самолетом в боковом и продольном движении осуществляется автопилотом по сигналам управления, выдаваемым пилотажно-навигационной системой и датчиками автопилота.

Автомат триммирования АТ-2 обеспечивает индикацию и автоматическое снятие усилий в системе управления рулем высоты, возникающих при изменении режима полета и центровки самолета.

Автомат триммирования включается одновременно с включением продольного канала автопилота и работает на протяжении всего полета с включенным автопилотом. При выполнении автоматического захода на посадку автомат триммирования отключается одновременно с отключением автопилота кнопкой быстрого отключения.

Система БСУ-ЗП позволяет осуществлять комбинированное управление самолетом при заходе на посадку:

— по курсу — автоматически, по глиссаде — по директорской стрелке;

— по курсу — по директорной стрелке, по глиссаде — автоматически.

Возможно также сочетание автоматического управления по одному каналу с пилотированием по планкам положения — по другому каналу.

Контроль за работой БСУ-ЗП осуществляет экипаж по приборам ИП-ИМ, АГД-1, ЭУП-53, НКП-4, вариометру и высотометру. Кроме того, при работе БСУ-ЗП предусмотрены следующие меры обеспечения безопасности полетов (размещение и порядок срабатывания элементов сигнализации при отказах указаны в табл. 18, 19, 20):

Таблица 19
Сигнализация отказов БСУ-ЗП и Курс-МП-1 при директорном заходе на посадку

Отказы	Таблю				Прибор НКП-4		Шток «Курс-МП-1»				
	«ЦГВ»	«Путь—бок.»	«Путь—прод.»	«КРП»	«ГРП»	бленкер курса	бленкер глиссады	К ₁	К ₂	Г ₁	Г ₂
Исходное положение элементов сигнализации											
	не горит	не горит	не горит	не горит	не горит	закрыты	не горят				
Рассогласование ЦГВ по крену более чем на 10°	Горит	Горит									Горит
Рассогласование ЦГВ по тангажу более чем на 5°	Горит		Горит								
Рассогласование командных стрелок более чем на 6 мм бокового канала системы «Путь-4МПА».		Горит									
Рассогласование командных стрелок более чем на 6 мм продольного канала системы «Путь-4МПА».			Горит								
Отказ обеих комплектов Курс-МП-1 (или наземных маяков) по курсу.				Горит			Открыт		Горит	Горит	Горит
Отказ обеих комплектов Курс-МП-1 (или наземных маяков) по глиссаде.							Открыт				Открыт

Таблица 20

Сигнализация отказов БСУ-3П в режимах стабилизации и управления самолетом через автопилот

Сигнализация отказов ВСУ-ЭИ в режиме «Сигнализация»	Отказы	Сирена	Табло				Пульт управления автопилотом			Сигнальная лампа «УАТ-3», табло «АТ-2»		
			«АП — бак.»	«АП — прод.»	«ЦГВ»	«КВ»	блексер		Кнопка-лампа «КВ»			
							попереч. продольной стабилизации	близина				
											Исходное положение элементов сигнализации	
											не горит	горит
Отказ продольного канала автопилота	Звучит	Горит	Горит	Гаснет	Откл.	Откл.	Гаснет	Горит	Горит			
Отказ бокового канала автопилота	Звучит	Горит	Горит	Гаснет	Откл.	Откл.	Гаснет	Горит	Горит			
Отказ питания автопилота по постоянному и переменному току.	Звучит	Горит	Горит	Гаснет	Откл.	Откл.	Гаснет	Горит	Горит			
Рассогласование ЦГВ по крену более чем на 10°	Звучит	Горит	Горит	Гаснет	Откл.	Откл.	Гаснет	Горит	Горит			
Рассогласование ЦГВ по тангажу более чем на 5°	Звучит	Горит	Горит	Гаснет	Откл.	Откл.	Гаснет	Горит	Горит			
Отказ автотриммера.	Звучит	Горит	Горит	Гаснет	Откл.	Откл.	Гаснет	Горит	Горит			

- Отключение автопилота летчиком:
 - кнопками быстрого отключения, расположенными на штурвалах обоих летчиков;
 - тумблером «Подг. АП» на пульте управления автопилотом;
 - пересиливанием рулевых машин; отключение автопилота осуществляется через 1,5 сек блоком контроля БК-4; усилия пересиливания при этом составляют: по элеронам 20—35 кг, по рулю высоты 32—45 кг;
 - кнопкой аварийного отключения (механическое расцепление рулевых машин от системы управления с помощью пиропатронов).
- Ограничение отклонения рулей:
 - «плавающим» концевым ограничителем руля высоты;
 - фиксированными концевыми выключателями;
 - ограничением тяговых усилий рулевых машин.
- Автоматический контроль работы автопилота блоком контроля БК-4.
- Автоматический контроль питания автопилота по постоянному и переменному току.
- Автоматический контроль работы центральных гировертикалей ЦГВ-4 при рассогласовании их показаний (переключатель ЦГВ установлен в положение «Нейтрально» — на самолетах без БКК-18).
- Автоматический контроль работы центральной гировертикали ЦГВ-4 и АГД-1 при рассогласовании их показаний (переключатель ЦГВ установлен в крайнее положение).
- Автоматическое отключение автопилота на высотах более 200 м (до истечения 50 сек после нажатия кнопки лампы «Глисс») при кренах самолета более 30°.
- Автоматическое отключение автопилота на высотах менее 200 м (по истечении 50 сек после нажатия кнопки лампы «Глисс») при кренах самолета более 15°.
- Автоматическое отключение продольного канала автопилота при превышении числа М.
- Контроль работы системы «Путь-4МПА» блоком БК-6 при рассогласовании командных стрелок более 6+2 мм.
- Контроль работы автотриммера.
- Возможность пересиливания триммерного механизма со срезанием специальной шпильки, если авто-

триммер не отключается кнопкой быстрого отключения автопилота и выключателем АТ-2.

13. Проверка летчиком исправности системы контроля автопилота и системы контроля «Путь-4МПА» от кнопки «Тест—Контроль» на любом участке полета.

6.8.5. Пилотажно-навигационная система «Путь-4МП»

Пилотажно-навигационная система «Путь-4МП» предназначена для обеспечения захода на посадку в директорном режиме (по командным стрелкам) по сигналам радиотехнических систем СП-50, СП-50М или ИЛС до высоты 60 м.

Система «Путь-4МП» представляет собой комплекс взаимосвязанных агрегатов, необходимых для формирования сигналов управления самолетом и выдачи их летчику в виде отклонения командных стрелок пилотажных приборов ПП-1ПМ. Приборы ПП-1ПМ и НКП-4 в полете используются как индикаторы соответствующих параметров положения самолета.

Пилотирование в директорном режиме захода на посадку осуществляется по командным стрелкам приборов ПП-1ПМ. Эти стрелки дают команду на создание крена и тангажа определенной величины для вывода самолета на заданную курсовым и глиссадным радиомаяками траекторию полета. При выдерживании командных стрелок в пределах центрального кружка прибора ПП-1ПМ самолет правильно выходит на заданную траекторию или удерживается на ней.

При заходе на посадку по командным стрелкам система «Путь-4МП» учитывает угол сноса до 16°, что обеспечивает полет самолета с подобранным углом упреждения.

Примечание: На самолетах, оборудованных БКК-18, вместо пилотажных приборов ПП-1ПМ установлены приборы ПП-75 с бленкерной сигнализацией отказа авиагоризонта.

6.8.6. Измерение температуры наружного воздуха

Термометр наружного воздуха ТНВ-15 с помощью своего приемника измеряет температуру заторможенного потока, поэтому его показания всегда несколько превышают истинную температуру наружного воздуха.

Для определения истинной температуры наружного воздуха необходимо в показания прибора вводить поправку, определяемую по номограммам приложения 2.

6.8.7. Измерение величины перегрузок

После взлета, в режиме установившегося набора высоты, нажать кнопку акселерометра и убедиться, что все три стрелки (две красные и одна белая) установились против соответствующих делений.

В полете периодически контролировать эксплуатационные перегрузки по акселерометру, не допуская превышения величин, указанных в гл. 1, разд. 1.3. настоящего Руководства.

6.8.8. Авиагоризонты

На самолетах с блоком БКК-18 в качестве основных авиагоризонтов используются два указателя ПП-75 с двумя гировертикалями ЦГВ-4.

В качестве резервного авиагоризонта используется АГД-1С, состоящий из гиродатчика и указателя.

Для контроля показаний авиагоризонтов по крену на самолете установлен указатель поворота ЭУП-53 как вспомогательное средство. Указатель поворота реагирует на угловую скорость относительно вертикальной оси самолета. Если разворот координированный («шарик» указателя скольжения в центре), то показания указателя поворота зависят от скорости полета и угла крена самолета.

Основные и резервный авиагоризонты получают электропитание от независимых источников питания. Основной авиагоризонт ПП-75 с ЦГВ-4 командира корабля питается переменным током от резервированного источника — преобразователя ПТ-1000Ц (основного или резервного). При отказе основного преобразователя производится автоматическое переключение питания на резервный ПТ-1000Ц. Предусмотрена возможность ручного переключения преобразователей переключателем «Основной — Выкл. — Резервный» на щитке контроля энергетики переменного тока. Если включен резервный преобразователь, около переключателя горит желтая лампа. Основной авиагоризонт ПП-75 с ЦГВ-4 второго пилота питается переменным током от преобразователя ПТ-500Ц (горит зеленая лампа «Питание ЦГВ прав., основное от ПТ-500Ц»).

При отказе преобразователя ПТ-500Ц производится автоматическое переключение питания на преобразователь ПТ-1000Ц (основной или резервный), при этом загорается желтая лампа «Питание ЦГВ прав., резервн. от б/сети».

Резервный авиагоризонт АГД-1С питается от преобразователя ПТ-125Ц (горит зеленая лампа «Питание АГД-1, основн. от ПТ-125Ц»).

При отказе преобразователя ПТ-125Ц производится автоматическое переключение питания на преобразователь ПТ-1000Ц (основной или резервный), при этом горит желтая лампа «Питание АГД-1, резервн. от б/сети».

Ручное переключение питания правого ПП-75 и АГД-1С от преобразователей ПТ-500Ц и ПТ-125Ц соответственно на бортовую сеть (преобразователь ПТ-1000Ц) не предусмотрено.

Для определения отказов авиагоризонтов и их питания на самолете предусмотрена система контроля, которая обеспечивается с помощью блока контроля кренов БКК-18 и сигнализаторов нарушения питания СНП-1.

БКК-18 контролирует исправность основных авиагоризонтов ПП-75 и резервного авиагоризонта АГД-1С по каналу крена. Показания приборов по крену сравниваются между собой. Если угол крена, индицируемый каким-либо авиагоризонтом, отличается от соответствующих показаний двух других авиагоризонтов на $7+2^\circ$, то у отказавшего ПП-75 выпадает флажок «АГ». При отказе АГД-1С на его указателе загорается лампа и над обоими ПП-75 загорается табло «Отказ АГД-1».

При отказе одного из оставшихся двух авиагоризонтов («второй отказ») система контроля выдает сигнал об отказе всех трех авиагоризонтов, хотя один из них исправен, при этом загораются табло «Отказ АГД-1» над обоими ПП-75, выпадают флажки ПП-75, на указателе АГД-1С загорается лампа.

СНП-1 контролирует исправность электропитания ПП-75 и БКК-18 постоянным и переменным током. При отказе питания основных авиагоризонтов у соответствующего ПП-75 выпадает флажок.

При отказе питания БКК-18 загорается табло «Нет контроля АГ».

Исправность питания резервного авиагоризонта АГД-1С контролируется его гиродатчиком. При отказе питания АГД-1С загорается лампа на указателе АГД и табло «Отказ АГД-1» над двумя приборами ПП-75.

Сигнализация отказа АГД-1С («Отказ АГД-1» и лампа на указателе АГД-1С) включаются также при его арретировании после включения питания.

Примечание. Во время арретирования основных авиагоризонтов может появиться также флажок отказов ПП-75. Это зависит от начального положения осей гироскопов ЦГВ-4 перед включением питания.

6.9. ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ

6.9.1. При запуске двигателей на земле

1. Запуск двигателей производится от аэродромных источников электроэнергии (АПА-35-2М, АПА-50) или от бортовой турбогенераторной установки ТГ-16 (ТГ-16М).

2. Перед запуском необходимо убедиться в том, что: — бортовые аккумуляторы установлены на самолете.

Предупреждение. Без аккумуляторов производить запуск двигателей ЗАПРЕЩАЕТСЯ:

— источники электроэнергии включены в бортовую сеть, а напряжение в сети не выходит за пределы 28—29 а;

— все АЗС и АЗР (за исключением АЗС преобразователя ПО-1500) на ЦРЩ радиста и штурмана включены;

— аэродромный источник переменного тока выключен и его розетка отсоединена от бортовой сети самолета;

— выключатели генераторов СТГ-12ТМО поставлены в положение «Выключено».

3. После выхода каждого двигателя на режим «Земной малый газ» включить его генераторы СТГ-12ТМО.

После запуска всех двигателей от аэродромного источника переключатель «Аэродром — Борт» поставить в положение «Борт». Генераторы постоянного тока и аккумуляторы должны автоматически включиться. Затем

необходимо подать команду «Отключить аэродромный источник от самолета».

4. При опробовании двигателей отдельно проверить работу противообледенительной системы винтов и обогрева стекол, предварительно включив все генераторы переменного тока СГО-12 (СГО-8).

Контроль работы противообледенителей вести по миганию сигнальных ламп управляющих цепей и по показаниям амперметров. Амперметры генераторов переменного тока при включении противообледенителей винтов и коков должны показывать величину тока, соответствующую паспортным данным винта, а при включении обогрева всех четырех стекол — 15—18 А.

Предупреждение. Противообледенители винтов включать на время одного цикла при температуре наружного воздуха не выше +5°C. При более высоких температурах противообледенители проверять только в полете.

5. Для питания бортовой электросети самолета в наземных условиях использовать установку ТГ-16 (ТГ-16М), для чего:

— перед началом работы установки на бортсеть проверить количество масла в маслобаке — должно быть 3—3,5 л по шупу (мерной линейке);

— произвести запуск установки ТГ-16 (ТГ-16М);

— установить переключатель генератора на щитке ТГ-16 (ТГ-16М) в кабине самолета в положение «Включено»; на щитке ТГ-16 (ТГ-16М) должна загореться сигнальная лампа «Генератор включен», свидетельствующая о работе генератора на бортсеть.

При работе на бортсеть следить за следующими параметрами:

а) максимальная температура газов на рабочих оборотах, не более:

— для ТГ-16—720°C;

— для ТГ-16М — 650°C;

б) диапазон рабочих оборотов:

— для ТГ-16 — 31 000 — 33 500 об/мин;

допускается снижение рабочих оборотов до 30 500 в минуту с последующей регулировкой рабочих оборотов;

— для ТГ-16М:

на высоте до 2000 м — 31 500—33 500 об/мин (90—96%);

в) ток генератора не более 600 А; напряжение 28—29 в;

г) время непрерывной работы:

— для ТГ-16: с нагрузкой 18 кВт — 1 ч; с нагрузкой 5 кВт — 1,5 ч, в том числе не более 15 мин с нагрузкой 18 кВт; в обоих случаях после работы на бортсеть (без перерыва) разрешается производить 6 запусков двигателя АИ-20 в течение 12 мин;

— для ТГ-16М — 1 ч; до и после работы на бортсеть разрешается производить 6 запусков двигателя АИ-20 без перерыва.

6.9.2. В горизонтальном полете

(при полетах без бортрадиста все пункты выполняет бортмеханик).

В полете бортрадист обязан:

1. Через 25—30 мин после взлета проверить распределение нагрузки между генераторами постоянного тока. При нагрузке, близкой к номинальной (400 А), разность в показаниях амперметров не должна превышать 40 А. Если разность нагрузок превышает эту величину, необходимо отрегулировать распределение нагрузок с помощью выносных сопротивлений, установленных на щитке постоянного тока. При выравнивании нагрузок в бортсети напряжение не должно выходить за пределы 28—29 в.

2. Периодически контролировать работу генераторов постоянного и переменного тока. В полете все генераторы СТГ-12ТМО и три основных генератора СГО-8 (СГО-12) или четыре СГО-12 должны быть включены.

Выключать генераторы в полете разрешается только в случае ненормальной их работы, например, если резко возрастет напряжение бортсети и отключится часть генераторов постоянного тока (загорятся красные сигнальные лампы). Это может произойти, когда регулятор напряжения РН-180 неисправен, а установленный на самолете автомат защиты сети от перенапряжения АЗП-8М не сработает. В таком случае необходимо вручную выключить генератор с неисправным регулятором, т. е. перегруженный генератор. При этом остальные генераторы должны автоматически подключиться к бортсети.

Предупреждение. Автоматы АЗП-8М не отключают перевозбужденный генератор от бортовой сети при включенных противообледенительных системах крыла и хвостового оперения, т. е. при максимальной нагрузке в бортовой сети.

При отказе в полете какого-либо генератора СТГ-12ТМО, о чем свидетельствует отсутствие нагрузки на генераторе (нулевое положение стрелки амперметра), а также загорание красной сигнальной лампы «Отказ генератора», необходимо убедиться в том, что на отказавшем генераторе нет напряжения. Для этого следует выключить отказавший генератор, а переключатель вольтметра поставить в соответствующее положение. Полет продолжать с выключенным генератором.

3. Периодически контролировать величину тока зарядки аккумуляторов. В случае возрастания зарядного тока (зашкаливание стрелки амперметра влево) выключить аккумуляторы.

4. Включить резервный генератор СГО-8 (СГО-12) в случае выхода из строя любого из трех основных генераторов СГО-8 (СГО-12).

На самолетах, оборудованных новой или доработанной системой переменного тока 115 в, 400 гц, резервный генератор СГО-12 включается автоматически.

5. Контролировать работу преобразователей ПТ-1000Ц.

Предупреждение. В полете должен быть включен основной преобразователь ПТ-1000Ц. При отказе его резервный преобразователь включается автоматически. При необходимости резервный преобразователь можно включить (только в горизонтальном полете без крена) вручную с помощью переключателя, установленного на щитке переменного тока.

На самолетах с отдельным питанием авиационных контроллеров контролировать по вольтметру работу преобразователей ПТ-1000Ц, ПТ-500Ц и ПТ-125Ц. При работе преобразователей ПТ-500Ц и ПТ-125Ц горят зеленые лампы «Питание ЦГВ прав., основное от ПТ-500Ц» и «Питание АГД-1 основн. от ПТ-125Ц».

При отказе основного ПТ-1000Ц производится автоматическое переключение на резервный ПТ-1000Ц, загорается желтая лампа рядом с переключателем «Основной-резервный» на щитке контроля энергетики переменного тока. При этом возможны кратковременное выпадение флажка ПП-75 командира корабля и автоматическое выключение автопилота.

При отказе ПТ-500Ц производится автоматическое переключение правой ЦГВ на ПТ-1000Ц (основ-

ной или резервной), гаснет зеленая лампа «Питание ЦГВ прав., основное от ПТ-500Ц» и загорается желтая лампа «Питание ЦГВ прав., резервн. от б/сети». При этом возможно кратковременное выпадение флажка ПП-75 второго пилота.

При отказе ПТ-125Ц происходит автоматическое переключение питания авиационного АГД-1 на ПТ-1000Ц (основной или резервный), гаснет зеленая лампа «Питание АГД-1, основн. от ПТ-125Ц» и загорается желтая лампа «Питание АГД-1, резервн. от б/сети». В процессе переключения питания возможны кратковременное загорание сигнализации «Отказ АГД-1», автоматическое выключение автопилота и кратковременное срабатывание звуковой сигнализации предельных кренов (см. п. 6.8.2.).

Предупреждение. При автоматическом переключении питания правого и резервного авиационных на бортовую сеть (преобразователи ПТ-1000Ц) ЗАПРЕЩАЕТСЯ включать выключатели «Питание ЦГВ прав.» и «Питан. АГД-1» на щитке контроля энергетики переменного тока и на щитке управления преобразователями авиационных.

6. Контролировать положение АЗС и АЗР.

7. За 20—30 мин до посадки самолета вместе со вторым пилотом проверить работу противообледенительной системы крыла и оперения. Работу противообледенителей контролировать по миганию сигнальных ламп управляющих цепей и по амперметрам; суммарные показания всех восьми амперметров при включении противообледенителей крыла должны увеличиться на 1400—1500 А, а при включении противообледенителей оперения — на 770—810 А.

Предупреждение. Противообледенители крыла и оперения разрешается включать для проверки при полете вне условий обледенения на время не более 8 мин.

8. Преобразователь ПО-1500 можно использовать для наземной проверки и питания радиооборудования и как аварийный источник для питания радиооборудования в полете при отказе основных источников переменного тока (генераторов СГО-12) или при сгорании предохранителей СП-40 в магистральных проводах питания шины радиооборудования (шины 28 в).

6.9.3. При останове двигателей

1. После заруливания на стоянку командир корабля обязан:

— дать команду о выключении ненужных потребителей электроэнергии;

— застопорить управление самолетом, предварительно включив АЗС электромеханизмов стопорения;

— перед выключением последнего двигателя выключить генераторы СТП-12ТМО и проверить напряжение бортовых аккумуляторов (должно быть не менее 24 в). Предупреждение. Выключать бортовые аккумуляторы до полного останова двигателей ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

2. Все члены экипажа, уходя с самолета, обязаны установить все выключатели, переключатели, АЗС-выключатели и реостаты в положение «Выключено». Бортмеханик, покидая самолет, должен убедиться, что три выключателя аккумуляторов находятся в положении «Выключено», а переключатель «Аэродром-Борт» стоит в нейтральном положении (выключен).

3. Бортпроводник обязан после останова двигателем и выхода пассажиров выключить все освещение пассажирской кабины.

6.9.4. ПРИ НОЧНЫХ ПОЛЕТАХ

Во время подготовки к ночному полету произвести следующую дополнительную проверку светотехнического оборудования:

— проверить исправность фар, АНО и СИМ-2, освещение приборных досок, пультов и щитков, для чего включить лампы УФО, реостатами отрегулировать яркость освещения, установить арматуру так, чтобы при нейтральном положении штурвала все приборы были освещены;

— проверить освещение кабин и убедиться в исправности переносных ламп, стационарных ламп белого света и плафонов;

— проверить работу ламп сигнализации и произвести их частичное затемнение поворотом колпачков светофильтров вправо до отказа, за исключением двух зеленых ламп автомата торможения;

— убедиться в исправности световых табло и произвести регулировку яркости их освещения;

— проверить работу автономной сигнализации (освещения), входных дверей и запасных (аварийных) выходов. Включите поочередно выключатели на правом пульте пилотов и на панели ЦРЩ бортпроводника и убедитесь в загорании световых таб-

ло «Выход» над двумя входными дверями и четырьмя запасными (аварийными) выходами в кабине «пассажиров.

ВНИМАНИЕ! 1. В связи с ограниченными ресурсами гальванических элементов в блоках питания (30 мин) табло «Выход» используется только в аварийной обстановке в случае полного обесточивания самолета при посадке ночью.

2. Для поддержания табло «Выход» в работоспособном состоянии необходимо заменять элементы в блоках питания через 6 месяцев.

После получения от руководителя полетов разрешения на выруливание включить фары, АНО и СМИ-2.

Предупреждение. Продолжительность непрерывного горения посадочных фар не должна превышать 5 мин.

6.9.5. В СЛУЧАЕ ОТКАЗА ДВИГАТЕЛЕЙ НА САМОЛЕТАХ С НЕДОРАБОТАННОЙ СИСТЕМОЙ ПЕРЕМЕННОГО ТОКА 115 В 400 Гц

При полетах без б/радиста, все пункты выполняет б/механик.

1. При отказе любого двигателя, кроме четвертого, необходимо дать команду бортрадисту: «Включить резервный генератор СГО-8 (СГО-12);

2. При отказе двух двигателей необходимо:

а) выключить бытовые электрические приборы;

б) потребители переменного тока включать с учетом конкретных условий полета и того, какие двигатели отказали;

— при отказе первого и второго двигателей резервный генератор включить на шину второго двигателя для питания радиооборудования и приборов;

— при отказе первого и третьего двигателей при полете в условиях обледенения резервный генератор попеременно включать на шины отказавших двигателей для питания противообледенителей винтов работающих двигателей;

— при отказе первого и четвертого двигателей исключена возможность включения противообледенителей винта второго двигателя; в этом случае командир должен вывести самолет из зоны обледенения;

— при отказе второго и третьего двигателей резервный генератор включить на шину второго двигателя; при полете в условиях обледенения резервный генератор включить на шину генератора третьего двигателя для питания противообледенителя винта четвертого двигателя до выхода из зоны обледенения.

3. На самолете с новой или доработанной системой переменного тока 115 В 400 Гц обеспечивается питание всех потребителей тока при отказе одного и двух двигателей или генераторов: резервный генератор включается автоматически.

6.9.6. ОТКАЗЫ ГЕНЕРАТОРОВ

6.9.6.1. Отказы генераторов постоянного тока

Отказы генераторов могут быть обнаружены по следующим признакам:

— загоранию красной сигнальной лампы «Отказ источ. тока постоянн.», установленной в нижней части центральной панели приборной доски (устанавливается по бюллетеню № 1104ДМ), и красных сигнальных ламп «Генераторы не работают», установленных на щитке контроля энергетики постоянного тока;

— отсутствию показаний амперметров генераторов;

— уменьшению показаний вольтметра постоянного тока с 28—28,5 до 23,5—24 В и увеличению показаний амперметра аккумуляторов при отключенной противообледенительной системе до 200 А (только при отказе восьми генераторов).

Примечание. При параллельной работе генераторов и малых нагрузках сети могут иметь место отключения исправных генераторов от бортсети, поэтому при загорании сигнальной лампы отказа генератора необходимо:

— выключатель отказавшего генератора перевести в положение «Выключено»;

— по соответствующему вольтметру постоянного тока проверить напряжение отказавшего генератора. Если оно близко к номинальному, подключить генератор к бортсети и отрегулировать параллельную работу генераторов.

При обнаружении отказа любого количества генераторов необходимо:

— выключить отказавшие генераторы (в случае отказа всех восьми генераторов строго соблюдать последовательность отключения потребителей и генераторов в соответствии с рекомендациями, изложенными в графе «Действия экипажа», табл. № 1);

Дальнейшие действия экипажа изложены в табл. 1.

12 марта 1979 г.

Таблица 1

Характер дефекта	Внешнее проявление	Действия экипажа	Примечание
Отказ одного, двух, трех генераторов СТГ-12ТМО	Загорание красной сигнальной лампы «Отказ источн. тока постоянного» и красных сигнальных ламп, генераторы не работают. Отсутствие показаний амперметров	Выключить отказавшие генераторы; парализовать работу остальных генераторов	Обеспечивается питание всех без исключения потребителей электроэнергии
Отказ четырех генераторов СТГ-12ТМО		Выключить отказавшие генераторы; выключить противообледенительные системы крыла и оперения; выключить все бытовое оборудование; выключить систему освещения пассажирских салонов; поочередно на требуемое время включать противообледенительные системы крыла и оперения	В случае необходимости противообледенительные системы крыла и оперения могут быть поочередно включены на требуемое время. Для этого необходимо: — выключить все бытовое оборудование; — выключить систему освещения пассажирских салонов; — поочередно на требуемое время включать противообледенительные системы крыла и оперения

272B

Характер дефекта	Внешнее проявление	Действия экипажа	Примечание
Отказ пяти, шести генераторов СГГ-12ТМО	Загорание красной сигнальной лампы «Отказ источн. тока постоян.» и красных сигнальных ламп, генераторы не работают. Отсутствие показаний амперметров	Выключить отказавшие генераторы; выключить противообледенительные системы крыла и оперения; отрегулировать параллельную работу оставшихся генераторов	СТРОЯ РАБОТАЮЩИХ ГЕНЕРАТОРОВ ОДНОВРЕМЕННОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ КРЫЛА И ОПЕРЕНИЯ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.
Отказ семи генераторов СГГ-12ТМО	Загорание красной сигнальной лампы «Отказ источн. тока постоян.» и красных сигнальных ламп, генераторы не работают. Отсутствие показаний амперметром	Выключить отказавшие генераторы; выключить противообледенительные системы крыла и оперения; выключить все бытовое оборудование; выключить систему основного освещения	Ввиду того, что работа противообледенительных систем самолета не обеспечена, принять меры к скорейшему выходу из зоны обледенений

Характер дефекта	Внешнее проявление	Действия экипажа	Примечание
Отказ восьми генераторов СГГ-12ТМО	То же	Выключить автоматы защиты всех потребителей, кроме перечисленных в приложении 1, и в следующем порядке: — противообледенительная система; — все бытовое оборудование; — топливные насосы подкачки к перекачки; — освещение пассажирских галопов (основное и вспомогательное); — освещение багажников и отсеков; — связная радиостанция Выключить генераторы постоянного тока и любые три генератора переменного тока СГГ-12	1. При работе потребителей, указанных в приложении 1 (нагрузка аккумулятора 110—120А), энергии аккумуляторов достаточно для обеспечения полета в течении 15 мин. 2. Если одновременно с отказом генераторов постоянного тока произошел отказ генераторов переменного тока, необходимо включить преобразователь ПО-1500. Время полета на аккумуляторах при этом сокращается до 10—12 мин. 3. В зависимости от условий полета приложение 1 может быть либо расширено, либо сокращено по усмотрению экипажа ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ПРИ ОТКАЗЕ ВСЕХ ГЕНЕРАТОРОВ ПОСТОЯННОГО ТОКА НЕОБХОДИМО ЭКОНОМИТЬ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИЮ, НЕ ДОПУСКАЯ РАБОТЫ ПОТРЕ-

Характер дефекта	Внешнее проявление	Действия экипажа	Примечание
			БИТЕЛЕЙ БЕЗ КРАЙНЕЙ НА ТО НЕОБХОДИМОСТИ. НАПРИМЕР, ПРИ ПОЛЕТАХ ВНЕ ЗОНЫ ОБЛЕДЕНЕНИЯ ДОПУСКАЕТСЯ ВЫКЛЮЧЕНИЕ ОБОГРЕВА ППД. ПРИ ПОЛЕТАХ С ВИЗУАЛЬНОЙ ОРИЕНТИРОВКОЙ ПО МЕСТНОСТИ ДОПУСТИМО ВЫКЛЮЧЕНИЕ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ПТ-125Ц (АВИАГОРИЗОНТА), ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЬ ПО-1500 ДОПУСТИМО ВКЛЮЧАТЬ ТОЛЬКО НА ВРЕМЯ РАДИОСВЯЗИ И Т. П. 2. ПРИ ОТКАЗЕ ВСЕХ ГЕНЕРАТОРОВ НЕ ОБЕСПЕЧИВАЕТСЯ РАБОТА ЭЛЕКТРОМЕХАНИЗМОВ ВЫПУСКА ЗАКРЫЛКОВ, ЧТО ДОЛЖНО УЧИТЫВАТЬСЯ ПРИ ПОСТРОЕНИИ ПРЕДПОСАДОЧНОГО МАНЕВРА

Характер дефекта	Внешнее проявление	Действия экипажа	Примечание
Перегрузка генераторов	Нагрузка генератора превысила 400 А	Отключить генератор от бортсети: галетный переключатель соответствующего вольтметра постоянного тока установить в положение проверяемого генератора; уменьшить напряжение генератора до 28,5—28 В с помощью выносного сопротивления; подключить генератор к бортсети и отрегулировать параллельную работу генераторов	Если напряжение генератора с помощью выносного сопротивления не понижается, повторное подключение генератора к бортсети запрещается

Приложение I

Перечень потребителей электроэнергии постоянного тока необходимых для завершения полета в случае отказа всех генераторов СТП-12ТМО.

Оборудование авиадвигателей

1. Указатели ЭМИ-3Р двигателей.
2. Останов двигателей.
3. Пожарные краны двигателей.
4. Снятие винтов с упора.
5. Системы противопожарной защиты.
6. Система флюгирования винтов.
7. Давление масла а ИКМ.
8. УПРТ.
9. Указатель масломера.

Приборное оборудование

1. Авиагоризонт АГД-1 левого пилота и выключатель коррекции.
2. Указатель поворота ЭУП-53.
3. Обогрев приемников полного давления левого и правого пилотов.
4. Самописец аварийных режимов полета.

Сигнализация и управление

1. Сигнализация и управление шасси.
2. Управление поворотом переднего колеса.
3. Управление тормозной системой.

Высотное оборудование

1. Аварийный сброс давления.
2. Отбор воздуха от двигателей для высотного оборудования.
3. Высотный сигнализатор ВС-46.
4. Регулятор температуры воздуха, подаваемого в линию обогрева.

Радиооборудование

1. Командная УКВ радиостанция Баклан-20 (С возможностью резервирования 1-й или 2-й радиостанции на прослушивание).

2. Радиокompас АРК-11 (один при необходимости).

3. Самолетное переговорное устройство СПУ-7В (при необходимости).

Энергетика

1. Преобразователь ПТ-125Ц.
2. Один из генераторов переменного тока СГО-12 или преобразователь ПО-1500.
3. Преобразователь ПТ-1000 для питания курсовой системы (при необходимости).

Освещение (при необходимости)

1. Освещение кабины экипажа, приборных досок, пультов управления.
2. Дежурное освещение пассажирской кабины.
3. Аэронавигационные огни.

6.9.6.2. Отказы генераторов переменного тока

Отказы генераторов могут быть обнаружены по следующим признакам:

— загоранию красной сигнальной лампы «Отказ источн. тока перемен.», установленной в нижней части центральной панели приборной доски (устанавливается по бюллетеню № 1104ДМ), и красных сигнальных ламп «Генератор не работает», установленных на щитке контроля энергетики переменного тока:

— отсутствию показаний амперметров генераторов:

— отсутствию показаний вольтметра.

При обнаружении отказа любого количества генераторов необходимо:

— выключить отказавшие генераторы;

— доложить по радио руководителю полетов об отказе;

— усилить контроль за работой исправных генераторов.

Дальнейшие действия экипажа изложены в

табл. 2.

Характер дефекта	Внешнее проявление	Действия экипажа	Примечание
Отказ одного, двух генераторов СГО-12	Загорание красной сигнальной лампы «Отказ источ. тока перем.» и красных сигнальных ламп «Генераторы не работают»	Выключить отказавшие генераторы	Обеспечивается питание всех без исключения потребителей
Отказ трех генераторов СГО-12	То же	Выключить отказавшие генераторы; выключить противобледенители воздушных винтов двигателей	Обеспечивается питание приборного к радиооборудования, импульсного маяка СМИ-2, электрообогреваемых стекол кабины экипажа
Отказ четырех генераторов СГО-12	Загорание красной сигнальной лампы «Отказ источ. тока перем.» и красных сигнальных ламп «Генераторы не работают»	Выключить отказавшие генераторы; включить преобразователь ПО-1500; пакетный переключатель установить в требуемое положение.	К преобразователю ПО-1500 посредством пакетного переключателя могут быть подключены следующие потребители: 1) РЛС в положении пакетного переключателя «РЛС» 2) УС-8, УКВ-II, «Хром», ДАК, СЭТС, РТМС в положении пакетного переключателя «УС-8». 3) АРК, РТМС, УКВ-1, РВ-УМ, Курс-МП, АДП-4, Трасса, Свод, ИВ-41 в положении пакетного переключателя «АРК».

Характер дефекта	Внешнее проявление	Действия экипажа	Примечание
			4) Эмблема в положении пакетного переключателя «Эмблема». Основным положением пакетного переключателя следует считать наложение «АРК», при котором обеспечивается работа всем необходимым для продолжения полета потребителей электроэнергии.

6.10. РАДИООБОРУДОВАНИЕ

Радиооборудование самолета состоит из следующих

установок:

- радиолокатор РПСН-2Н или РПСН-3Н.
- КВ радиостанция «Микрон»;

— резервная КВ радиостанция 1-РСБ-70 со средне-волновым блоком СВБ-70 и приемником УС-8 или «МИ-КРОН»;

— УКВ радиостанции РСИУ-5ГМ или РСИУ-5Г, или «ЛАНДЫШ-20», или «Баклан-20».

— радиокompас АРК-5 с электрическим дистанционным управлением ЭДУ или АРК-11 (два комплекта);

— маркерный приемник МРП-56П;

— радиовысотомер малых высот РВ-2 с сигнализаторами высоты С-2В (СВ-Р) или радиовысотомер РВ-УМ;

— аппаратура посадки и навигации с приемником КРП-Ф (с амплитудной приставкой) и ГРП-2 или аппаратура Курс-МП-1, Курс-МП-2.

— ответчик СОМ-64

— изделие 020;

— самолетное переговорное устройство СПУ-6 (СПУ-7А или СПУ-7Б);

— самолетное громкоговорящее устройство СГУ-15;

— аппаратура НАС-1Б («ТРАССА») или ДИСС;

— аппаратура РСБН-2С («СВОД»).

При работе с радиоаппаратурой необходимо иметь в виду следующие особенности:

1. При включенном обогреве винтов, крыла и хвостового оперения во время обледенения создаются большие помехи, затрудняющие или нарушающие ведение связи на коротких волнах. В этом случае необходимо поддерживать связь по УКВ радиостанциям.

2. Одновременная работа по УКВ радиостанциям.

При наличии двух УКВ радиостанций «Баклан-20» или «ЛОТОС» возможна их одновременная работа на разных частотах, так как они имеют самостоятельные антенны (УКВ-1 работает на антенну АШС-Г, УКВ-2 — на килевую антенну).

3. При полете вблизи грозовой облачности по указанию командира корабля переключатель «Работа — Земля» на щитке переключения антенны необходимо устанавливать в положение «Земля», предварительно выключив КВ радиостанцию.

4. При высотах полета, превышающих диапазон измерений радиовысотомера РВ-2, во избежание ложных срабатываний сигнализатора высоты С-2В, РВ-2 следует выключить.

5. При достижении заданной высоты во время снижения самолета в течение 4—8 сек будет прерывисто гудеть сирена сигнализации высоты С-2В и загораться сигнальная лампа. Если заход на посадку повторяется, то для обеспечения работы сигнализатора необходимо, чтобы высота полета была на 40 или 350 м (соответственно для первого и второго поддиапазонов радиовысотомера РВ-2) больше заданной высоты сигнализации.

На самолетах, где установлены сигнализаторы высоты СВ-Р при первоначальном включении радиовысотомера РВ-2 (независимо от высоты полета самолета возможно прерывистое включение на 4 — 5 сек звуковой (тон в телефонных гарнитурах командира корабля) и световой сигнализации. В дальнейшем СВ-Р работает нормально.

Примечание. На самолетах ранних серии установлены радиовысотомеры РВ-2 с сигнализатором высоты С-2В, на самолетах более поздних серий — радиовысотомеры РВ-2 с сигнализатором высоты СВ-Р или радиовысотомер РВ-УМ с встроенным сигнализатором.

6. При изменении тангажа и выполнении кренов до 45^0 , а также при полете в горной местности, когда резкие изменения расстояний от летящего самолета до земли могут превышать диапазон измеряемых высот, показания РВ-2 или РВ-УМ не соответствуют действительности; пользоваться этими приборами запрещается.

7. Для обеспечения работы маркерного приемника МРП-56П необходимо включать питание на щитке М-50 курсового и глиссадного радиоприемников. При установке на самолете аппаратуры Курс-МП-1 или Курс-МП-2 маркерный приемник включается одновременно с этой аппаратурой автоматически.

8. Регулятор громкости «Радио» на абонентском аппарате самолетного переговорного устройства СПУ-7 (СПУ-7А) выполняет те же функции, что и регулятор громкости «Прослушивание» на абонентских аппаратах СПУ-7Б.

9. В случае появления помех, затрудняющих работу при каком-либо виде связи, следует перейти на другой вид связи.

10. При включении подавителя помех на УКВ радиостанциях дальность связи несколько уменьшается.

11. Радиолокационную станцию РПСН-2Н или РПСН-3Н включать после запуска всех двигателей на

рулении. Включать станцию при полете при полете с креном не рекомендуется.

Внимание! На самолетах с зав. № 8505 с радиолокатором типа РПСН-2Н система наддува герметической части станции подключена к высотной системе. Порядок пользования этой системой следующий:

— ручка крана должна находиться в рабочем положении «Наддува радиолокатора»; при этом стрелка указателя на блоке «10» будет находиться в пределах черного сектора;

— при исчезновении изображения на обоих индикаторах необходимо проверить давление по прибору на блоке «10» и в случае отклонения его от нормального переключить кран в положение «Контроль»;

— если после переключения крана давление и изображение на индикаторе не восстановились, радиолокационную станцию выключить.

12. На самолетах с зав. № 10605 с КВ связными радиостанциями 1-РСБ-70 и УКВ радиостанциями «ЛОТОС» передатчик 1-РСБ-70 влияет на приемники УКВ радиостанций «ЛОТОС» на частотах УКВ радиостанций, совпадающих с гармоникой КВ передатчика 1-РСБ-70 (например: приемник «ЛОТОС» настроен на частоты 119, 120 и 135 МГц, а передатчик 1-РСБ-70 настроен и работает соответственно на частотах 17, 10 и 6,75 МГц), что может нарушить УКВ связь самолета с землей.

13. На самолетах с зав. № 10605 при работе УКВ передатчиков «ЛОТОС» в диапазоне 118—136 МГц на ряде частот (119—120—124—126, 3—127—131,5) имеются помехи работе аппаратуры Курс-МП-2 в режиме «ВОР» на частотах 114,6 МГц (возможны помехи и на других частотах).

Влияние проявляется в отклонении курсовых планов приборов НКП-4 в пределах от края черного кружка до четвертой точки, а иногда и в выпадении бленкеров.

14. Включать аппаратуру Курс-МП-1 или Курс-МП-2 необходимо за 5—10 мин до начала работы.

6.10.1. Защита цепей питания радиооборудования

Автоматы защиты и предохранители радиооборудования по постоянному и переменному току установлены в цепях питания аппаратуры от бортсетей и непосредственно в самой аппаратуре.

станционное управление этой станцией осуществляется вторым пилотом или бортрадистом. Для включения резервной КВ радиостанции переключатель «Связная-Командная» необходимо установить в положение «Командная».

Включение станции производится с электрощитка правого пилота. При этом на панели радиста загорается лампа «Сигнализация работы». Бортрадист и второй пилот со своих рабочих мест могут производить выбор каналов связи, настраивать приемник и использовать радиостанцию для связи с корреспондентом.

Командир корабля и штурман могут использовать радиостанцию для связи с корреспондентом только после того, как бортрадист или второй пилот включит питание, выберет нужный канал и настроит приемник.

Как правило, радиостанция настраивается на земле. Перестройка ее бортрадистом в воздухе производится в исключительных случаях. При этом переключатель «Местное—Дистанционное» на передней панели передатчика устанавливается в положение «Местное», а по окончании перестройки — в положение «Дистанционное».

Для включения и использования радиостанции второй пилот и бортрадист должны:

- убедиться в том, что органы управления и настройки передатчика установлены в положение, обеспечивающее его работу;

- включить питание передатчика выключателем «Командная КВ» на электрощитке второго пилота (при этом на панели бортрадиста загорится лампа «Сигнализация работы»);

- установить переключатель на абонентском аппарате СПУ в положение «КР», а переключатель «СПУ—Радио» в положение «Радио»;

- установить переключатель каналов и переключатель рода работы передатчика на пульте дистанционного управления, расположенном на правом борту самолета (между креслами бортрадиста и второго пилота) в положение, в котором требуется осуществлять работу;

- включить питание приемника УС-8 выключателем на щитке управления приемником второго пилота или бортрадиста и нажатием на щитке кнопки перевести управление приемником на себя;

- настроить приемник на нужную частоту;
- установить необходимую громкость звука в телефонах регулятором громкости, расположенным на щитке или на абонентском аппарате СПУ-6 (СПУ-7);

- для осуществления связи в телефонном режиме установить переключатель рода работы в положение «ТЛФ» и нажать кнопку «Радио» на штурвале второго пилота или кнопку под щитком управления приемника УС-8 бортрадиста;

- для связи в телеграфном режиме (с рабочего места бортрадиста) установить переключатель рода работы на пульте в положение «ТЛГ»; телеграфная манипуляция осуществляется ключом, установленным на століке; работу передатчика 1-РСБ-70 можно подслушивать при установке переключателя «Самоподслушивание — Прием при передаче» в положение «Самоподслушивание» (ручка настройки приемника может быть в любом положении) или в положение «Прием при передаче» (приемник должен быть настроен на частоту передатчика);

- выключать питание передатчика с электрощитка второго пилота, а питание приемника — со щитка управления приемником (от второго пилота или бортрадиста).

Для использования радиостанции 1-РСБ-70 командир корабля или штурманом необходимо:

- установить переключатели на абонентских аппаратах СПУ командира корабля (штурмана) и второго пилота (бортрадиста) в положение «КР», а переключатель «СПУ — Радио» в положение «Радио»; при этом в телефонах будет слышна работа приемника УС-8;

- второму пилоту (бортрадисту) — включить питание радиостанции и настроить приемник на нужную частоту;

- для передачи командир корабля нажимает кнопку «Радио», расположенную на штурвале, штурман — кнопку, расположенную под своим абонентским аппаратом.

6.10.4а. САМОЛЕТНАЯ РАДИОСТАНЦИЯ СВЯЗИ КВ ДИАПАЗОНА «МИКРОН» (РИС. 21а)

Общие сведения

Радиостанция предназначена для радиосвязи экипажа с наземными станциями связи, а также с другими самолетами.

Управление работой радиостанции в полете осуществляется дистанционно с помощью пульта управления и СПУ. Возможности управления работой радиостанции членами экипажа распределяются в следующем порядке:

Виды операций	Элементы управления	Расположение	Члены экипажа				
			командир корабля	второй пилот	интурман	радиот	бортпроводник
Включение питания радиостанции от бортовой сети	АЗС «Управление КВ-1, КВ-2»	РУ26 на панели радиота				+	
Коммутация выхода и работа на связь	Переключатели «Проверка от ПО-1500», «Антенна» Органы коммутации СПУ на связь по станциям: КВ-1 КВ-2	РУ26 на панели радиота На абонентском аппарате и на панели (штурвале) оператора				+	
Управление работой (выбор частоты, установка режима работы)	Ручки «Установка частоты», переключатели «ОМ-ОМН-АМ-АТ», «РРУ-АРУ», регуляторы «Громкость» и «Тон»	На пульте управления радиостанции	+	+	+	+	
			+	+		+	
					+		

Эксплуатация радиостанции

Включение питания

I. Перед взлетом

1) Включите АЗС «КВ-1», «КВ-2» и «Управление КВ-1, КВ-2» на РУ26.

2) Включите преобразователь ПО-1500 (АЗС — выключатель «Включ. ПО-1500» на РУ26).

3) Установите галетный переключатель «Проверка от ПО-1500 на земле...» на щитке РУ28 в положение выбранной радиостанции («КВ-1» или «КВ-2»).

4) Включите выключатель «Питание КВ-1 (КВ-2)» на панели радиота.

II. После взлета

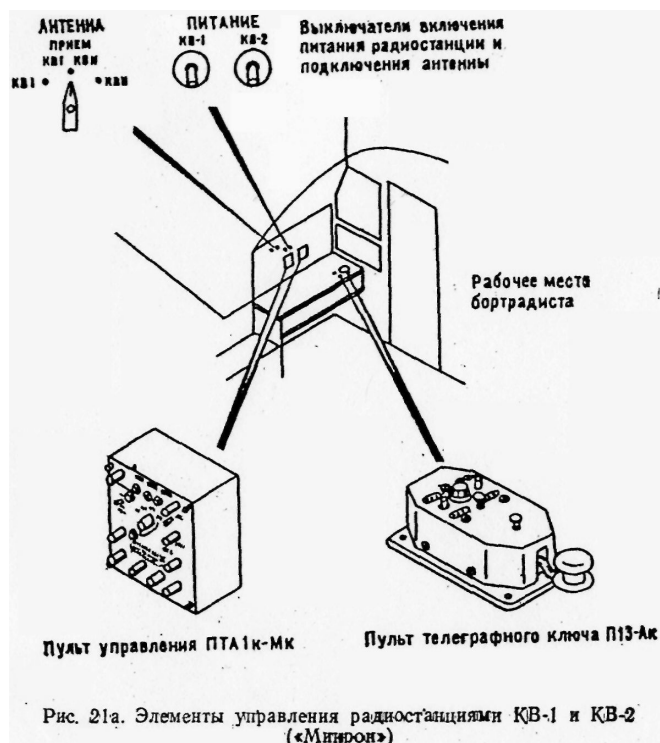
1) Установите переключатель «Проверка от ПО-1500» на щитке РУ28 в положение «АРК».

2) Включите вторую радиостанцию — выключатель «Питание КВ-2 (КВ-1)» на панели радиота.

ВНИМАНИЕ! 1. Перед включением питания на панели радиота выключателем «Питание КВ-1 (КВ-2)» подключите галетным переключателем на панели радиота антенну к выбранной радиостанции и установите на абонентском аппарате СПУ переключатель выбора радиостанций в положение этой станции.

2. Питание КВ радиостанций перед взлетом при работающих двигателях должно осуществляться только от преобразователя ПО-1500. Питание КВ радиостанции от генераторов на земле перед взлетом запрещается.

3. Кнопкой «ПРМ2-28М гц» на пульте управления не пользоваться до особого указания.



Установите переключатель «Антенна» на панели радиста в положение «КВ-1» («КВ-2»).

При включении радиостанции и переключении ручек набора частот на пульте управления переключатель «Антенна» должен быть установлен в положение соответствующей радиостанции.

ВНИМАНИЕ! При работе двигателей в режиме «Малый газ» питание радиостанций «Микрон» должно осуществляться от резервного источника ПО-1500.

Подготовка радиостанции

Установите ручки «Установка частоты» на пульте управления в положение необходимой частоты (волны связи). В этом случае радиостанция перейдет в режим настройки (на пульте управления загорится лампа «Настройка»). Через 3—4 мин (работа реле времени) радиостанция включится в режим настройки. Через 26 сек с момента запуска автонастройки станции настройка закончится (на пульте управления лампа «Настройка» погаснет). Радиостанция настроена и подготовлена к работе (на передачу-прием).

Установите переключатель «ОМ—ОМН—АМ—АТ» на пульте управления в положение необходимого, рода работы.

Установите регуляторы «Громкость» и «Самоконтроль» на пульте управления в крайнее правое положение (на максимум).

Установите переключатель «АРУ—РРУ» в положение «АРУ».

Установите регулятор «Тон» в среднее положение.

Передача-прием в телеграфном режиме

Установите переключатель радиосвязей на абонентском аппарате СПУ в положение «КВ-1» («КР») для радиостанции КВ-1 или в положение «КВ-2» («СР») для радиостанции КВ-2.

Установите переключатель «СПУ-Радио» на абонентском аппарате СПУ в положение «Радио».

Установите переключатель «ОМ—ОМН—АМ—АТ» на пульте управления в положение «АТ».

Установите переключатель «ПРД—ПРМ» на телеграфном пульте в положение «ПРМ» (при приеме) или в положение «ПРД» (при передаче). При этом должна загореться лампа «ПРД» на пульте управления. Пользуясь нажимным ключом на телеграфном пульте, передайте информацию. Должны прослушиваться сигналы самоконтроля передачи и радиоприема через телефоны авиагарнитуры (или динамик).

Установите регулятор «Самоконтроль» на пульте управления в положение желаемой громкости сигнала самопрослушивания.

Установите регулятор «Тон» на пульте управления в положение желаемого тона сигнала радиоприема.

Установите переключатель «АТШ—АТУ» на телеграфном пульте в положение желаемой полосы частот сигнала радиоприема. При передаче в телефонах должны прослушиваться сигналы самоконтроля (самопрослушивания) в такт передаваемым сигналам.

ПЕРЕДАЧА-ПРИЕМ В ТЕЛЕФОННОМ РЕЖИМЕ

Установите элементы управления СПУ (переключатель радиосвязей, переключатель «СПУ—Радио», регулятор громкости) в положения, соответствующие выбираемой радиостанции связи и режима работы.

Установите переключатель «ОМ—ОМН—АМ—АТ» на пульте управления в положение «ОМ», «ОМН» или «АМ».

Нажмите кнопку (тангенту) «Радио» при передаче и отпустите ее при приеме.

Пользуясь микрофоном и телефонами, передавайте нужную информацию корреспонденту. При передаче на пульте управления должна гореть лампа «ПРД» и в телефонах должны прослушиваться сигналы своей работы (самопрослушивание), а при приеме — сигналы радиоприема.

Установите регулятор «Громкость» на абонентском аппарате и пульте управления радиостанции в положение, желаемой громкости сигнала радиоприема.

Установите регулятор «Самоконтроль» на пульте управления в положение желаемой громкости сигнала самопрослушивания.

ВНИМАНИЕ! 1. Разнос частот на КВ-1 и КВ-2 должен быть не менее 200 *кГц*.

2. Частоты должны быть установлены строго в определенном диапазоне частот. При установке частот менее 2000 *кГц* или более 23999,9 *кГц* радиостанция переходит в режим «Настройка» и может выйти из строя.

3. Связь в видах работы «ОМ», «ОМН» и «АТУ» обеспечивается через 15 *мин* после включения станции.

4. Не использовать следующие частоты:

все кратные 1 *мГц* ± 5 *кГц*;

частоты 6940, 7900, 9250, 11375, 15166, 18150, 21200, 23667 в диапазоне попусы ± 50 *кГц*.

ОДНОВРЕМЕННЫЙ ПРИЕМ КВ-1 И КВ-2

Установите элементы управления СПУ (переключатель радиосвязей, переключатель «СПУ—Радио», регулятор громкости) в положения, соответствующие выбираемой радиостанции связи и режиму работы.

Установите переключатель «ОМ—ОМН—АМ—АТ» на пульте управления в положение «ОМ», «ОМН» или «АТ».

Установите переключатель «Антенна на панели радиста и среднее положение («Прием КВ-1 КВ-2»).

Установите регулятор «Громкость» на абонентском аппарате и пульте управления радиостанции в положение желаемой громкости сигнала радиоприема.

В телефонах должны прослушиваться сигналы радиоприема.

В режиме «Дежурный прием» переключение ручек набора частоты недопустимо.

6.10.5. КОМАНДНЫЕ УКВ РАДИОСТАНЦИИ

При полетах без б/радиста—его обязанности выполняет штурман.

Включение питания обеих станций осуществляется выключателями, расположенными на электроштитке второго пилота.

Командир корабля и второй пилот могут включить любой канал связи с обоих пультов управления радиостанциями и вести работу с этиХ станций.

Штурман и бортрадист могут использовать обе командные радиостанция для связи только после того, как командир корабля или второй пилот включит радиостанцию на соответствующем канале.

Примечание. Основной радиостанцией для командира корабля является УКВ № 1, для второго пилота — УКВ № 2.

Для включения и использования командных УКВ радиостанции второй пилот должен:

— включить питание радиостанции № 1 или № 2 выключателями «Командная УКВ-1» или «Командная УКВ-2»;

— установить переключатель абонентского аппарата СПУ в положение «УКВ» (радиостанция № 1) или «ДР» радиостанция № 2);

— на пульте управления радиостанцией «Лотос» или «Баклан-20» набрать с помощью наборного устройства нужную частоту и прослушать работу диспетчера;

— для передачи нажать кнопку «Радио» на штурвале;

— для выключения питания радиостанции «Лотос»

или «Баклан-20» № 1 или № 2 установить выключатель «Командная УКВ-1» или «Командная УКВ-2» в нижнее положение.

Для использования командных УКВ радиостанции с рабочего места командира корабля необходимо:

— второму пилоту — по указанию командира корабля включить питание радиостанции № 1 или № 2;

— командиру корабля:

на своем абонентском аппарате СПУ установить переключатель в положение «УКР» или «ДР»;

на пульте управления радиостанцией набрать с помощью наборного устройства нужную частоту и прослушать работу радиостанции;

для передачи нажать кнопку на штурвале с надписью «Радио».

Для использования командных УКВ радиостанций с рабочих мест бортрадиста и штурмана переключатель на абонентских аппаратах СПУ устанавливается в положение «УКР» или «ДР», а переключатель «Командная УКВ-1» или «Командная УКВ-2» — второго пилота — в положение выбранной для работы радиостанции.

Для перехода на передачу необходимо нажать кнопку «Радио», расположенную под абонентским аппаратом бортрадиста или штурмана, либо ножную тангенту бортрадиста.

Примечание. При включенном подавителе помех на пульте управления УКВ радиостанцией дальность радиосвязи уменьшается.

В случае выхода из строя одной УКВ радиостанции экипажу следует переходить на связь на другую УКВ радиостанцию.

Если необходимо одновременно работать на КВ и УКВ радиостанциях, то во избежание взаимных помех на УКВ-2 следует пользоваться только радиостанцией УКВ № 1.

Примечание. Это замечание относится к комплектации КВ радиостанции передатчика 1-РСБ-70 и УКВ радиостанции «Лотос».

6.10.5a. САМОЛЕТНАЯ РАДИОСТАНЦИЯ СВЯЗИ УКВ
ДИАПАЗОНА «ЛАНДЫШ» (Рис. 216)
«БАКЛАН-20»

Общие сведения

Радиостанция «Баклан-20» предназначена для радиосвязи экипажа с наземными станциями связи, а также с другими самолетами. Управление работой радиостанции в полете осуществляется дистанционно с помощью пульта управления и СПУ. Возможности управления работой радиостанции членами экипажа распределяются в следующем порядке:

Вид операции	Элементы управления	Расположение	Члены экипажа				
			командир корабля	второй пилот	штурман	радист	бортировщик
Включение питания бортсети Выбор радиостанции. Пуск на «Передачу—Прием»	АЗС «УКВ-1» и «УКВ-2» Органы коммутации СПУ	РУ постоянного тока радиста На абонентском аппарате СПУ и на панели (штурвале) оператора	+	+	+	+	

Вид операции	Элементы управления	Расположение	Члены экипажа				
			командир корабля	второй пилот	штурман	радист	бортировщик
Выбор частоты связей, рода и режима работы	Переключатель «МГЦ», выключатель «ПШ», регулятор «Громкость»	На пультах управления радиостанции	+	+		+	

Эксплуатация радиостанции

Включение питания

Установите АЗС «УКВ-1» и «УКВ-2» на РУ26 постоянного тока радиста в положение «Включено» (верхнее положение).

Установите выключатели питания «УКВ-1» и «УКВ-2» на электрошитке пилотов в положение «Включено».

Подготовка радиостанции

Установите ручку «МГЦ» на пульте управления в положение необходимой частоты (волны) связи.

Установите выключатель «ПШ» на пульте управления в положение «Выключено» (вниз). При наличии помех выключатель может быть установлен в положение «Включено» (вверх).

Установите регулятор «Громкость» на максимум (до упора вправо).

Работа на передачу—прием

Установите переключатель «СПУ-Радио» на абонентском аппарате в положение «Радио».

Установите переключатель радиосвязей на абонентском аппарате в положение «УКР» (для радиостанции УКВ-1) или в положение «ДР» (для радиостанции УКВ-2).

6.10.6. Радиоконпасы

1 На самолетах Ил-18 установлены либо два комплекта радиоконпасов АРК-5 с электродистанционным управлением (ЭДУ); либо два комплекта радиоконпасов АРК-11.

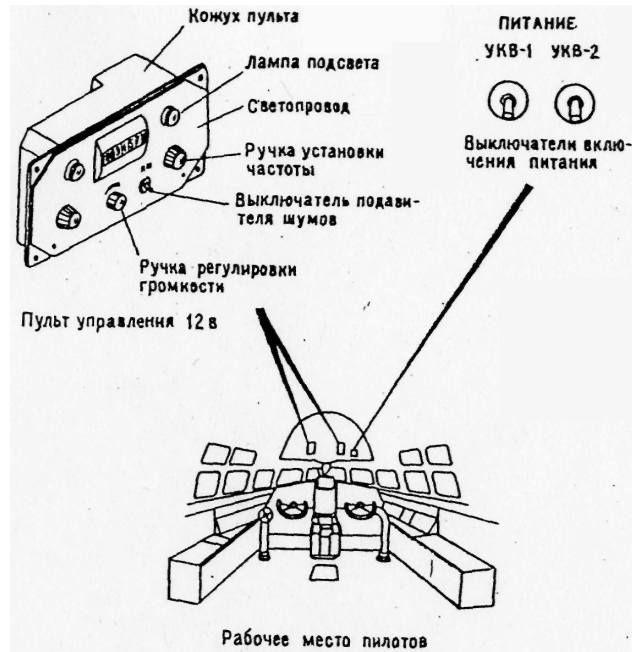


Рис. 216. Элементы управления радиостанциями УКВ-1 и УКВ-2 («Баклан-20»)

Нажмите кнопку «Радио» при передаче, отпустите при приеме. Пользуясь авиагарнитурой (микрофоном и телефонами) или микрофоном с динамиком, передавайте текст передачи и прослушайте сигналы.

При передаче в телефонах должны прослушиваться сигналы самопрослушивания, а при приеме — сигналы радиоприема.

ВНИМАНИЕ! Если частота настройки радиостанции «Баклан» совпадает с гармонической составляющей частоты настройки радиостанции «МИКРОН», то прием радиостанцией «Баклан» во время работы радиостанции «МИКРОН» на передачу невозможен.

2. Включение радиокompасов АРК-5 и управление ими осуществляется на самолетах ранних серий командиром корабля или вторым пилотом, на самолетах более поздних серий — штурманом, так как щитки управления радиокompасами установлены у него. От штурмана же осуществляется включение радиокompасов АРК-11 и управление ими.

3. Индикация курсовых углов радиостанций независимо от места установки щитков радиокompасов и типа радиокompасов обеспечивается одновременно штурману и обоим пилотам.

4. Подключение телефонов любого члена экипажа к выходу первого радиокompаса производится в положении «РК-1» переключателя абонентского аппарата СПУ, а к выходу, второго радиокompаса — в положении «РК-2».

5. Для настройки радиокompасов АРК-11 № 1 и № 2 применяются индикаторы настройки.

6. Так как некоторые приводные радиостанции нестабильны, а настройка радиокompаса установлена и поддерживается стабильной с погрешностью не более ± 200 гц, то настраивать радиокompас на такие радиостанции трудно, потому что частота настройки радиокompаса может заметно не совпадать с частотой настройки приводной радиостанции, указанной в регламенте. Поэтому, если позывные приводной радиостанции не прослушиваются, хотя самолет находится в зоне действия этой радиостанции, нужно, изменяя настройку радиокompаса в обе стороны на несколько килогерц, найти эту станцию.

7. Для включения и использования радиокompасов № 1 и № 2 необходимо:

— установить переключатель на абонентском аппарате СПУ в положение радиокompаса, используемого в данный момент («РК-1» или «РК-2»);

— включить питание одного или обоих радиокompасов переключателем рода работы на щитке управления радиокompасом;

— настроить радиокompасы на нужные радиостанции, после чего использовать их для радионавигации.

Радиокompасы позволяют решать в полете следующие задачи:

—полет на радиостанцию пассивным (без учета угла сноса) и активным (с учетом угла сноса) методами;

— полет от радиостанции;
— определение места самолета пеленгованием двух радиостанций.

6.10.6.1. Полет на радиостанцию

1. При полете на радиостанцию пассивным методом необходимо:

— настроить радиокompас на частоту приводной радиостанции;
— установить переключатель рода работы в положение «Компас-1»;
— установить стрелку радиокompаса на нуль, разворачивая самолет в сторону отклонения стрелки;
— выдерживать направление полета по нулевому положению указателя радиокompаса.

Момент пролета приводной радиостанции будет отмечен поворотом стрелки радиокompаса от 0 до 180°.

2. При полете на радиостанцию активным методом необходимо:

—настроить радиокompас на частоту приводной радиостанции:

— установить переключатель рода работ в положение «Компас-1»;

— курс полета установить таким, чтобы стрелка указателя радиокompаса удерживалась на делении, соответствующем углу сноса (при правом снесе), или его дополнению 360° (при левом снесе).

Если угол сноса неизвестен, курс следования подбирать так:

— разворотом самолета привести стрелки указателя радиокompаса на нуль, заметив при этом значение МК;

— продолжать полет, удерживая стрелку указателя радиокompаса на нуле;

— при изменении МК не менее чем на 3°, что указывает на уклонение самолета (вправо — при уменьшении, влево — при увеличении курса), самолет повернуть в сторону, обратную снесу, удерживая стрелки указателя радиокompаса на отсчете 8—10° (или 350—352°);

— продолжая полет, следить за курсом;

— если курс изменяется, поправку на снос увеличить или уменьшить на 4—5°; эту поправку вводить до тех пор, пока курс не перестанет изменяться.

6.10.6.2. Полет от радиостанции

Для выполнения полета от радиостанции необходимо:

— включить радиокompас и настроить его на заданную радиостанцию;

— установить переключатель рода работы в положение «Компас-1»;

— вывести самолет на заданный курс и заметить на радиокompасе КУР радиостанции;

— выдерживая курс по магнитному компасу или ГПК, наблюдать за показаниями радиокompаса.

При этом надо иметь в виду следующее: если при неизменном курсе КУР не изменяется, полет происходит по ЗЛП, если КУР увеличивается, — самолет сносит вправо, если КУР уменьшается, — самолет сносит влево.

6.10.6.3. Определение места самолета пеленгованием двух радиостанций

Для определения места самолета пеленгованием двух радиостанций необходимо:

— до полета наметить на карте 2—3 радиостанции, провести от них и оцифровать магнитные пеленги на карте;

— определить и зафиксировать частоты двух радиостанций, для которых приготовлена карта;

— в полете включить радиокompасы и нажать поочередно кнопки, фиксирующие частоты намеченных радиостанций;

— снять показания МПР обоих компасов;

— по пересечению МПР на карте определить место самолета.

6.10.7. Маркерный радиоприемник

Маркерный радиоприемник никаких органов управления не имеет. У командира корабля и второго пилота на приборных досках имеются лампы сигнализации от маркерного приемника, а в пульте командира корабля установлен звонок.

6.10.8. Радиовысотомер РВ-2 с сигнализатором заданной высоты

Включать радиовысотомер РВ-2 и пользоваться им может только командир корабля. Для этого он должен:

— включить питание радиовысотомера выключателем, расположенным на указателе высоты;

— перед взлетом на старте проверить работоспособность радиовысотомера;

— в полете установить необходимый диапазон измерения высоты переключателем на указателе высоты РРВ-46;

— выключить питание радиовысотомера выключателем, расположенным на указателе высоты.

Сигнализатор С-2В или СВ-Р включается автоматически при включении и выключении радиовысотомера РВ-2. Перед использованием сигнализатора следует установить нужный переключатель задатчика в положение, соответствующее той высоте, которую необходимо сигнализировать.

Для проверки работоспособности сигнализатора необходимо включить питание радиовысотомера, установить переключатель на задатчике С-2В «Метры I Диапа-

зон» в положение «К», а затем переключить его в любое другое положение, например «90». При этом должна работать сигнализация в течение 4—8 сек.

Установить переключатель на задатчике сигнализатора «Метры II Диапазон» в положение «К», а затем переключить его в любое другое положение, например «400». После этого также должна работать сигнализация.

Работоспособность приставки СВ-Р проверяется путем установки одного из переключателей задатчика из положения «Вык.» на любую цифру. При этом в телефонах в течение 4—7 сек должен прослушиваться звуковой сигнал (тон 400 гц) и должны гореть лампы табло. Следует иметь в виду, что на высоте, превышающей запас чувствительности радиовысотомера, могут быть ложные срабатывания сигнализации, поэтому по достижении самолетом высоты 100—120 м необходимо переключить радиовысотомер на второй поддиапазон. На высоте, превышающей 1200 м, во избежание ложных срабатываний сигнализации приставку следует выключить, установив переключатель второго поддиапазона задатчика в положение «Вык.».

6.10.9. Аппаратура навигации и посадки

6.10.9.1. Аппаратура для захода на посадку по системам СП-50 и ИЛС

Включать и использовать курсовой и глиссадный приемники КРП-Ф и ГРП-2 может только командир корабля. Для этого ему необходимо выполнить следующие операции:

— перед включением питания приемников убедиться, что стрелки приборов ПСП-48 находятся строго в центре шкалы; в случае необходимости установить их по центру шкалы механическими корректорами приборов;

— включить питание приемников выключателем на щитке управления М-50;

— установить переключатель каналов на щитке управления на рабочий канал; переключатель рода работ «ИЛС—СП-50» установить в соответствующее положение;

— когда самолет будет находиться в зоне действия наземных маяков, убедиться в работоспособности кур-

сового и глиссадного приемников по отклонению стрелки и закрытию бленкеров на приборах ПСП-48;

— проверить электрический нуль стрелки курса, для чего нажать ручку «Баланс—Контроль нуля»; если стрелка курса при этом не установится в центре черного кружка шкалы, то, не отпуская ручку, повернуть ее в ту или другую сторону до установки стрелки в центре черного кружка; указанная проверка производится только при работе системы в режиме «СП-50».

Предупреждение. Вращать ручку баланса с одновременным ее нажатием можно только тогда, когда окна бленкеров на приборах ПСП-48 закрыты черным флажком;

— после выхода на эшелон выключить питание курсоглиссадной аппаратуры.

6.10.9.2. Аппаратура захода на посадку и навигации по системам СП-50, ИЛС и ВОР

На самолетах Ил-18 вместо аппаратуры КРП-Ф и ГРП-2 с амплитудной приставкой может устанавливаться аппаратура Курс-МП-1 или Курс-МП-2.

Включается и используется аппаратура Курс-МП-2 так же, как и аппаратура Курс-МП-1, поэтому дальнейшее описание аппаратуры Курс-МП-1 будет справедливо и для аппаратуры Курс-МП-2.

6.10.9.2.1. Включение аппаратуры Курс-МП-1 и определение ее готовности к работе

Управление аппаратурой Курс-МП-1 осуществляется с рабочих мест пилотов и штурмана.

Для включения и использования аппаратуры необходимо:

1. Включить питание аппаратуры Курс-МП-1 с помощью пяти автоматов АЗС, расположенных на ЦРЩ штурмана (Курс-МП—«Сигнал», «Курс-МП-1», «Курс-МП-2», «РМИ-1» и «РМИ-2»).

Эти АЗС являются не только предохранителями, но и выключателями цепей управления.

Примечание. Включение аппаратуры под напряжение питания необходимо производить за 5—10 мин до начала работы. Это время необходимо для прогрева элементов аппаратуры, стабилизации ее работы и отработки следящих систем в исходное положение.

286

2. Установить переключатель «Род работ» на пульте (селекторе) выбора радиосистем в положение выбранной

для использования системы — «РСБН», «РСБН»/«СП-50», «1», «Совм.» или «2», а также установить переключатель «ИЛС—СП-50» и переключатель маркера «Маршрут—Посадка» в соответствующее положение.

3. На блоках управления установить частоту выбранного для использования маяка ВОР, СП-50 или ИЛС.

4. На селекторе азимута установить азимут.

5. Командиру корабля и второму пилоту на РМИ установить переключатели в соответствующее положение («АРК-1, ВОР-1», «АРК-2, ВОР-2»).

6. Штурману установить переключатели «АРК-1, ВОР-1» и «АРК-2, ВОР-2» в необходимое для работы положение.

Готовность полукомплектов аппаратуры Курс-МП-1 к работе в режиме навигации определяется по прекращению свечения курсовых («К») сигнальных ламп на пульте выбора радиосистем (левая — первого полукомплекта, правая — второго полукомплекта) и закрытию курсовых (белых) бленкеров на приборах НКП-4.

Готовность полукомплектов аппаратуры к работе в режиме «Посадка» определяется по прекращению свечения курсовых («К») и глиссадных («Г») сигнальных ламп на пульте выбора радиосистем (левые — первого полукомплекта, правые — второго полукомплекта) и закрытию курсовых (белых) и глиссадных (желтых) бленкеров на приборах НКП-4.

В режиме навигации и посадки на табло, расположенном на приборных досках командира корабля и второго пилота, загораются лампы сигнализации выбранного режима работы («ВОР», «СП-50» или «ИЛС»),

При пролете маркерных маяков в телефонах пилотов прослушивается сигнал маркера. Кроме того, сигнализация пролета маркерного маяка выведена на звонок и на лампы приборных досок командира корабля и второго пилота. Переключатель «Маркер» на пульте выбора радиосистем изменяет чувствительность приемника и используется в зависимости от полета на маршруте или посадке.

6.10.9.2.2. Самолетовождение и посадка с помощью бортовой аппаратуры Курс-МП-1

Краткая характеристика оборудования, используемого для выполнения самолетовождения и посадки

Аппаратура Курс-МП-1 предназначена для самолетовождения по воздушным трассам, оборудованным маяками ВОР, и для захода на посадку по маякам системы СП-50 и ИЛС.

Для выполнения самолетовождения и захода на посадку используется следующее оборудование, установленное на самолете:

- 1) НКП-4 (навигационно-курсовой прибор);
- 2) РМИ (радиомагнитный индикатор);
- 3) пульт (селектор) выбора радиосистем;
- 4) блок управления (щиток настройки полукompлекта);
- 5) селектор азимута.

Н К П-4

Навигационно-курсовой прибор (НКП-4) предназначен для пилотирования самолета в режиме самолетовождения и посадки по курсовой и глиссадной стрелкам (планкам) положения.

Прибор НКП-4 устанавливается на приборных досках командира корабля и второго пилота. НКП-4 имеет внутреннюю подвижную шкалу с ценой деления 2°. Курс самолета отсчитывается по этой шкале, против неподвижного треугольного индекса.

Так как прибор НКП-4 подключен к указателю штурмана (УШ), то он повторяет его показания.

НКП-4 имеет и внешнюю шкалу, на которой нанесены десятиградусные деления, необходимые для отсчета курсовых углов радиостанций.

В приборе имеются две стрелки: узкая (желтая) и широкая (белая).

Узкая (желтая) стрелка предназначена для отсчета курсовых углов радиостанций только первого комплекта АРК.

Широкая стрелка — это стрелка курсозадатчика. Она приводится в движение с помощью рукоятки, расположенной в нижнем правом углу прибора. Устанавливать

курс обязательно только при пилотировании самолета по командным стрелкам в директорном режиме.

В центральной части прибора НКП-4 расположены курсовая (белая) и глиссадная (желтая) стрелки (планки) и два бленкера для курсовой и глиссадной стрелок. Цвет бленкеров соответствует цвету курсовой и глиссадной стрелки.

При выполнении самолетовождения по маякам ВОР используется только курсовая (белая) стрелка прибора НКП-4.

Для выполнения полета по линии заданного пути (линии заданного азимута маяка ВОР) требуется удерживать в центре белого кружка курсовую стрелку прибора НКП-4, а при заходе на посадку — и глиссадную (желтую) стрелку.

РМИ

Радиомагнитный индикатор РМИ предназначен для снятия показаний магнитного курса самолета, пеленгов (азимуты) и курсовых углов радиостанций и маяков ВОР.

Индикатор устанавливается на приборных досках командира корабля и второго пилота.

РМИ имеет внутреннюю подвижную шкалу с ценой деления 2°. Курс самолета отсчитывается по этой шкале, против неподвижного треугольного индекса.

Радиомагнитный индикатор показывает магнитный курс самолета независимо от положения переключателя на пульте управления курсовой системой, расположенного у штурмана.

РМИ имеет также внешнюю неподвижную шкалу. На ней через 45° нанесены треугольные индексы, предназначенные для грубого отсчета курсовых углов радиостанций и маяков ВОР. На приборах РМИ последних выпусков на внешней неподвижной шкале нанесены точки на четырех курсовых углах (240, 290, 70 и 120°). На лицевой стороне прибора РМИ расположены две стрелки (узкая и широкая), предназначенные для снятия (отсчета) курсовых углов и пеленгов (азимуты) радиостанций маяков ВОР.

Узкая стрелка показывает значение пеленга (азимута) и курсового угла только первого (основного) комп-

лекта АРК, настроенного на радиостанцию, или первого полукомплекта Курс-МП-1 настроенного на маяк ВОР.

Широкая стрелка показывает значение пеленга (азимута) и курсового угла только второго (запасного) комплекта АРК, настроенного на радиостанцию, или второго полукомплекта Курс-МП-1 настроенного на маяк ВОР.

В нижней части прибора расположены две рукоятки (два флажка) с нанесенными на них стрелками (на левой рукоятке стрелка узкая, на правой — широкая). Под рукоятками расположено по одному смотровому окну. В зависимости от положения рукоятки в смотровом окне может быть надпись: в левом «АРК-1» или «ВОР-1»; в правом — «АРК-2» или «ВОР-2».

В зависимости от положения левого переключателя узкая стрелка РМИ будет показывать курсовой угол радиостанции только основного комплекта АРК (в положении переключателя «АРК-1») или азимут маяка ВОР только первого полукомплекта системы Курс-МП-1 (положение переключателя — («ВОР-1»). В зависимости от положения правого переключателя широкая стрелка будет показывать КУР второго (резервного) комплекта АРК или азимут второго полукомплекта системы Курс-МП-1.

Пульт (селектор) выбора радиосистем

Пульт выбора радиосистем предназначен для выбора режимов работы бортовых радиосредств (РСБН, ВОР, ИЛС и СП-50). Он устанавливается на самолете Ил-18 выше средней приборной доски пилотов и имеет три переключателя.

В верхнем левом углу пульта расположен переключатель с надписью «ИЛС—СП-50». При заходе на посадку по системе ИЛС переключатель необходимо установить в левое положение (против надписи «ИЛС»), а по системе СП-50 — в правое положение (против надписи «СП-50»).

В верхнем правом углу пульта расположен переключатель с надписью «Маршр - Посадка». При полете по маршруту, должен стоять в положении «Маршр», при заходе на посадку — в положении «Посадка».

В нижней части пульта расположен переключатель с пятью фиксированными положениями. С помощью этого переключателя можно обеспечить следующие варианты

подключения аппаратуры Курс-МП-1 и РСБН к приборам НКП-4: «РСБН», «РСБН»/«СП-50», «1», «Совм.» и «2».

При установке переключателя в положение «РСБН» на приборы НКП-4 командира корабля и второго пилота подаются сигналы от аппаратуры РСБН.

При установке переключателя в положение «РСБН» / «СП-50»

на прибор НКП-4 командира корабля подаются сигналы только от аппаратуры РСБН, а на прибор НКП-4 второго пилота — только от системы СП-50 первого полукомплекта аппаратуры Курс-МП-1 в режиме посадки. При этом сохраняется автоматическое переключение прибора НКП-4 второго пилота на второй полукомплект аппаратуры Курс-МП-1 при выходе из строя первого полукомплекта. Для автоматического перехода с первого полукомплекта на второй необходимо на обоих полукомплектах аппаратуры Курс-МП-1 установить одинаковое значение частоты наземного маяка системы посадки.

При установке переключателя в положение «1» на приборы НКП-4 командира корабля и второго пилота поступают сигналы только от первого полукомплекта аппаратуры Курс-МП-1. В случае отказа первого полукомплекта аппаратуры Курс-МП-1 к приборам НКП-4 командира корабля и второго пилота автоматически подключается второй ее полукомплект.

Этот режим работы аппаратуры Курс-МП-1 является основным видом эксплуатации при выполнении захода на посадку по системам СП-50 и ИЛС.

При установке переключателя в положение «Совм.» сигналы от первого полукомплекта аппаратуры Курс-МП-1 поступают на прибор НКП-4 командира корабля, а от второго полукомплекта — только на прибор НКП-4 второго пилота. В положении «Совм.» полукомплекты работают без резервирования.

При установке переключателя в положение «2» на приборы НКП-4 командира корабля и второго пилота поступают сигналы только от второго полукомплекта аппаратуры Курс-МП-1. В положении «2» полукомплекты работают без резервирования.

Этот режим предусмотрен для работы в случае отказа первого полукомплекта и выхода из строя автоматики

переключения. Режим работы каждого полукомплекта зависит от установки частоты на соответствующих блоках управления, а режим захода на посадку — также и от положения переключателя «ИЛС—СП-50» на пульте выбора радиосистем.

Блок управления (щиток настройки полукомплекта)

Блок управления предназначен для настройки полукомплекта на частоту работы наземных маяков ВОР, СП-50 и ИЛС.

На самолете для каждого полукомплекта имеется свой блок управления, расположенный на левом борту, между местами командира корабля и штурмана. Блок управления имеет барабан и флажок, с помощью которых устанавливается частота работы наземных маяков в диапазоне 108—118 МГц.

При установке нечетных частот в диапазоне 108,1—111,9 МГц автоматически включается режим «ИЛС». При установке нечетных частот в диапазоне 112,0—117,9 МГц и четных частот в диапазоне 108,2—111,8 МГц автоматически включается режим «ВОР».

Селектор азимута

Селектор азимута предназначен для обеспечения полета самолета по строго определенному направлению (азимуту) относительно расположения маяка ВОР. Это направление полета заранее устанавливается на селекторе азимута. Селектор азимута предназначен также и для определения точного значения азимута маяка ВОР при решении задач самолетовождения.

Селектор азимута входит в состав каждого полукомплекта аппаратуры Курс-МП-1 и устанавливается на самолете на левом борту, между местами командира корабля и штурмана.

На лицевой стороне селектора азимута в верхней части расположены два световых табло с надписью: с левой стороны — «НА», с правой — «ОТ». Загорание соответствующего табло указывает направление полета самолета — на маяк или от маяка. В средней части селектора расположено окно, в котором имеется барабан:

со шкалой от 1 до 360, где каждое деление соответствует 1°. В правом нижнем углу расположена рукоятка, с помощью которой устанавливается нужное значение азимута для выполнения полета в заданном направлении по нуль-индикатору. В нижнем левом углу расположен флажок, с помощью которого можно изменять азимут на 180° с одновременным перебросом фазы.

При пролете маяка ВОР автоматически происходит переброс фазы на 180°, чем при дальнейшем полете самолета от маяка в заданном направлении обеспечивается правильное (прямое) показание стороны местонахождения линии заданного пути, которое и фиксируется стрелкой прибора НКП-4 (стрелка справа — ЛЗП справа и наоборот). Поэтому в момент прохода маяка ВОР необходимо с помощью правой нижней рукоятки только установить (уточнить) значение нового азимута, по которому будет выполняться дальнейший полет по ЛЗП.

Изменение азимута на 180° и, следовательно, переброс фазы с помощью флажка селектора необходимо производить только в случае, когда самолет, выполняя полет на маяк и не долетая до него, выполнит разворот, близкий к 180°; для дальнейшего полета в противоположном направлении. Во всех остальных случаях флажок должен быть опущен вниз.

6.10.9.2.3. Особенности эксплуатации двух полукомплектов аппаратуры Курс-МП-1

В связи с установкой на самолете двух полукомплектов аппаратуры Курс-МП-1 обеспечиваются следующие варианты их эксплуатации:

1. Одновременная работа полукомплектов по двум различным маякам ВОР.

Данный режим работы является основным во время полета по воздушным трассам, оборудованным маяками ВОР. При этом индикация азимутов и КУР обоих маяков осуществляется на приборах РМИ. Индикация же азимутов на внешнюю шкалу УШ может осуществляться только при установке переключателей «АРК-1, ВОР-1» и «АРК-2, ВОР-2» в положения «ВОР-1» и «ВОР-2».

Заданный магнитный азимут для полета на маяк или от маяка устанавливается на селекторе того полукомплекта, по которому в данный момент будет осуществляться пилотирование самолета по прибору НКП-4.

Курсовые стрелки (планки) прибора НКП-4 показывают отклонение самолета от заданной линии пути.

2. Одновременная работа одного полукомплекта в режиме «ВОР», а другого полукомплекта в режиме «ИЛС».

Данный режим работы применяется при выполнении предпосадочного маневра по маяку ВОР, расположенному в районе аэродрома, для выхода на посадочную прямую с дальнейшим переходом на маяк ИЛС для выполнения посадки.

При одновременной работе по маякам ВОР и ИЛС используется «Совм.» режим при условии, что пилотирование самолета до выхода на посадочную прямую осуществляет второй пилот. В этом случае первый полукомплект должен быть настроен на маяк ИЛС, второй — на маяк ВОР. На прибор НКП-4 командира корабля будут подаваться сигналы от курсо-гладных маяков системы посадки ИЛС, а на прибор НКП-4 второго пилота — от маяка ВОР. В момент выхода в зону курсового маяка системы посадки ИЛС необходимо переключатель на пульте выбора радиосистем поставить в положение «1», а для резервирования канала посадки — второй полукомплект настроить на маяк ИЛС.

3. Одновременная работа обоих полукомплектов в режиме посадки по маякам СП-50 или ИЛС.

Данный режим работы аппаратуры Курс-МП-1) является основным при выполнении захода на посадку по курсо-гладным маякам систем посадки СП-50 и ИЛС. Оба полукомплекта должны быть настроены на частоту системы посадки аэродрома.

В целях резервирования канала посадки переключатель на пульте выбора радиосистем должен быть установлен в положение «1». На приборы НКП-4 командира корабля и второго пилота подаются сигналы от первого полукомплекта аппаратуры Курс-МП-1. При отказе первого полукомплекта автоматически подключается второй полукомплект аппаратуры Курс-МП-1 к приборам НКП-4 командира корабля и второго пилота.

6.10.9.2.4. Задачи, решаемые с помощью аппаратуры Курс-МП-1 в режиме навигации

При работе по маякам ВОР с аппаратурой Курс-МП-1 можно решать следующие навигационные задачи:

— определять магнитный азимут на наземный маяк ВОР от места самолета;

— выполнять полет по равнотгальной зоне заданного магнитного азимута маяка (по линии заданного пути) с использованием прибора нуль-индикатора;

— определять местонахождение самолета по магнитным азимутам двух маяков ВОР;

— определять угол сноса, т. е. разность между ЗПУ и ФПУ, при установившемся режиме полета самолета.

6.10.9.2.5. Выполнение полета по линии заданного пути

Для полета самолета по линии заданного пути (по линии заданного азимута) на маяк или от маяка ВОР необходимо:

1. Проверить, включено ли питание и сигнализация аппаратуры Курс-МП-1

2. Установить частоту выбранного маяка ВОР на блоке управления. У командира корабля и второго пилота на световом табло должна появиться надпись «ВОР».

3. Прослушать позывные маяка ВОР, для чего необходимо установить переключатель абонентского аппарата СПУ в положение «РК-1» для первого полукомплекта и в положение «РК-2» для второго полукомплекта. Перед прослушиванием позывных необходимо переключатели «АРК-1, ВОР-1» и «АРК-2, ВОР-2» установить в положения «ВОР-1» и «ВОР-2». При этом должны не только прослушиваться позывные, но и на шкале КУР УШ идентифицироваться азимуты маяков ВОР, отсчитываемые по стрелкам АРК.

4. Установить на пульте выбора радиосистем режим работы аппаратуры («1», «Совм.», «2»).

5. Установить флажки на РМИ в положения «ВОР-1» и «ВОР-2».

6. Установить на селекторе магнитный азимут, снятый с карты для полета самолета на маяк или от маяка ВОР. После установки азимута должно загореться табло с надписью «НА» при полете на маяк и с надписью «ОТ» — при полете от маяка. Азимут определяется как угол, заключенный между магнитным меридианом, проходящим через место маяка, и заданной линией полета самолета.

Магнитный азимут во всех случаях полета на маяк будет близким к магнитному курсу следования самолета

(будет отличаться от него только на величину схождения меридианов, разности магнитных склонений места установки маяка и места самолета, угла сноса и ошибок курсовой системы).

После установки заданного магнитного азимута курсовая стрелка (планка) прибора НКП-4 укажет сторону нахождения линии заданного пути (стрелка справа — ЛЗП справа и наоборот). Затем необходимо выполнить доворот самолета в сторону курсовой стрелки (планки) и следовать с этим курсом до выхода на ЛЗП.

Угол подхода самолета к ЛЗП может быть различным и зависит от линейного бокового уклонения, минимально допустимого времени выхода на ЛЗП и навигационной обстановки.

После приближения курсовой стрелки прибора НКП-4 к периферии кружка взять курс, разный ЗПУ, с учетом угла сноса. Дальнейший полет выполнять в обычном порядке, пилотируя самолет так, чтобы удерживать курсовую стрелку прибора НКП-4 в пределах кружка.

Стрелки РМИ в течение всего полета должны показывать азимут маяка ВОР, на который настроены полуккомплекты аппаратуры Курс-МП-1.

Для выхода на маяк ВОР, на который настроен данный полуккомплект, необходимо взять магнитный курс самолета, равный азимуту, снятому с РМИ. Для полета по азимуту, снятому с РМИ, необходимо установить его на селекторе азимута и пилотировать самолет по курсовой стрелке прибора НКП-4. Для снятия азимута маяка ВОР по УШ необходимо переключатели «АРК-1, ВОР-1» и «АРК-2, ВОР-2» установить в положения «ВОР-1» и «ВОР-2».

Азимут по УШ отсчитывается по внешней неподвижной шкале курсовых углов радиостанций против острых концов стрелок указателя.

6.10.9.2.6. Посадка по системе ИЛС

Для захода на посадку по маякам системы ИЛС необходимо:

1. Перед включением питания аппаратуры Курс-МП-1 убедиться, что планки приборов НКП-4 находятся в центре перекрестия. Если планки не находятся в центре, то необходимо установить их в нужное положение с по-

мощью механических корректоров, находящихся в верхней части приборов НКП-4, с надписью «К» (курс) и «Г» (глиссада).

Предупреждение. При включенном питании аппаратуры Курс-МП-1 указанная корректировка ЗАПРЕЩАЕТСЯ, так как она приведет к неправильным показаниям приборов НКП-4.

2. Включить питание аппаратуры Курс-МП-1.

3. Установить переключатели на пульте выбора радиосистем в положения «ИЛС», «Посадка» и «I».

4. Установить на блоках управления обоих полуккомплектов рабочую частоту маяка ИЛС.

5. Установить на РМИ переключатели в положения «АРК-1» и «АРК-2».

Готовность полуккомплектов аппаратуры Курс-МП-1 для работы с маяками ИЛС определяется по погасанию курсовых («К») и глиссадных («Г») сигнальных ламп, расположенных на пульте выбора радиосистем (левые лампы — первого полуккомплекта, правые — второго полуккомплекта), и по закрытию курсового и глиссадного бленкеров на приборах НКП-4.

Прослушать позывные сигналы маяка ИЛС, для чего необходимо:

— на щитке штурмана переключатель «РК-1 — VOR-1» установить в положение «VOR-1»;

— переключатель абонентского аппарата СПУ установить в положение «РК-1».

Позывные маяка ИЛС прослушиваются после набора частоты, а затем — в случае сомнений в правильности работы системы ИЛС.

После входа в зону курсового и глиссадного маяков системы посадки ИЛС пилотирование самолета по прибору НКП-4 производится в обычном порядке — путем удержания курсовой и глиссадной стрелок (планок) в центре перекрестия.

6.10.9.2.7. Посадка по маякам системы СП-50

Для захода на посадку по маякам системы СП-50 необходимо:

1. Перед включением питания аппаратуры Курс-МП-1 убедиться, что планки приборов НКП-4 находятся в центре перекрестия. Если планки занимают другое положение, их необходимо установить в центр перекрестия

с помощью механических корректоров, находящихся в верхней части приборов НКП-4 с надписью «К» (курс) и «Г» (глиссада).

Предупреждение. При включенном питании аппаратуры Курс-МП-1 указанная корректировка ЗАПРЕЩАЕТСЯ, так как она приведет к неправильным показаниям приборов НКП-4.

2. Включить питание аппаратуры Курс-МП-1

3. Установить переключатели на пульте выбора радиосистем в положения «СП-50», «Посадка» и «Г».

4. Установить на блоках управления обоих полукомплектов рабочую частоту маяка СП-50 аэродрома посадки.

5. Установить на РМИ переключатели в положения «АРК-1» и «АРК-2».

6. Проверить электрический нуль аппаратуры.

Командиру корабля нажать ручку «Баланс-1» на щитке баланса. Если при этом курсовая стрелка (планка) прибора НКП-4 командира не установится в центре перекрестия, то, не отпуская ручку «Баланс-1», вращать ее вправо или влево до установки стрелки (планки) в центре перекрестия, после чего отпустить ручку.

Указанную работу при проверке электрического нуля выполнить для второго полукомплекта аппаратуры Курс-МП-1, пользуясь при этом ручкой «Баланс-2».

Предупреждение. Проверку электрического нуля можно производить только в случае, если самолет находится в зоне действия курсового маяка СП-50, когда курсовые стрелки (планки) приборов НКП-4 отклонены, сигнальные лампы не горят, бленкеры приборов НКП-4 закрыты.

Готовность полукомплектов аппаратуры Курс-МП-1 для работы с маяками системы посадки СП-50 определяется по погасанию курсовых («К») и глиссадных («Г») сигнальных ламп, расположенных на пульте выбора радиосистем (левые лампы — первого полукомплекта, правые — второго полукомплекта), и по закрытию курсового и глиссадного бленкеров на приборах НКП-4.

После входа в зону действия курсового и глиссадного маяков системы посадки СП-50 пилотирование самолета по приборам НКП-4 производится в обычном порядке — путем удержания курсовой и глиссадной стрелок (планок) в центре перекрестия.

6.10.10. Самолетный ответчик СОМ-64

Управление ответчиком осуществляет второй пилот.

1. Для включения ответчика необходимо:

— включить питание ответчика и высотомера УВИД-30-15 с помощью АЗС;

— на пульте управления ответчика включить тумблер СО-63.

Через 1—2 мин после включения ответчика нажатием кнопки «Контроль» проверить его исправность по загоранию лампы «Контроль», в режимах «РСР», «УВД», «RBS».

Установить переключатель режимов работы в положение «023М».

2. При полетах по внутрисоюзным трассам на пульте управления ответчика необходимо:

— установить переключатель «Волна» в положение «2»;

— установить переключатель «Режим работы» на исполнительном старте в положение «УВД»;

— в отдельных случаях по команде диспетчера с земли для индивидуального опознавания самолета нажать и отпустить кнопку «Знак»;

— при аварийных ситуациях предохранительный колпачок «Авария» ОТКИНУТЬ, тумблер под колпачком ВКЛЮЧИТЬ.

3. При полетах на международных трассах необходимо:

— на пульте управления ответчиком переключатель «Режим работы» установить в положение «RBS»;

— на пульте управления ИКАО:

а) переключатель кодов установить в положение «А» (по команде диспетчера — в положение «В» или «С»);

б) переключателями «Набор номера» установить номер (код) согласно летному заданию или по команде диспетчера;

а) по команде с земли выключатель «МЧ» установить в положение «Выключено»;

г) при потере радиосвязи с зарубежным аэродромом необходимо переключателем «Набор номера» установить число «7600»;

д) при необходимости передачи сигнала бедствия переключателем «Набор номера» установить число «7700».

На маршруте работа ответчика контролируется по периодическому вспыхиванию лампы «Контроль». При выходе самолета за радиус действия радиолокатора лампы «Контроль» гаснет.

После посадки (до начала руления) ответчик COM-64 выключить.

6.10.11. ИЗДЕЛИЕ 020

Управление изделием осуществляет командир корабля.

Для включения изделия необходимо:

— включить питание выключателем «Питание», установленном на щитке управления; при этом должны загореться лампы «КОД—Включен» и «Контроль питания»;

— переключатель кодов на щитке управления установить в требуемое положение.

Контроль работы ответчика осуществляется по индикаторной лампе на его щитке.

6.10.12. САМОЛЕТНОЕ ПЕРЕГОВОРНОЕ УСТРОЙСТВО СПУ-6 (СПУ-7)

Самолетное переговорное устройство обеспечивает внутреннюю связь между членами экипажа. Кроме того, с помощью абонентского аппарата СПУ и ряда дополнительных переключателей каждый член экипажа, кроме бортпроводника, может использовать радиоаппаратуру, которая ему необходима в полете.

Питание СПУ включает бортрадист выключателем СПУ» на панели бортрадиста.

На всех абонентских аппаратах переключатель «Сеть № 1 — Сеть № 2» может находиться в любом положении.

1. Для вызова по СПУ любым членом экипажа, за исключением бортпроводника, любого другого члена экипажа достаточно нажать штурвальную кнопку «СПУ» командира корабля либо второго пилота, или кнопку «СПУ» под щитком управления приемника УС-8 бортрадиста, или кнопку штурмана под абонентским аппаратом СПУ.

При нажатии кнопки «СПУ» ларингофоны абонента подключаются к входу усилителя СПУ, а его телефоны — к выходу усилителя; при этом сигнал приемника радиостанции, на которую был установлен переключатель абонентского аппарата, прослушивается с пониженной громкостью по сравнению с сигналом, передаваемым по сети внутренней связи.

Уровень сигнала, поступающего с выхода усилителя СПУ, регулируется поворотом ручки регулятора громкости «Общая», а сигнала, поступающего с выхода приемника — поворотом ручки регулятора громкости «Ра-о» (для СПУ-7Б — регулятором громкости «Прослушивание»).

2. Для вызова командира корабля или второго пилота бортпроводник должен включить переключатель «Левый—Правый», установленный в помещении буфета. в положение «Левый» или «Правый» (в зависимости от того, с кем бортпроводник предполагает вести разговор — с командиром корабля или со вторым пилотом) и нажать тангенту на телефонной трубке.

3. Любой из членов экипажа, за исключением бортпроводника, при необходимости срочного сообщения всем членам экипажа нажимает на своем абонентском аппарате кнопку циркулярного вызова «Циркулярный вызов» и ведет передачу, которую будут слышать все члены экипажа независимо от положения переключателей на их абонентских аппаратах СПУ. При этом сигнал радиоприемника у членов экипажа будет прослушиваться с пониженной громкостью по сравнению с громкостью сигнала, передаваемого по цепям внутренней связи, и может быть отрегулирован регулятором громкости «Радио» (или регулятором громкости «Прослушивание» — для СПУ-7Б) на абонентских аппаратах. Громкость сигнала с выхода усилителя СПУ устанавливается регулятором громкости «Общая».

4. Для вызова одним членом экипажа любого другого члена экипажа нужно кратковременно нажать кнопку циркулярного вызова на своем абонентском аппарате и вызвать голосом нужного абонента, предварительно убедившись, что он не занят связью.

Затем оба должны установить переключатели на абонентских аппаратах в положение «СПУ» и вести переговоры.

При полетах без бортрадиста на самолетах с доработанной электросхемой СПУ-7Б бортмеханику (для записи докладов на магнитофоне) использовать авиагарнитуру, подключаемую к абонентскому аппарату бортрадиста при чтке Карты контрольной проверки.

Для этого включить переключатель СПУ на панели бортрадиста рядом с кнопкой СПУ, после завершения чтки Карты переключатель СПУ выключить.

6.10.13. Самолетное громкоговорящее устройство СГУ-15

Аппаратура СГУ-15 является дополнением к самолётному переговорному устройству (СПУ-6 или СПУ-7); эти устройства используются на самолетах совместно.

В комплект СГУ-15, установленный на самолетах Ил-18, входят:

- два щитка пилота с микрофоном ДЭМШ-I (у рабочих мест командира корабля и второго пилота);

- щиток бортпроводника с микрофоном ДЭМШ-I (в помещении буфета);

- два громкоговорителя 1-ГД-9 в кабине экипажа и одиннадцать — в пассажирских салонах.

Аппаратура СГУ-15 питается от бортовой сети постоянного тока. Защита цепей питания осуществляется автоматом АЗС-5 с маркировкой «СГУ-15», установленным на панели ЦРЦ бортрадиста.

С помощью аппаратуры СГУ-15 бортпроводник, командир корабля и второй пилот могут осуществлять громкоговорящее оповещение пассажиров. Кроме того, можно осуществлять громкоговорящее воспроизведение служебных передач внешней и внутренней связи в кабине экипажа.

Для оповещения пассажиров необходимо:

Бортпроводнику:

установить переключатель на щитке СГУ-15 бортпроводника в положение «Пасс.» и, нажимая кнопку на микрофоне ДЭМШ-I, вести передачу информации пассажирам; при этом через динамик, расположенный в помещении буфета, бортпроводник может прослушивать передаваемую информацию.

По окончании передачи информации установить переключатель на щитке СГУ-15 в положение «Выкл.».

Примечание. В аппаратуре СГУ-15 позднего выпуска переключателя «Пасс.» на щитке бортпроводника нет. Для оповещения пассажиров в этом случае необходимо только нажимать кнопку на микрофоне ДЭМШ-I;

Командиру корабля или второму пилоту:

установить переключатель на щитке СГУ-15 пилота в положение «Пасс.» и, нажимая кнопку на микрофоне ДЭМШ-I, вести передачу информации пассажирам; при этом в громкоговорителях, расположенных в кабине пи-

лотов, будет с пониженной громкостью прослушиваться передаваемая информация.

Примечание. При оповещении пассажиров пользоваться ларингофонами нельзя.

Если пилоты передают информацию пассажирам, микрофон бортпроводника автоматически отключается; это осуществляется установкой переключателя на щитке пилота в положение «Пасс.». Поэтому, чтобы бортпроводник смог использовать аппаратуру СГУ-15 для оповещения пассажиров, пилоты после окончания передачи информации пассажирам должны установить переключатель на своем щитке «СГУ-15» в положение «СПУ».

Для ведения громкоговорящей связи в кабине пилотов необходимо:

- установить переключатель абонентского аппарата СПУ пилота в положение, обеспечивающее работу на нужной радиостанции (переключатель на щитке «СГУ-15» должен находиться в положении «СПУ»);

- ручкой «Дин.» на щитке «СГУ-15» отрегулировать громкость приема через динамический громкоговоритель;

- для выключения громкоговорителей повернуть ручку «Дин.» против часовой стрелки до упора.

При ведении служебной связи можно пользоваться микрофоном ДЭМШ-1 или ларингофонами. При использовании микрофона включение станции на передачу производится кнопкой микрофона ДЭМШ-1, а при использовании ларингофонов — кнопкой «Радио» на штурвале.

Для ведения связи с бортпроводником по сети СГУ-15 необходимо установить переключатель на щитке СГУ-15 в положение «БП», а на абонентском аппарате СПУ переключатель «СПУ—Радио» — в положение «СПУ». При этой связи можно использовать как микрофон ДЭМШ-1, так и ларингофоны.

При пользовании микрофоном во время разговора с бортпроводником нажимать кнопку микрофона ДЭМШ-1, а при разговоре через ларингофоны нажимать кнопку «СПУ» на штурвале.

Бортпроводник может вести служебные переговоры с пилотом только в том случае, если пилот на щитке СГУ-15 установит свой переключатель рода работ в положение «БП».

6.10.14. Радиолокационная станция РПСН-2Н (РПСН-3Н-18)

6.10.14.1. Общие данные

1. Пользоваться радиолокационной станцией могут командир корабля, второй пилот и штурман.

Включение станции производится выключателем, расположенным на пульте управления станцией, который установлен на верхнем щитке пилотов.

Так как станция потребляет от бортовых сетей постоянный и переменный ток большой мощности, включать ее разрешается только при работающем генераторе

второго двигателя или при питании от наземного источника достаточной мощности (например, от АП-7).

2. Для включения и использования необходимо:

— убедиться в том, что все автоматы защиты на ЦРЦ бортрадиста и штурмана, обозначенные общим названием *радиолокатор*, включены, а все органы управления, расположенные на пультах управления, установлены в исходные положения;

— включить преобразователь «ПТ-1000Ц» выключателем, установленным на ЦРЦ бортрадиста, и «ЦГВ-4» — выключателем ЦГВ, установленным на ЦРЦ штурмана;

— включить питание станции переключателем «Выкл — Станция — Высокое» на пульте управления, установив его в положение «Станция».

Предупреждение. Высокое напряжение следует включать не ранее чем через 3—5 мин после включения станции;

— проверить электрические параметры по индикатору на пульте управления станцией;

— установить в нужное положение переключатель «Пилот — Штурман» на пульте управления;

— установить необходимую фокусировку и яркость развертки на экранах индикаторов;

— установить необходимый режим работы станции.

6.10.14.2. Использование радиолокационной станции в полете

Радиолокационная станция «РПСН-2» используется в полете для решения следующих задач:

1. Выполнение ориентировки путем сличения радиолокационного изображения с картой в режимах «Обзор» и «Обзор дальний».

Радиолокационная станция РПСН-ЗН-18 имеет режим «Изо — Эхо».

2. Обнаружение зон грозовой деятельности и горных вершин, а также выполнение маневра, для обхода их в режиме «Горы — Грозы» при установке переключателя в положение «Канал-1». В этом режиме возможно определение опасных очагов в зонах грозовой деятельности при установке ручки «Изо — Эхо» в положение «Включено».

3. Измерение угла сноса в режимах «Снос» и «Снос точно».

6.10.15. Радиовысотомер РВ-УМ

1. Пользоваться радиовысотомером может только командир корабля.

2. Включается радиовысотомер с электропитка второго пилота выключателем «РВ-УМ».

3. Перед взлетом на предварительном старте проверить работоспособность радиовысотомера, для чего необходимо:

— включить питание выключателем, установленным на электропитке второго пилота; через 2—3 мин после этого стрелка указателя радиовысотомера должна установиться на нулевой риске с ошибкой не более ± 5 м;

— установить переключатель сигнализируемой высоты (ПСВ — УМ) из положения «К» в положение задаваемой высоты; после этого в телефонах командира корабля и второго пилота в течение 3—10 сек должен прослушиваться звуковой сигнал (прерывистый или непрерывный) тона 400 гц и должна загореться сигнальная лампа.

4. С набором высоты стрелка указателя радиовысотомера должна плавно двигаться, указывая высоту полета. После набора высоты более 600 м стрелка должна занять положение на правом упоре.

5. После набора высоты 600 м выключить питание радиовысотомера.

6. При подходе к аэродрому посадки включить питание радиовысотомера и переключателем «ПСВ — УМ» установить необходимую высоту.

7. При снижении самолета до высоты 600 м стрелка указателя будет находиться на правом упоре; при дальнейшем снижении стрелка будет плавно перемещаться и дойдет до нуля при посадке.

При этом, когда самолет окажется на любой из заранее заданных высот, определяемых положением переключателя опасной высоты, загорится сигнальная лампа (до загорания лампы в телефонах командира корабля и второго пилота будет прослушиваться в течение нескольких секунд звуковой сигнал тона 400 гц); лампа будет гореть все время, пока самолет будет находиться в зоне опасной высоты, а также и после посадки самолета.

6.10.16. Аппаратура РСБН-2С

Управление радиоаппаратурой РСБН-2С производится с рабочих мест штурмана и командира корабля.

На рабочем месте штурмана размещены: щиток управления, блок управления СРП, прибор ППДА-Ш, сигнальные лампы («Подлет», «Пролет», «Отказ азимута», «Отказ дальности») и переключатель телефонов «Свод—АРК-№ 2».

Командир корабля может переключить работающую аппаратуру в режим «Посадка» путем установки переключателя «Посадка—Вкл.—Выкл.», расположенного на щитке управления пилота, в положение «Вкл.», а также выбрать нужный канал посадки переключателем каналов. Щиток управления пилота размещен на верхнем щитке командира корабля. Так как режим посадки в настоящее время не используется, переключатель «Посадка—Вкл.—Выкл.» должен постоянно находиться в положении «Выкл.».

Для включения и использования аппаратуры штурману необходимо:

- включить питание аппаратуры с помощью двух автоматов защиты на ЦРЦ штурмана (АЗС-10 «Питание—Свод» и АЗС-2 «Управление—Свод»; АЗС-2 является одновременно и переключателем);

- с помощью переключателей на пульте управления и блоке управления СРП установить нужный режим работы.

Для прослушивания позывных сигналов радиомаяка, системы РСБН-2 («Свод») переключатель абонентского аппарата «СПУ» установить в положение «РК-2», а переключатель «АРК—Свод» — в положение «Свод».

Громкость прослушиваемых позывных сигналов регулируется вращением шлица оси переменного сопротивления на щитке пилота с надписью «Позывн.—Рег.—Громк.».

В качестве нуль-приборов аппаратуры РСБН-2С («Свод») используются приборы НКП-4 (или НКП-1 и КППМ-С). Подключать эти приборы к аппаратуре с помощью пульта ПУ-16 системы «Путь-1М», или переключателя

«СП—Свод» — для системы «Путь-4М», или селектора выбора режимов и комплекта аппаратуры Курс-МП-1.

Предупреждение. Питание аппаратуры РСБН-2С, а также радиокompаса АРК-11 должно выключаться при установке режима двигателей «Земной малый газ» во избежание перегорания предохранителей.

6.10.16.1. Проверка работоспособности аппаратуры РСБН-2С от радиомаяка

1. Убедиться, что индикация азимута отсутствует, т.е. что:

- на приборной доске штурмана горит лампа «Потеря азимута»;

- в приборах нуль-вождения пилотов типа НКП-4 открыты бленкеры.

По окончании режима поиска убедиться в наличии индикации азимута. При этом:

- на приборной доске штурмана лампа «Потеря азимута» погаснет;

- бленкеры на приборах нуль-вождения закроются и прямопоказывающие приборы ППДА-Ш и ППДА-П покажут значение азимута самолета относительно радиомаяка.

Убедиться, что индикация дальности отсутствует, т.е. что на приборной доске штурмана и в табло пилотов горит лампа «Потеря дальности».

По окончании режима поиска убедиться в наличии дальности, т.е. в том что: на приборной доске штурмана и на табло пилотов погаснут лампы «Потеря дальности» и счетчики приборов ППДА-Ш и ППДА-П отработают дальность, равную расстоянию от самолета до радиомаяка.

2. Проверить установку нуля азимута, для чего нажать на щитке управления кнопку «Контроль нуля азимута».

При этом стрелка точной шкалы азимута на приборе ППДА-Ш должна установиться на оранжевую риску, соответствующую 1° .

Если стрелка точной шкалы не остановится на контрольном делении, то, плавно вращая нажатую кнопку «Контроль нуля азимута», установить стрелку на контрольное деление « 1° ».

3. Проверить установку нуля дальности, для чего на щитке управления нажать кнопку «Контроль нуля дальности». При этом два крайних диска на счетчиках ППДА-Ш должны отработать цифры «2», «0»; контрольная цифра «0» окрашена в оранжевый цвет. Если счетчики не отработают цифры «2» и «0», то, вращая нажатую кнопку «Контроль нуля дальности», установить цифры «2», «0».

4. Проверить длительность стробирующего импульса. В аппаратуре РСБН-2С органы регулировки длительности строга выведены на щиток управления.

На щитке управления оттянуть кнопку «Длительность строга А». При этом стрелка шкалы грубого отсчета ППДА-Ш должна остановиться в первом десятиградусном интервале, а стрелка шкалы точного отсчета должна остановиться между рисками, соответствующими 4 и 5°.

Если стрелки прибора не займут указанных положений, то необходимо плавным вращением оттянутой кнопки «Длительность строга А» установить их в эти положения.

Примечание. Если кнопка «Длительность строга А» и регулирующее сопротивление расположены не на щитке управления, то регулировку длительности строга производить только при регламентных работах.

5. Проверить работоспособность аппаратуры в режиме нуль-вождения по азимуту, для чего переключатель рода работ на щитке управления установить в положение «Азимут от»; ручкой селектора азимута на щитке управления установить по шкале селектора азимут, равный отработанному на приборе ППДА-Ш; при этом вертикальная стрелка прибора нуль-вождения должна установиться в центре шкалы.

Если вертикальная стрелка этого прибора не станет в центр шкалы, то, вращая ручку селектора азимута, установить стрелку в указанное положение. Разность показаний ППДА-Ш и шкалы селектора ЩУ не должна превышать 0,3°.

Вращая ручку селектора азимута по часовой стрелке, увеличить значение азимута до величины, соответствующей отклонению вертикальной стрелки прибора нуль-вождения вправо.

Установить переключатель рода работ на щитке управления в положение «Азимут на». При этом вертикальная стрелка прибора нуль-вождения должна скачком отклониться влево от центра шкалы.

6.10.16.2. Применение системы в полете

Система РСБН-2С позволяет решать следующие задачи:

— полет на наземный радиомаяк и от него;

— полет по произвольному маршруту.

1. При полете от наземного радиомаяка необходимо:

а) установить на щитке управления:

— канал, соответствующий частоте работы наземного радиомаяка;

— род работы «Азимут от» или «Азимут на»;

— ИПС или ЗПУ (с помощью ручки «Азимут»);

— дальность от наземного маяка радиомаяка до контрольной точки или ИПМ (с помощью ручки «Орбита»);

б) установить на приборе НКП-4 значение ЗПУ;

в) выйти на ЛЗП и продолжать пилотировать самолет по планкам прибора НКП-4.

2. При полете по произвольному маршруту необходимо:

— установить на БУСРП ЗПУ, угол цели и расстояние до цели;

— установить на ЩУ: канал, соответствующий частоте работы наземного радиомаяка, род работы «СРП», истинный пеленг (ручкой «Азимут») и дальность (ручкой «Орбита»);

— установить на НКП-4 значение ЗПУ;

— выйти на ЛЗП и пилотировать самолет по планкам НКП-4.

6.10.17. Аппаратура НАС («ТРАССА»)

Управление аппаратурой НАС-1Б осуществляется полностью штурманом, у рабочего места которого расположены все органы управления этой аппаратурой и приборы-индикаторы.

1. Для включения и использования аппаратуры необходимо:

временно на счетчике АНУ установить значение координат самолета в новой системе отсчета (стрелка «В» устанавливается на величину линейного бокового отклонения от новой линии пути, стрелка «С» — на величину расстояния до ИПМ).

При отключении доплеровского измерителя скорости и сноса ДИСС устройство АНУ автоматически переключается на режим работы «Память». Показаниями устройства АНУ в режиме «Память» можно пользоваться в течение 30 мин. По истечении этого времени устройство АНУ необходимо перевести вручную в автономный режим работы.

В автономном режиме работы устройство АНУ вычисляет координаты места самолета по данным ДВС, КС и параметрам ветра, вводимым вручную с помощью датчика ветра ЗВ-1, причем параметры ветра необходимо определять как можно точнее. На задатчике ветра ЗВ-1 также устанавливается значение угла карты.

В процессе полета следует периодически определять параметры ветра и вводить соответствующую корректировку в ЗВ-1.

6.10.17.А. Доплеровский измеритель ДИСС

Измеритель ДИСС выполняет функции, аналогичные ранее устанавливавшейся аппаратуре НАС-1Б («Трас-саз»), как в автономном режиме, так и при связи с навигационным устройством АНУ-1.

Управление измерителем ДИСС осуществляется штурманом. Органы управления расположены на индикаторе измерителя, установленном в левом нижнем углу приборной доски штурмана, и предназначены:

- переключатель «К—Р» — для включения режимов «Контроль» или «Работа»;
- переключатель «М—С» («Море—Суша») — для внесения поправки в показания измерителя путевой скорости при полете над морем (положение «М»).

Измеритель ДИСС имеет систему встроенного контроля (режим «Контроль») исправности его на земле в полете, а также систему сигнализации исправности (светосигнальное табло «П» — режим «Память») на индикаторе.

Включение питания измерителя осуществляется автоматом защиты АЗС «ДИСС» на ЦРЩ штурмана.

Для включения и использования измерителя необходимо:

- установить переключатель «К—Р» на индикаторе в положение «Р» («Работа»);
- установить переключатель «С—М» на индикаторе в положение «С» («Суша»);
- установить переключатель «ДИСС—АНУ-1» на приборной доске штурмана в положение «ДИСС»;
- включить АЗС «ДИСС» на ЦРЩ штурмана, при этом на индикаторе загорится светосигнальное табло «П» («Память»).

После взлета самолета и достижения скорости полета 180—200 км/ч — светосигнальное табло «П» погаснет и индикатор отработает текущие значения путевой скорости и угла сноса самолета;

При пролете самолетом границы между сушей и морем переключатель «С—М» на индикаторе установить в положение «М», при полете обратно «с моря на сушу», переключатель установить в положение «С».

В полете над морем (волнение моря менее двух баллов) возможны кратковременные переходы измерителя в режим «Память», после чего измеритель переходит в рабочий режим и светосигнальное табло «П» гаснет.

При длительном (более 1 мин) горении светосигнального табло «П» или в случаях сомнения в правильности показаний измерителя проверить ДИСС в режиме «КОНТРОЛЬ», для этого переключатель «К—Р» установить в положение «К». Если при этом табло «П» погаснет и через 15—20 сек индикатор отработает значение путевой скорости $W=697\pm 19$ км/ч и угла сноса $УС = 0\pm 1,5^\circ$, то измеритель исправен.

Перевести переключатель «К—Р» в положение «Р» и использовать измеритель для целей навигации.

Если индикатор не отработает контрольного значения W и $УС$, измеритель не исправен; неисправный ДИСС выключить.

Для выключения измерителя выключить АЗС «ДИСС» на ЦРЩ штурмана.

6.10.18. Устранение в полете простейших неисправностей радиооборудования

При отказе радиоустановки, если причина отказа не сопровождается очевидными признаками неисправности (механические повреждения, появление дыма из блоков радиоаппаратуры), т. е. когда причина отказа и неисправный блок сразу нельзя определить, необходимо поступать следующим образом:

- убедиться в исправности плавких предохранителей и включении автоматов защиты на центральных распределительных щитах самолета и в самих блоках радиоаппаратуры, к которой возможен доступ при полете;
- убедиться в исправности авиагарнитур и микрофонов;
- в доступных местах убедиться в отсутствии нарушений контактных соединений штепсельных разъемов;
- убедиться в исправности коммутирующего устройства антенн связных радиостанции и в надежности подключения проводов антенных вводов к радиоаппаратуре.

6.10.18А. АППАРАТУРА ДИСС-013-26ШМ

Аппаратура ДИСС-013-26ШМ выполняет функции, аналогичные ранее устанавливавшейся аппаратуре НАС-1Б («Трасса»), и состоит из доплеровского измерителя путевой скорости и угла сноса ДИСС-013 (измеритель ДИСС) и автоматического навигационного устройства АНУ, осуществляющего счисление пути в прямолинейной ортодромической системе координат.

Управление аппаратурой осуществляет штурман, на рабочем месте которого расположены элементы управления аппаратурой и индикаторы (рис. 1—3).

Индикатор ИП2/1 ДИСС обеспечивает одновременно показания значений W и УС на отдельные цифровые табло, в отличие от индикатора ИП1, обеспечивающего поочередную индикацию W и УС на одно цифровое табло после нажатия соответствующей кнопки (W, УС) на индикаторе.

Включение и подготовка к полету.

(1) Перед включением установите органы управления аппаратурой в исходные положения:

- (а) на индикаторе ИГ1 (или ИП2/1):
 - переключатели «К — Р» и «М — С» в положения «Р» и «С» соответственно;
 - переключатели «ДЕНЬ — НОЧЬ» в положение «НОЧЬ» (положение «ДЕНЬ» предназначено только для включения в полете при недостаточной яркости свечения цифровых табло индикатора, в зависимости от освещенности в кабине экипажа);
- (б) на верхнем щитке штурмана:
 - переключатель «ДИСС — СЧИСЛЕНИЕ — АНУ» в положение «СЧИСЛЕНИЕ»;
 - выключатель «ДИСС — ВКЛ» в нижнее положение;
 - выключатель «ДИСС. РАБОТА — КОНТРОЛЬ НА ЗЕМЛЕ» — в положение «РАБОТА».

(2) Включите аппаратуру, для чего:

- (а) включите АЗС «ДИСС» на ЦРЩ штурмана;
- (б) выключатель «ДИСС — ВКЛ» на верхнем щитке штурмана установите в положение «ВКЛ», на индикаторе путевой скорости и угла сноса должно загореться табло П;
- (в) включите и согласуйте курсовую систему.

(3) Отрегулируйте яркость освещения приборов аппаратуры с помощью ручки «ПОДСВЕТ 2НВ-4, ДИСС, АНУ», расположенной на панели приборной доски штурмана.

(4) Для проверки работоспособности аппаратуры:
(а) установите выключатель «ДИСС, РАБОТА — КОНТРОЛЬ НА ЗЕМЛЕ» в положение «КОНТРОЛЬ НА ЗЕМЛЕ»;

(б) стрелки счетчика координат С и В с помощью ручки «СТРЕЛКИ» установите в нулевые положения;

(в) переключатель «ДИСС — СЧИСЛЕНИЕ — АНУ» на верхнем щитке штурмана установите в положение «ДИСС»;

г) переключатель «К — Р» на индикаторе ИП1 (или ИП2/1) установите в положение «К», при этом на индикаторе гаснет табло П. Установите на ЗУК-1 угол карты, равный курсу самолета по указателю КС-6. Убедитесь в том, что индекс-указатель С движется, стрелка С перемещается по шкале по часовой стрелке соразмерно контрольному значению, а индекс-указатель В и стрелка В неподвижны.

Установите на ЗУК-1 угол карты $УК = МК + 90^\circ$. Убедитесь в том, что индекс-указатель В движется и стрелка В перемещается по шкале по часовой стрелке соразмерно контрольному значению;

(д) убедитесь в том, что цифровые табло индикатора ИП1 (или ИП2/1) показывают соответственно значения путевой скорости (696 ± 19) км/ч и угла сноса ($0 \pm 1,5^\circ$).

Для индикатора ИП1 предварительно нажмите последовательно кнопки W и УС;

(е) установите переключатель «М — С» на индикаторе ИП1 (или ИП2/1) в положение «М»; при этом показания путевой скорости должны измениться не более чем на ± 14 км/ч, а по углу сноса — не более чем на $\pm 2^\circ$ (для индикатора ИП1 нажмите последовательно кнопки W и УС);

(ж) установите переключатель «М — С» в положение «С», переключатель «К — Р» в положение «Р», при этом на индикаторе должно загореться табло П.

(5) Выключите аппаратуру с помощью выключателя «ДИСС — ВКЛ» и АЗС «ДИСС» на ЦРЩ штурмана,

при этом табло П на индикаторе должно погаснуть. Выключите курсовую систему.

(6) Установите переключатель «ДИСС — СЧИСЛЕНИЕ — АНУ» в положение «СЧИСЛЕНИЕ», переключатель «ДИСС, РАБОТА — КОНТРОЛЬ НА ЗЕМЛЕ» — в положение «РАБОТА».

Эксплуатация аппаратуры.

(1) Перед полетом включите аппаратуру, для чего:

(а) включите АЗС «ДИСС» на ЦРЩ штурмана;

(б) выключатель «ДИСС — ВКЛ» установите в положение «ВКЛ», на индикаторе должно загореться табло П.

(2) Установите значение заданного путевого угла (ЗПУ) на первый ППМ маршрута на задатчике углов карты (ЗУК-1).

Установите стрелки счетчика координат на нуль.

(3) После взлета самолета и достижения высоты $H = 10$ м табло П должно погаснуть.

Не позднее чем через 1 мин после отрыва самолета переключатель «ДИСС — СЧИСЛЕНИЕ — АНУ» установите в положение «ДИСС».

(4) При пролете самолетом границы между сушей и морем переключатель «М — С» на индикаторе установите в положение «М», при пролете обратно с моря на сушу установите переключатель в положение «С».

Примечание. При полете над морем с волнением менее двух баллов возможны кратковременные переходы измерителя ДИСС в режим «Память».

(5) При подходе к очередному ППМ на величину ЛУР установите на ЗУК-1 новое значение путевого угла и одновременно на счетчике установите значение координат в новой системе отсчета (стрелка В устанавливается на величину линейного бокового отклонения от новой линии пути, стрелка С — на величину расстояния до ИПМ).

(6) При длительном (более 5 мин) горении табло П или в случае сомнения в правильности показаний счетчика координат проверьте измеритель ДИСС в режиме «Контроль», для чего:

(а) установите переключатель «К — Р» в положение «К», при этом табло П должно погаснуть;

(б) убедитесь в том, что цифровые табло индикатора ИП1 (или ИП2/1) показывают значение по путевой скорости (696 ± 19) км/ч, по углу сноса — $(0 \pm 1,5)^\circ$. Для индикатора ИП1 предварительно нажмите кнопки W и УС;

(в) установите переключатель «К — Р» в положение «Р».

(7) При отказе измерителя ДИСС (неправильной отработке значений W и УС при проверке по п. 6 или нахождении в режиме «Память» более 5 мин при полете не над водной поверхностью):

(а) переключатель «ДИСС — СЧИСЛЕНИЕ — АНУ» установите в положение «АНУ»;

(б) на задатчике ветра установите ручную скорость и направление ветра;

(в) в процессе полета периодически определяйте параметры ветра и вводите соответствующую корректуру на задатчике ветра.

(8) После посадки выключите аппаратуру, для чего выключатель «ДИСС — ВКЛ» установите в нижнее положение.

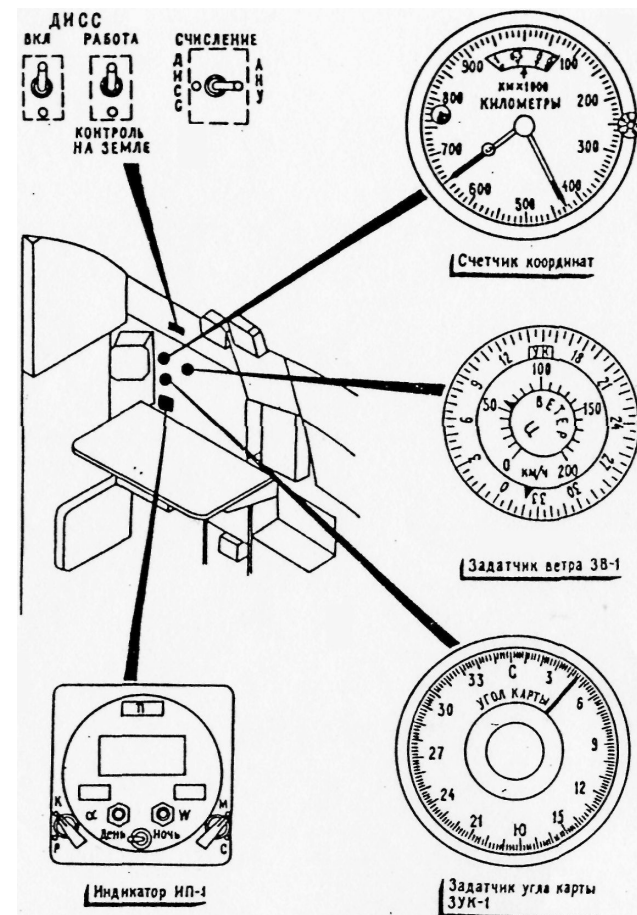


Рис. 1. Размещение индикаторов и органов управления аппаратуры ДИСС-013-26Ш в кабине штурмана

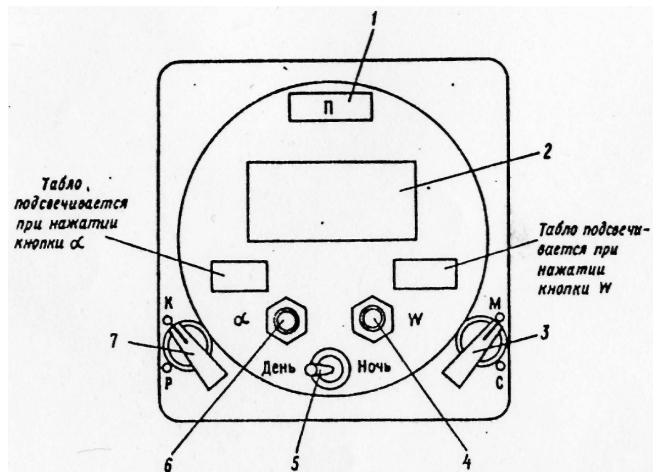


Рис. 2. Индикатор путевой скорости и угла сноса ИП1:

1 — табло П («Память»); 2 — цифровое табло индикации W и UC ; 3 — переключатель для включения измерителя при полете над сушей (С) или морем (М); 4 — кнопка для включения индикации путевой скорости (W); 5 — переключатель яркости свечения цифр на табло индикатора; 6 — кнопка для включения индикации угла сноса (UC); 7 — переключатель для включения измерителя в режим контроля (К) или рабочий режим (Р)

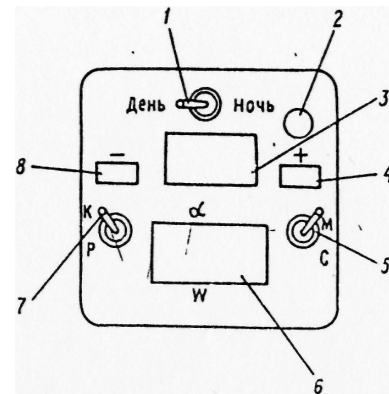


Рис. 3. Индикатор путевой скорости и угла сноса ИП2/1:

1 — переключатель яркости свечения цифр на табло индикатора; 2 — табло П («Память»); 3 — трехразрядное цифровое табло угла сноса UC ; 4 — табло знака положительных углов сноса; 5 — переключатель для включения измерителя при полете над сушей (С) или морем (М); 6 — четырехразрядное цифровое табло путевой скорости W ; 7 — переключатель для включения режима контроля (К) или рабочего режима (Р); 8 — табло знака отрицательных углов сноса

6.10.19. Система регистрации режимов полета МСРП-12 (МСРП-12-96)

6.10.19.1. Основные данные

Система МСРП-12 предназначена для регистрации на магнитной ленте параметров, характеризующих режим полета, работу силовых установок, работу систем самолета, а также для сохранения полученной информации в случае аварии самолета и воспроизведения ее на осциллографической ленте с помощью наземного декодирующего устройства ДУМС.

Запись параметров производится на ферромагнитную ленту длиной 250 м, намотанную на специальных кассетах. Кассеты размещаются в бронированном корпусе лентопротяжного механизма ЛПМ, предохраняющим запись в случае летного происшествия.

Регистрируемая информация непрерывно записывается и стирается так, что на ленте системы МСРП-12-96 всегда сохраняется информация о последних 75 мин полета.

Примечание. Система регистрации МСРП-12 обеспечивает сохранность записанной информации о последних 30 мин полета.

6.10.19.2. Питание МСРП-12

Питание системы осуществляется от энергосистемы самолета постоянного (27 в) и переменного (36 в, 400 гц) тока.

Для защиты цепей питания системы МСРП-12 (МСРП-12-96) на самолете используются различные аппараты (табл. 21).

Таблица 21

Обозначения, типы и места установки на самолете аппаратов защиты цепей питания МСРП-12

Обозначение	Тип	Место установки
Питание МСРП-12	АЗС-10	Хвостовое распределительное устройство (ХРУ)
Аварийное питание МСРП-12	АЗС-10	Панель переключения аккумуляторов
Управление МСРП-12	АЗС-2	ЦРЩ штурмана (ЦРЩ-25)
Распред. сигн. МСРП-12	СП-2А (3 шт.)	ЦРЩ переменного тока 36 в, 400 гц (ЦРЩ-28)
Распред. сигнал. МСРП-12 авар.	СП-1А (3 шт.)	ЦРЩ переменного тока 36 в, 400 гц (ЦРЩ-28)

На аварийное питание по постоянному току от аккумуляторных батарей система переключается автоматически при обесточивании основной энергосистемы.

На аварийное питание по переменному току система МСРП-12 переключается совместно с переключением на аварийное питание авиагоризонта АГД-1.

В режиме аварийного питания по постоянному току система работает 5 мин, после чего автоматически выключается по сигналу реле времени, установленному в соединительном блоке МСРП-12.

6.10.19.3. Управление и контроль МСРП-12

Питание системы включается вручную с помощью АЗС-2 «Управление МСРП-12», расположенного на ЦРЩ штурмана. На самолетах, оборудованных магнитофоном МС-61, питание системы включается, кроме того, автоматически непосредственно после запуска любого двигателя при подключении к бортовой сети генераторов постоянного тока. Лентопротяжный механизм (ЛПМ) системы включается вручную переключателем «Контроль МСРП-12» (установленным на ЦРЩ штурмана).

16 января 1975 г.

Предусмотрено также автоматическое включение лентопротяжного механизма на взлете при достижении приборной скорости 70 ± 50 км/ч от срабатывания сигнализатора ССА-0,7-2,2. Контроль работы лентопротяжного механизма производится по миганию лампы, расположенной на ЦРЩ штурмана рядом с переключателем «Контроль МСРП-12».

Если сигнальная лампа «Контроль МСРП-12» горит непрерывно или совсем не горит в полете, это свидетельствует об отказе лентопротяжного механизма или об обрыве ленты.

6.10.19.4. Эксплуатация системы МСРП-12

На самолетах, оборудованных системой МСРП-12, при температуре наружного воздуха $+5^\circ\text{C}$ и ниже, необходимо перед полетом прогреть систему. Для этого следует включить АЗС-2 «Управление МСРП-12».

Предварительный прогрев системы МСРП-12 необходимо производить в зависимости от температуры наружного воздуха. Время, потребное для прогрева системы, указано в табл. 22.

Таблица 22

Зависимость времени прогрева от температуры наружного воздуха

Диапазон температуры наружного воздуха у земли	Время, необходимое для прогрева системы, мин
$+5^\circ\text{C}$ и ниже	5
$+5 \div -15^\circ\text{C}$	10
$-15 \div -30^\circ\text{C}$	15
$-30 \div -40^\circ\text{C}$	20
$-40 \div -50^\circ\text{C}$	30
-50°C и ниже	40

Перед запуском двигателей необходимо проверить работоспособность системы, для чего переключатель «Контроль МСРП-12» установить в верхнее положение и убедиться в мигании сигнальной лампы. После проверки переключатель возвратить в нижнее положение, сигнальная лампа должна погаснуть или гореть постоянно. После запуска двигателей (перед вырубиванием со стоянки) переключатель «Контроль МСРП-12» необ-

ходимо установить во включенное (верхнее) положение и убедиться в мигании сигнальной лампы. В дальнейшем при рулении, взлете и полете переключатель «Контроль МСРП-12» должен оставаться во включенном положении, сигнальная лампа должна мигать.

Выключение системы (установка переключателей «Контроль МСРП-12» и АЗС-2 «Управление МСРП-12» в нижнее положение) производится после посадки и за руливания самолета на стоянку.

Предупреждение. Взлет самолета с неисправной системой регистрации режимов полета запрещается.

6.11. ВИБРОИЗМЕРИТЕЛЬНАЯ АППАРАТУРА ИВ-41

Бортовая виброизмерительная аппаратура ИВ-41 предназначена для постоянного контроля уровня виброперегрузок двигателей на всех эксплуатационных режимах работы двигателя на равновесных оборотах.

Постоянный контроль виброперегрузок дает возможность экипажу судить об исправности двигателя и в случае превышения допустимого уровня виброперегрузок принять решение о своевременном останове двигателя и применении системы пожаротушения внутри двигателя.

Превышение допустимой величины виброперегрузок двигателя контролируется по загоранию сигнальной лампы аппаратуры ИВ-41 и отклонению стрелки показывающего прибора выше допустимых значений.

На самолете установлены два комплекта аппаратуры ИВ-41, что обеспечивает контроль виброперегрузок всех четырех двигателей.

Настройка включения сигнальной лампы «Опасная вибрация», нанесение краски или установка механического индекса максимально допустимого значения производится на величину 5,5 g независимо от замеренной первоначальной величины виброперегрузки двигателя.

Настройка включения сигнальной лампы, как и проверка всего комплекса аппаратуры ИВ-41, производится с помощью поверочной установки УПИВ-41.

Включение аппаратуры производится командиром корабля после подключения к бортовой сети источника питания 115 в, 400 гц.

6.11.1. Проверка аппаратуры перед полетом

Проверка аппаратуры перед полетом производится путем нажатия кнопки встроенного контроля только после прогрева аппаратуры в течение 3 мин.

Если после нажатия кнопки встроенного контроля сигнальные лампы загорятся и стрелки показывающих приборов отклонятся в зону закрашенного сектора или на упор, то аппаратура исправна и работоспособна.

Если лампы не загораются или стрелки показывающих приборов не отклоняются в зону закрашенного сектора или на упор (или от 5 до 6 g), то аппаратура неисправна и до устранения неисправности полет запрещается.

Примечание. При проверке встроенным контролем аппаратуры ИВ-41, выпущенной до 01.04.67 г., стрелка показывающего прибора должна отклониться на 5—6 g, что свидетельствует об исправности аппаратуры ИВ-41. Если стрелка показывающего прибора отклоняется больше чем на 5,5 g, должна загореться сигнальная лампа, что дополнительно подтверждает исправность аппаратуры.

6.11.2. Эксплуатация аппаратуры на земле

Регистрацию виброперегрузок на земле производить при работе двигателя на крейсерском режиме перед выполнением полета или при техническом обслуживании. Текущее значение виброперегрузки заносится в «Карту контроля», вклеенную в бортовой журнал самолета.

При превышении уровней виброперегрузок, указанных в табл. 4, или загорании сигнальной лампы «Опасная вибрация» двигатель выключить.

Предупреждение. До выяснения причины неисправности дальнейшая эксплуатация двигателя не допускается.

6.11.3. Эксплуатация аппаратуры в полете

Регистрацию виброперегрузок в полете производить на заданном эшелоне на крейсерском режиме работы двигателей. В карте контроля отмечать виброперегрузки дважды за каждый полет:

— через 5—10 мин после выхода на эшелон;

— перед началом снижения с эшелона для выполнения посадки.

При превышении уровней виброперегрузок, указанных в табл. 4 (пункты «а» и «б»), а также во всех случаях,

когда загорелась сигнальная лампа «Опасная вибрация» и одновременно стрелка показывающего прибора достигла или превысила значение механического указателя или отклонилась в зону закрашенного сектора, двигатель выключить с флюгированием воздушного винта.

Если виброперегрузки превысили значение настройки механического указателя, а сигнальная лампа «Опасная вибрация» не горит, необходимо, убедившись в исправности виброаппаратуры, выключить двигатель с флюгированием воздушного винта.

Примечание. Виброаппаратура считается исправной, если при нажатии кнопки встроенного контроля стрелка показывающего прибора займет положение в зоне закрашенного сектора или на упоре (или от 5 до 6 g — на самолетах с аппаратурой, выпущенной до 01.04.67 г.) независимо от того, горит сигнальная лампа или нет.

Если сигнальная лампа загорелась, а стрелка показывающего прибора не доходит до механического указателя, необходимо проверить исправность виброаппаратуры, нажав кнопку встроенного контроля. Если при этом стрелка показывающего прибора займет положение в зоне закрашенного сектора или на упоре (или от 5 до 6 g — на самолетах с аппаратурой, выпущенной до 01.04.67 г.), то это свидетельствует о ложном срабатывании световой сигнализации и двигатель подлежит нормальной эксплуатации до конца рейса.

Если при проверке встроенным контролем выявлена неисправность виброаппаратуры, ее необходимо отключить и продолжить полет.

При превышении уровня виброперегрузок, указанного в пункте «в» табл. 4, нормальная эксплуатация двигателя допустима до конца рейса.

Предупреждение. До выяснения причины неисправности дальнейшая эксплуатация двигателя не допускается.

6.12. БЫТОВОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

6.12.1. В полете

Для варианта 17А

1. Перед взлетом после запуска всех четырех двигателей бортпроводник может включить переключатель «Кухня под током» и после этого включать АЗС и управление требуемых потребителей буфета-кухни (электрокипятильников, электротермосов, духового шкафа).

2. В случае самопроизвольного выключения АЗС того или иного потребителя необходимо произвести повторное его включение. При дальнейшем повторении самопроизвольного отключения выключить АЗС и управление данным потребителем и доложить о неисправности бортехники.

3. Для включения в электрическую сеть электрокипяtilьников буфета-кухни необходимо включить АЗС требуемых кипяtilьников (1, 2, 3) и затем включить переключатели «Кипячение» и «Подогрев», поставив их в верхнее положение. При комнатной температуре воды, залитой в кипяtilьник, вода закипает через 45—50 мин, при температуре залитой воды + (45—50) °С через 15—20 мин. Кипение можно наблюдать через колпачок, установленный на крышке кипяtilьника. После достижения режима кипения необходимо переключатели «Кипячение» выключить, оставив работать электрокипяtilьник в режиме «Подогрев», при котором температура автоматически поддерживается в пределах + (70—80) °С.

4. Включение термосов в электрическую сеть самолета производится путем установки их переключателей на щитке бортпроводника в верхнее положение. При пользовании термосами необходимо иметь в виду, что они способны повышать температуру содержащейся в них жидкости примерно на 20 °С в час. Предельная температура подогрева 65—75 °С. На этом уровне она автоматически поддерживается в течение 4—5 ч.

Особо внимательно требуется следить за своевременным выключением электрокипяtilьников. Не оставлять

пустые кипяtilьники включенными в электрическую сеть.

Для варианта 15А

1. Перед взлетом бортпроводник может включить переключатель «Кухня под током» и после этого включить АЗР «Защита питания» требуемых потребителей буфета-кухни (электрокипяtilьников и других шкафов).

2. В случае самопроизвольного выключения АЗР «Защита питания» любого потребителя его необходимо повторно включить. При дальнейшем самопроизвольном отключении выключить АЗС «Включатель» и АЗР «Защита питания» и доложить о неисправности бортиженеру.

3. Для включения в электрическую сеть электрокипяtilьников буфета-кухни необходимо убедиться, что все АЗР «Защита питания» включены, и включить АЗС «Включатель» соответствующих электрокипяtilьников. При этом над выключателями должны загореться сигнальные лампы. Если лампы не горят, необходимо выключить АЗС «Включатель» и проверить подсоединение

электрокипятильника в гнезде. После этого повторно включить АЗС «Включатель» и, если лампа опять не горит, выключить соответствующие АЗС «Включатель» и АЗР «Защита питания» и доложить о неисправности бортинженеру.

4. При нормальной работе электрокипятильников режим кипения наступает через 30—35 мин при комнатной температуре воды, залитой в электрокипятильник, и через 15—20 мин при температуре залитой воды + (45—50) °С.

Кипение можно наблюдать по выходящему пару из паропотода, расположенного на передней стенке электрокипятильника.

После начала кипения включатель электрокипятильника выключить, при этом сигнальная лампа должна погаснуть.

5. Следить за световыми сигналами вызова бортпроводника экипажем и пассажирами и отвечать на них.

6. Перед посадкой выключить все электронагревательные приборы буфета-кухни, установить переключатель «Кухня под током» в нижнее положение.

6.12.2. В промежуточных аэропортах

После посадки самолета с пассажирами в промежуточном аэропорте бортпроводник, помимо обязанностей по обслуживанию пассажиров, должен:

1) проверить чистоту пассажирских кабин и бытовых помещений;

2) в туалетных комнатах проверить:

— наличие мыла и бумажных салфеток;

— чистоту унитазов, мусорных ящиков, умывальников, зеркал, стен и пола;

— наличие воды в бачках и поступление через краны умывальников горячей и холодной воды.

Предупреждения: 1. Во избежание переполнения приемных баков дозаправку водяных баков разрешается производить только после слива содержимого из приемных баков.

2. Для предотвращения замерзания воды в баках системы канализации и водопровода при отрицательной температуре наружного воздуха следить за своевременным подключением отопления туалетных комнат к наземным источникам.

ПРИЛОЖЕНИЯ

РЕЖИМЫ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА КРЕЙСЕРСКИЙ ГРАФИК ДЛЯ САМОЛЕТА Ил-18

Приложение №1
Режимы
горизонтального
полета

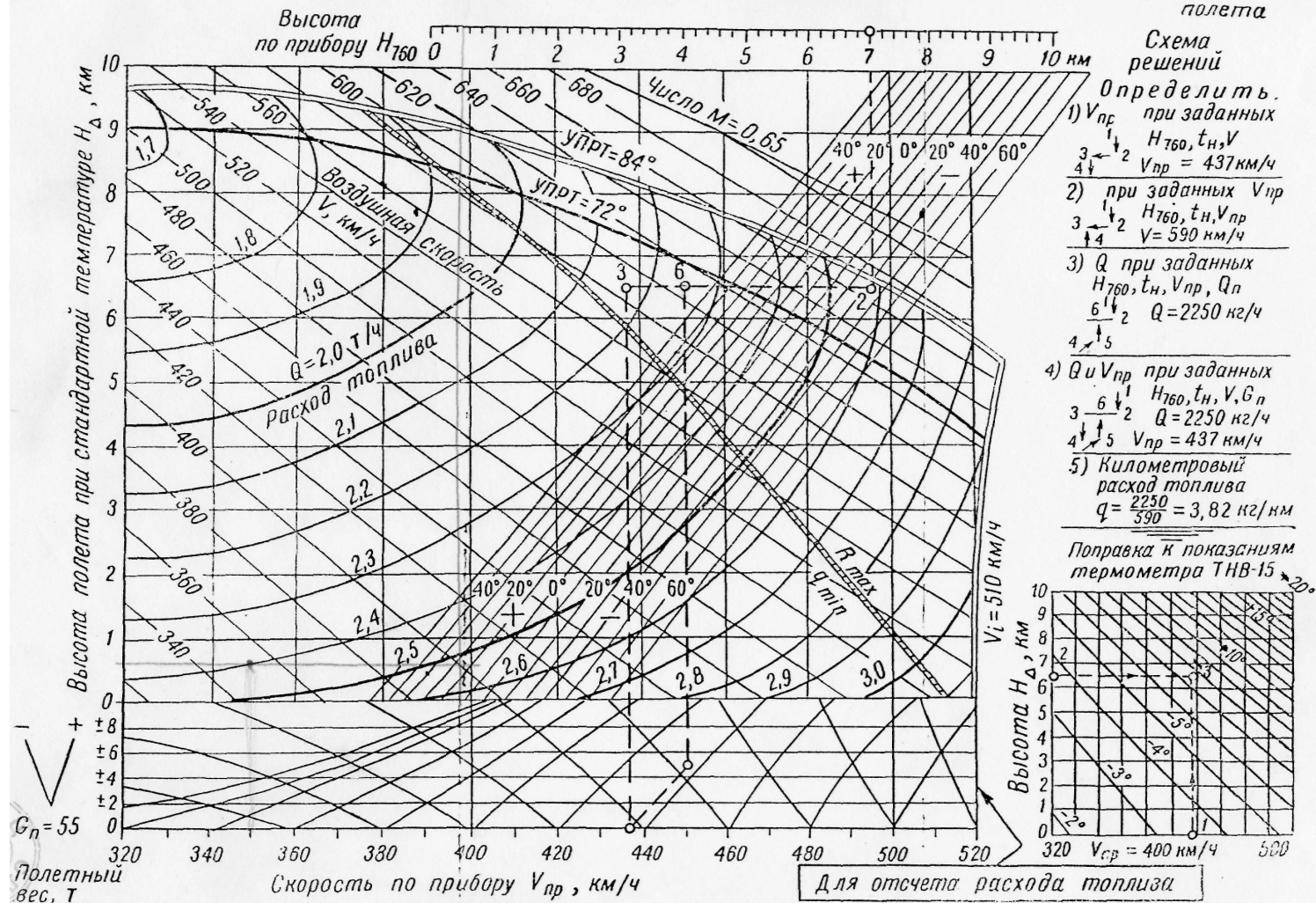


Рис. 22. Крейсерский график для самолета Ил-18

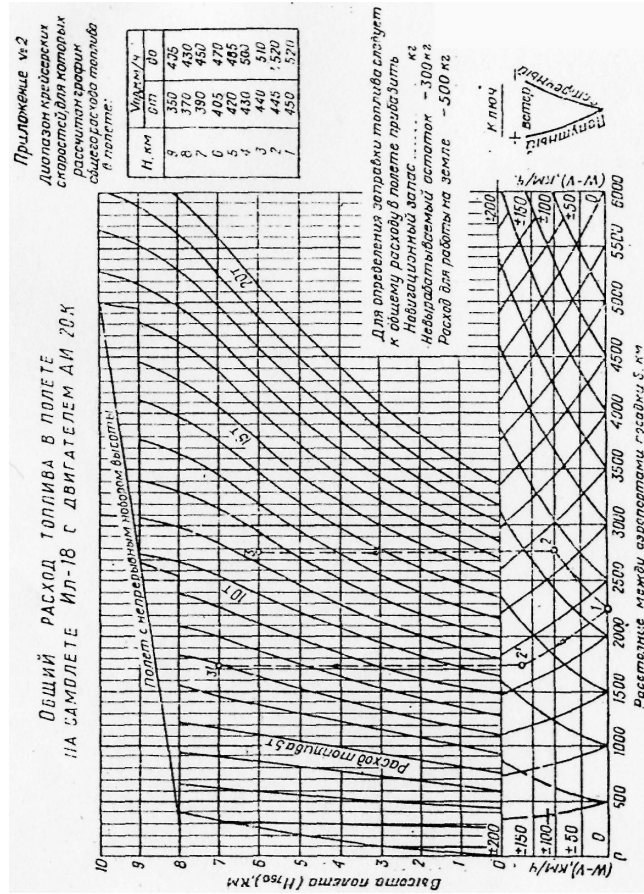


Рис. 23. Общий расход топлива в полете на самолете Ил-18 с двигателями АИ-20К.

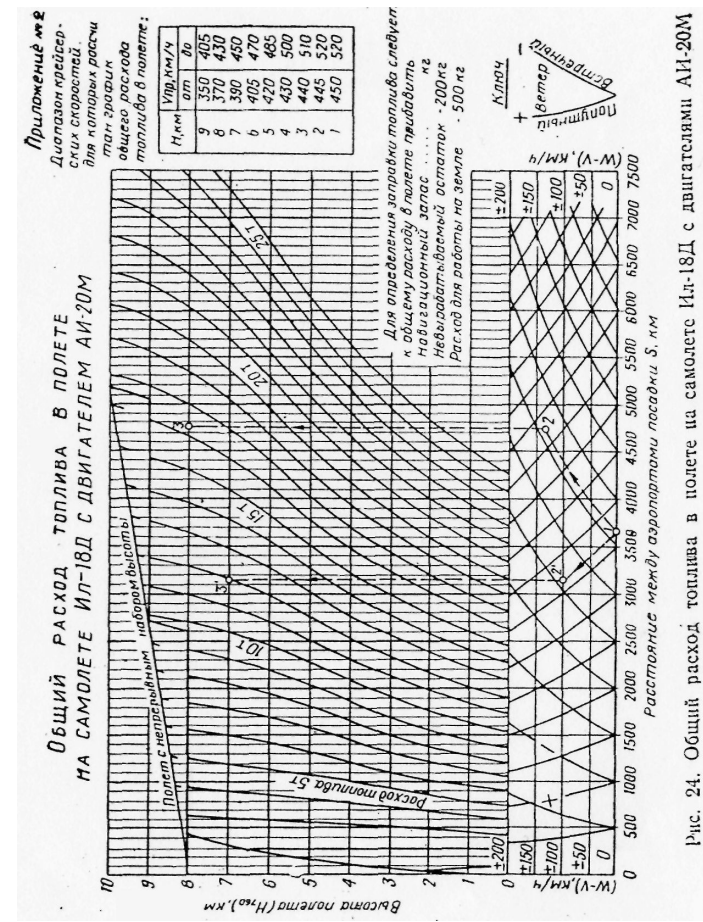


Рис. 24. Общий расход топлива в полете на самолете Ил-18Д с двигателями АИ-20М

ПЕРЕЧЕНЬ ДОПУСТИМЫХ НЕИСПРАВНОСТЕЙ
САМОЛЕТА Ил-18, ПРИ КОТОРЫХ РАЗРЕШАЕТСЯ
ВЫЛЕТ ДО БАЗОВОГО АЭРОПОРТА И
ПРОДОЛЖЕНИЕ ПОЛЕТА ДО АЭРОДРОМА
НАЗНАЧЕНИЯ

Общие положения

Настоящий перечень определяет допустимые отказы (неисправности) самолета и его оборудования, с которыми разрешается продолжение полета после вылета с базового аэродрома, вылет и продолжение полета с промежуточного аэродрома и аэродрома назначения для завершения рейса. Вылет самолета с базового аэродрома при наличии отказов или неисправностей, указанных в настоящем перечне, запрещается.

При обнаружении отказов (неисправностей), не указанных в перечне, вылет разрешается после устранения их на аэродроме посадки, а при выявлении таких отказов в полете командир корабля, по согласованию со службой УВД, принимает решение о возврате на аэродром вылета, посадке на ближайший запасной аэродром или, сообразуясь с метеоситуацией, условиями полета и характером отказов (неисправностей), продолжении рейса.

При обнаружении отказов (неисправностей), указанных в перечне, на промежуточном аэродроме или на аэродроме назначения инженерно-технический состав обязан принять все необходимые меры к их устранению за время стоянки самолета по расписанию. Если этого времени недостаточно или не обеспечены материально-технические условия для устранения обнаруженных отказов (неисправностей), разрешается выполнять полет с данными отказами (неисправностями) до завершения рейса.

Окончательное решение о вылете самолета с отказами (неисправностями), указанными в перечне, принимает командир корабля с учетом фактических и прогнозируемых метеорологических условий полета и других факторов, влияющих на полет с неустранимыми отказами или неисправностями.

После принятия окончательного решения о вылете экипаж самолета, совместно со специалистами инженерно-технического состава, проверив соответствующие органы управления и другие средства, должен убедиться, что отказавшие (неисправные) системы, агрегаты или приборы надежно изолированы или отключены (электрически или механически).

Свое решение о вылете командир корабля фиксирует в бортовом журнале и карте-наряде на техническое обслуживание с четким наименованием отказов (неисправностей) и выполняемых работ. Применение данного перечня не снимает ответственности с командира корабля и лиц, готовящих самолет к рейсу, за безопасность полета.

№ п/п	Характер неисправностей	Решение
Планер		
1	Повреждены обшивка пола и стенки грузовых отсеков без повреждений силовых элементов фюзеляжа и элементов управления	Вылет разрешен
2	Повреждены узлы крепления грузов в грузовых отсеках	Вылет разрешается, если можно крепить грузы за другие узлы
3	Повреждена обшивка пола в пассажирской кабине	Вылет разрешается, если обеспечивается безопасность хождения пассажиров
4	Растрескивание покровного слоя электрообогревательного стенда фонаря кабины пилота	Вылет разрешается, если растрескивание не мешает осуществлять пилоту обзор
5	Неисправен механизм открытия форточек в кабине	Вылет разрешается, если исправна другая форточка, а неисправная закрыта
6	Неисправен электростатический разрядник	Вылет разрешается, если рядом находятся исправные разрядники

№ п/п	Характер неисправностей	Решение
Управление		
1	Не работает один электродвигатель механизма управления закрылками	Вылет разрешается, если закрылки работают от другого электродвигателя
2	Неисправен механизм регулировки положения педалей	Вылет разрешается, если механизм застопорен в положении, не создающем неприемлемого условия для управления самолетом
3	Неисправен механизм регулировки сиденья пилота	Вылет разрешается, если механизм застопорен в положении, не создающем неприемлемого условия для управления самолетом
Шасси и гидрогазовая система		
1	Износ пневматиков колес главного шасси	Вылет разрешается, если местное истирание, порезы и проколы не превышают трех слоев корда на двух пневматиках (по одному на каждой тележке).

№ п/п	Характер неисправностей	Решение
2	Подтекание АМГ-10 по штокам амортизаторов переднего и главного шасси.	Вылет разрешается, если обжатие амортизаторов не выходит за пределы норм.
3	Подтекание АМГ-10 из демпфера тележки главного шасси.	Вылет разрешается, если давление азота в демпфере соответствует норме.
4	Неисправен механический указатель положения передней ноги шасси («солдатик»).	Вылет разрешается при исправных световой сигнализации и электрического указателя УШ-48 положения шасси. Проводку механического указателя отсоединить.
5.	Не работает сигнализация убранного положения шасси.	Вылет разрешается. Контроль осуществляется по электрическим указателям УШ-48.
6.	Неисправны указатели положения шасси УШ-48.	Вылет разрешается. Контроль осуществляется по сигнальным лампам выпущенного и убранного положения шасси.
7.	Неисправен один гидронасос НП-25/5: а) не создает давления;	Вылет разрешается при исправном другом насосе. При условиях, указанных

№ п/п	Характер неисправностей	Решение
	б) негерметичность по разьему без каплеобразования; в) течь АМГ-10 из дренажной трубки (суммарно не более 30 капель в минуту на оба насоса).	в пп. а) и б), убедиться в неисправности насоса, после чего гидронасос снять, фланец на двигателе заглушить. В случае в) осуществлять контроль за полной заправки гидробака перед вылетом и расходом АМГ-10 в полете.
8.	Неисправны тормоза на отдельных колесах: — негерметичность блоков тормозных устройств (не более одного устройства или двух симметричных); — повышенный износ тормозных дисков; — торец сигнализатора утоплен в гнезде блока цилиндров на глубину не более 1 мм.	Вылет разрешается. Трубопровод, подводящий жидкость к тормозному устройству на неисправном колесе, заглушить. Проверить на месте герметичность заглушенной трубки.
9.	Неисправно электрическое управление краном ГА-185 стояночных тормозов.	Вылет разрешается при исправных основной и аварийной системах торможения.
10.	Неисправен стеклоочиститель правого пилота.	Вылет разрешается при исправном стеклоочистителе командира корабля.

№ п/п	Характер неисправностей	Решение
11.	Давление азота в баллоне аварийного торможения ниже 130 кг/см^2 (но не ниже 100 кг/см^2).	Вылет разрешается. Количество полных торможений при $P=100 \text{ кг/см}^2$ сокращается до 3.
12.	Внешняя негерметичность в соединениях трубопроводов и агрегатов гидросистемы (при отсутствии течи по разьемам корпусов агрегатов).	Вылет разрешается при суммарной утечке АМГ-10 не более 50 капель в час, но не более 15 капель в одном соединении.
13.	Внутренняя негерметичность гидросистемы.	Вылет разрешается, если частота срабатывания автомата разгрузки ГА-121М-3 не более 5 раз в час.
Системы регулирования давления и кондиционирования воздуха в кабине		
1.	Отказ одной из двух систем (основной или дублирующей) регулирования давления в кабине.	Вылет разрешается при исправной одной из систем (основной или дублирующей) и отключения отказавшей.
2.	Один из трех предохранительных клапанов агрегата 438Б дает завышенные показания перепада давления в кабине.	Вылет разрешается при исправных остальных двух агрегатах.
3.	Неисправно электроуправление предохранительными клапанами агрегата 438 — не включается принудительный сброс давления.	Вылет разрешается, если агрегат 438 ограничивает требуемый перепад давления.

№ п/п	Характер неисправностей	Решение
4	Отказ прибора УВПД-20 — неправильные показания по шкале перепада давлений либо по шкале высоты в кабине.	Вылет разрешается, КОНТРОЛЬ за давлением в кабине осуществляется по исправной шкале.
5	Неисправен cabinный вариометр ВР-10.	Вылет разрешается.
6	Неисправен высотный сигнализатор опасной разгерметизации.	Вылет разрешается.
7	Неисправен обогрев лобовых стекол горячим воздухом.	Вылет разрешается при исправном электрообогреве стекол.
8	Отказ регулятора температуры РТА-16-6 в линии индивидуальной вентиляции.	Вылет разрешается при исправной ручной регулировке.
9	Отказ регулятора температуры воздуха в пассажирской кабине (ТРТВК-45М).	Вылет разрешается при исправной ручной регулировке.
10	Отказ регулятора температуры воздуха в кабине экипажа (ТРТВК-45М).	Вылет разрешается при исправной ручной регулировке.
11	Отказ механики заслонки подачи горячего воздуха для пассажирской кабины МРТ-1.	Вылет разрешается при положении заслонки «Закрыто» или близком к нему. При этом необходим эффективный контроль положения заслонок.

№ п/п	Характер неисправностей	Решение
12	Неисправен термометр воздуха ТУЗ-48, подаваемого в пилотскую или пассажирскую кабину.	Вылет разрешается. Контроль осуществлять по термометрам ТВ-19 (ТВ-1).
13	Неисправен термометр воздуха ТВ-11 (ТВ-1) в системе индивидуальной вентиляции.	Вылет разрешается при нормальной работе автоматики регулирования температуры РТА-16-6.
Противообледенительная система		
1	Растрескивание внешнего слоя бокового стекла левого пилота. Искрение или отказ нагревательного элемента.	Вылет разрешается при исправном электрообогреве стекол правого пилота, отсутствии условий обледенения по маршруту и если трещины не мешают обзору. Электрообогрев неисправного стекла не включать.
2	Растрескивание внешнего слоя бокового стекла правого пилота. Искрение или отказ нагревательного элемента.	Вылет разрешается при исправном электрообогреве стекол левого пилота. Электрообогрев неисправного стекла не включать.
3	Растрескивание внешнего слоя одного или двух лобовых стекол пилотов. Искрение или отказ нагревательного элемента.	Вылет разрешается. Электрообогрев неисправных стекол не включать.
4	Растрескивание внутреннего слоя одной или двух форточек. Искрение или отказ нагревательного элемента.	Вылет разрешается. Электрообогрев неисправных форточек не включать.

№ п/п	Характер неисправностей	Решение
5	Примечание. В полете возможно дальнейшее растрескивание внешнего слоя стекла или внутреннего слоя форточек, при этом общая прочность стекла или форточки не нарушается. Отказ сигнализатора обледенения двигателя СО-4А.	Вылет разрешается при исправной противобледенительной системе двигателя.

Бытовое оборудование

1	Неисправны оборудование туалеты и водной системы.	Вылет разрешается при неисправности оборудования только одного туалета.
2	Неисправен механизм регулировки пассажирского кресла.	Вылет разрешается. Спинку кресла зафиксировать.
3	Неисправно табло о запрещении курения.	Вылет разрешается. Оповещает экипаж.
4	Неисправен насадок индивидуальной вентиляции.	Вылет разрешается.
5	Неисправно оборудование буфета.	Вылет разрешается при условии возможности обеспечения питанием пассажиров.

Топливная система

1	Негерметичность сальникового уплотнения (подтекание топлива из дренажной трубки) подкачивающих насосов ПНВ-2А.	Вылет разрешается при подтекании не более 1 капли в минуту.
2	Течь топливных баков:	Вылет разрешается при условии:

№ п/п	Характер неисправности	Решение
3	- № 12; - № 8; — № 9, 10, 11 (II группа).	— бак № 12 не заправлять; — бак № 8 слева и справа не заправлять; — II группу не заправлять с обеих сторон.
4	Запотевание и просачивание топлива из-под винтов крепления верхней панели бака № 8. Не работает сигнализация заправки топлива под давлением.	Вылет разрешается. Бак № 8 заправлять не полностью. Вылет разрешается. Контроль заправки осуществлять по топливомерам.

№ п/п	Характер неисправностей	Решение
5	Неисправно переключение индикации СЭТС-280 для заправки снизу под давлением.	Вылет разрешается. Контроль заправки осуществлять по кабинным индикаторам.
6	Неисправен кран слива отстоя топлива.	Вылет разрешается. Негерметичные краны заменить заглушками при условии надежной герметизации и контровки.
7	Неисправен кран заправки топлива снизу под давлением.	Вылет разрешается, если краны герметичны в закрытом положении. Заправку производить через заливные горловины.
8	Неисправны поплавковые клапаны отключения заправки под давлением.	Вылет разрешается. Баки с поврежденными клапанами заправлять сверху или снизу под давлением при открытых заливных горловинах топливных баков.
9	Неисправен один расходомер РТМС-1-2-Б1.	Вылет разрешается при исправных топливомерах.
Силовые установки		
1	Подтекание топлива из дренажных трубок приводов топливных насосов 707ИК, 661АК.	Вылет разрешается, если подтекание наблюдается только при неработающем двигателе.

№ п/п	Характер неисправностей	Решение
2	Неисправен АРТМ (агр. 1074).	Вылет разрешается при исправном ручном управлении заслонками масло-радиатора.
3	Неисправна электрическая часть МЗК-2 стояночного стопорения воздушного винта.	Вылет разрешается, если механизмы находятся в положении «Расстопорено». Отсоединить ШР на МЗК-2.
4	Неисправен масломер МЭС-1897А.	Вылет разрешается. Заправку маслом контролировать мерной линейкой. Остаток масла контролировать по световой сигнализации минимального остатка.
5	Неисправен указатель положения створок масло-радиаторов УЮЗ-4.	Вылет разрешается при исправности ручного или автоматического управления створками.
6	Горит табло повышенной вибрации двигателя.	Вылет разрешается, если неисправна только система ИВ-41.
7	Отказ турбогенератора ТГ-16 (ТГ-16М).	Вылет разрешается при обесточении в аэропортах по маршруту запуска двигателей от наземных источников электропитания.

№ п/п	Характер неисправностей	Решение
8	Отклонение расходов топлива двигателя от норм ТУ в полете в зоне ограничения температуры газов	Вылет разрешается при отклонении расходов топлива от норм ТУ в пределах ± 100 кг/ч на одном из двигателей. При этом необходимый для полета режим двигателя подбирается РУД таким образом, чтобы его параметры были близки к параметрам остальных двигателей

№ п/п	Неисправный агрегат (прибор), неисправная система	Разрешение		Дублирующая система или прибор, решение, рекомендации
		на продолжение полета до аэродрома назначения	на полет до аэродрома базирования	
Приборное оборудование				
1	Основной (запасной) гиросагрегат курсовой системы КС-6	+	—	Исправны запасной (основной) гиросагрегат и магнитный компас КИ-13
2	Дистанционный астрокомпас ДАК-ДБ-5	+	+	Исправна курсовая система КС-6
3	Автопилот	+	—	Заход на посадку выполнять в директорном режиме при метеоминимуме I категории
4	Указатель скорости КУС-730/1100	+	—	Исправен КУС-730/1100 командира корабля и второго пилота (штурмана)
5	Вариометр ВАР-30М	+	—	Исправен ВАР-30М командира корабля

10 января 1980 г.

335

№ п/п	Неисправный агрегат (прибор), неисправная система	Разрешение		Дублирующая система или прибор, решение, рекомендации
		на продолжение полета до аэродрома назначения	на полет до аэродрома базирования	
6	Вариометр ВАР-75	+	—	Исправен УВПД
7	Директорный режим захода на посадку	+	+	Заход на посадку выполнять по ПСП согласно минимуму аэродрома
8	Основной авиагоризонт командира корабля	+	—	На самолетах без БКК-18 посадку произвести по усмотрению командира корабля в ближайшем аэропорту с благоприятными погодными условиями
9	Авиагоризонт второго пилота	+	—	
10	Резервный авиагоризонт АГД-1С	+	—	
11	Два авиагоризонта	Посадка в ближайшем аэропорту с благоприятными погодными условиями	—	

№ п/п	Неисправный агрегат (прибор), неисправная система	Разрешение		Дублирующая система или прибор, решение, рекомендации
		на продолжение полета до аэродрома назначения	на полет до аэродрома базирования	
12	Указатель ЭУП-53	+	—	
13	Блок БКК-18	+	—	
14	Два указателя ЭУП-53	+	—	
15	Термометр наружного воздуха	+	+	
16	Термометр кабины пилотов ТВ-19 (ТВ-1)	+	+	При номинальной работе термометра ТУЭ-48
17	Термометр пассажирской кабины ТВ-19 (ТВ-1)	+	+	При нормальной работе ТУЭ-48
18	Часы	+	+	
19	Магнитный компас КИ-13	+	—	Исправна курсовая система КС-6
20	Навигационный индикатор НИ-50БМ	+	+	
21	Барометрический высотомер ВД-10	+	—	Исправны ВД-10 командира корабля и второго пилота (штурмана)
22	Акселерометр АДП-4	+	+	

№ п/п	Характер неисправностей	Решение
-------	-------------------------	---------

Электрооборудование

1	Отказ стартер-генератора СТГ-12ТМО	Вылет разрешается при неисправности не более одного генератора на двигатель
2	Отказ генератора переменного тока СГО-12	Вылет разрешается при отказе не более одного

№ п/п	Характер неисправностей	Решение
		генератора и при отсутствии обледенения на трассе. На самолетах первых серий с недоработанной схемой энергетике переменного тока отказ генератора 4-го двигателя не допускается. При отказе, связанном с механическим разрушением, генератор должен быть снят с двигателя.
3	Отказ коробки переключения КПП-9	Вылет разрешается при возможности ручного переключения основного ПТ-1000Ц на резервный при отказе основного.
4	Отказ преобразователя ПО-1500	Вылет разрешается. Заправку топливом производить сверху или при использовании наземного источника переменного тока $V=115$ В и $f=400$ Гц снизу под давлением
5	Неисправна система запуска от наземного источника электропитания	Вылет разрешается при исправной системе запуска от ТТ-16 (ТТ-16М)
6	Неисправны посадочно-рулевые фары	Вылет разрешается при исправной работе фюзеляжных или крыльевых фар или в светлое время суток
7	Неисправна одна лампа самолетного импульсного маяка	Вылет разрешается
8	Неисправно освещение багажных отсеков	Вылет разрешается
9	Неисправна сигнализация дверей и люков	Вылет разрешается. Контролировать надежность закрытия дверей и люков
10	Неисправно освещение пассажирских кабин	Вылет разрешается при исправном дежурном освещении
11	Неисправен один крыльевой огонь БАНО	Вылет разрешается при исправных остальных огнях и СИМ-1 или в светлое время суток

№ п/п	Характер неисправностей	Решение	
12	Не включается освещение кабины экипажа	Полет разрешается только в светлое время суток	
13	Неисправна световая сигнализация вызова бортпроводника	Вылет разрешается	

№ п/п	Неисправный агрегат (прибор), неисправная система	Разрешение		Дублирующая система или прибор, решения, рекомендации
		на продолжение полета до аэродрома назначения	на полет до аэродрома базирования	
Радиооборудование				
1	Передатчик одной КВ радиостанции	+	+	При обеспечении перекрытия зон связи на УКВ То же
2	Один приемник КВ радиосвязи	+	+	
3	Радиостанция КВ	+	+	»
4	Радиостанция УКВ	+	+	При исправности одной радиостанции УКВ
5	Самолетное громкоговорящее устройство СГУ-15	+	+	Разрешается
6	Система навигации и посадки Курс-МП-1	+	+	Исправен один полукompлект Курс-МП-1 и один автоматический радиокompас Исправны автоматические радиокompасы
7	Система ближней навигации РСБН-2С («Свод»)	+	+	
8	Навигационная автоматическая система НАС-1: — режим ДИСС;	+	+	
9	— режим АНУ	+	+	Исправен режим АНУ Исправен ДИСС 1. При одном неисправном индикаторе 2. При неисправной системе определения угла сноса
	Радиолокатор РПСН-2 (Эмблема)	+	+	

№ п/п	Неисправный агрегат (прибор), неисправная система	Разрешение		Дублирующая система или прибор, решения, рекомендации
		на продолжение полета до аэродрома назначения	на полет до аэродрома базирования	
10	Автоматический радиокompас	+	+	3. При отказе радиолокатора, но при отсутствии на трассе полета фактической и прогнозируемой грозовой деятельности Исправны РСБН-2С и Курс-МП-1 в режиме <i>VOR</i> Исправны барометрические высотомеры По согласованию со службой движения То же
11	Радиовысотомер	+	+	
12	Аппаратура «020»	+	+	
13	Аппаратура COM-64 (CO-63)	+	+	

КАРТА КОНТРОЛЬНОЙ ПРОВЕРКИ САМОЛЕТА Ил-18 С ЭКИПАЖЕМ

Общие указания

(1) Карта контрольной проверки является документом, цель которого способствовать организации дополнительного контроля за выполнением наиболее ответственных операций, определяющих готовность самолета и экипажа к очередному этапу или рубежу полета и непосредственно влияющих на безопасность полета.

Картой предусматривается, что до проведения контрольных операций каждый член экипажа выполнил в полном объеме комплекс требуемых технологических операций в соответствии с требованиями Руководства.

(2) Контроль с чтением Карты — это комплекс обязательных операций, проводимых экипажем под руководством К/К на предписанных рубежах при подготовке к полетам любого назначения и их выполнении.

Карта контрольной проверки является принадлежностью самолета и вылет самолета без нее запрещен.

(3) Контроль с чтением Карты начинается на установленных для этого рубежах по команде К/К.

(4) Читка вслух разделов Карты производится бортрадиом, при отсутствии бортрадиста читку карты выполняет штурман Голубев.

(5) Рубежи начала читки разделов Карты:

— «Перед запуском двигателей» — непосредственно после выполнения операций согласно листам контрольного осмотра и докладу членов экипажа о готовности к запуску двигателей;

— «Перед выруливанием» — непосредственно после запуска двигателей;

— «На рулении» — при рулении по РД по прямой в отсутствие препятствий, требующих повышенного внимания;

— «На предварительном старте» — перед запросом разрешения выруливать на исполнительный старт;

— «На исполнительном старте» — перед запросом разрешения на взлет;

— «Перед снижением с эшелона» — за (5—10) мин. перед запросом у диспетчера РДП разрешения на снижение;

09.08.82 341

— «После перехода на давление аэродрома» — после получения указания на снижение по давлению аэродрома, при выполнении полета по кругу, а также при повторном заходе после ухода на второй круг — после окончания второго разворота;

— «Перед 3-м разворотом или на удалении (18—20) км» — к началу 3-го разворота проверка должна быть закончена;

— «Перед входом в глиссаду» — после 4-го разворота (или при заходе с прямой) перед входом в глиссаду на удалении не менее 3 км до входа в нее.

Примечания: 1. Рубежи начала и конца выполнения раздела Карты «На рулении» не являются строго фиксированными. В зависимости от удаления места до предварительного старта, конкретных местоусловий, состояния РД, подготовленности экипажа и др. проверку по разделу Карты «На рулении» разрешается начинать и до начала выруливания после завершения контроля по разделу «Перед выруливанием». Если к моменту достижения предварительного старта контроль по разделу «На рулении» не завершен, то проверку необходимо закончить на предварительном старте, после чего перейти к проверке операций по разделу «На предварительном старте».

2. В графах Карты цифрами указаны ответственные за проверку по данному пункту и очередность доклада, в скобках указано, кто из членов экипажа выполняет соответствующую операцию при полете без Б/Р.

Карта контрольной проверки

п/п №	Наименование контролируемых органов (операций)	Форма доклада	Очередность доклада				
			К/К	2/П	Ш	Б/М	Б/Р
I. Перед взлетом							
(1) Перед запуском двигателей							
1	МСРП, магнитофон	Включены	--	--	2	--	1
2	Двери, люки	Закрыты, проверены, сигнализация исправна	3	2	--	1	--
3	Заглушки, штыри	Сняты, на борту	--	--	--	1	--
4	Хвостовая опора (для самолетов Ил-18Т)	Убрана, на борту	--	--	--	1	--
5	Высотная система	Агрегат 2077 установлен	--	2	--	1	--
		Кран герметизации включен	--	2	--	--	--

342

09.08.82

№ п/п	Наименование контролируемых органов (операций)	Форма доклада	Очередность доклада				
			К/К	2/П	Ш	Б/М	Б/Р
6	Взлетные данные	Отбор воздуха выключен Вес ...т, центровка V1 ... км/ч VR ... км/ч V2 ... км/ч	--	2	--	--	--
7	Переднее колесо	Включено, зеленая лампа горит	1	--	--	--	--
(2) Перед выруливанием							
1	Щиток запуска ТТ-16	Закрит Выключен	--	--	--	1	--
2	Гидросистема	Давление в норме	--	--	--	1	--
3	Электросистема	Проверена, работает нормально	--	--	(1)	--	1
4	Курсовая система	Включена, согласована Курс ...градусов, режим ГПК	--	--	1	--	--
5	Топливная система	Курс ...градусов Включена Расходомеры выставлены, на борту ...т, по расчету ...т	3	2	--	1	--
6	Авиагоризонты, ЦГВ, БКК	Включены, проверены, риски совмещены	2	1	--	--	--
7	Рули	Проверены, свободны Зеленые горят АЗС стопорения выключен	3	2	--	1	--
8	Триммеры	Нейтрально Зеленые горят	3	2	--	1	--
9	Опознавание, СОМ-64	Включено, установлено «023М»	2	1	--	--	--
10	Система посадки	Включена, частотаИЛС (СП) установлена	2	--	1	--	--
11	АРК	Настроены: 1-й на дальнюю 2-й на коридор выхода РМИ-АРК ₁ , АРК ₂ , Позывные прослушаны	--	--	1	--	--
			2	1	(3)	--	3

09.08.82

343

№ п/п	Наименование контролируемых органов (операций)	Форма доклада	Очередность доклада				
			К/К	2/П	Ш	Б/М	Б/Р
<i>(3) На рулении</i>							
1	Тормоза	Проверены исправны	2	1	—	—	—
2	Противообледенители	ВНА— включены (выключены), винты включены (выключены)	—	2	—	1	—
3	ЭУП	Включен, проверен	2	1	—	—	—
4	Закрылки	Выпущены 15	—	2	—	1	—

(4) На предварительном старте

1	Высотомеры, РВ	Высота ноль, давление ...мм. рт. ст., РВ включен	3	2	1	—	—
2	Автофлюгер по ИКМ	Проверен	3	—	—	—	—
3	Авиагоризонты	Проверены, риски	2	1	—	—	—
4	АТ-2	Выключен	2	—	1	—	—

(5) На исполнительном старте

1	Готовность к взлету	Красные сигналы не горят, ППД включен	—	—	—	2	—
		Готов	—	—	3	—	—
		Курс.... согласовано	—	—	—	—	—
		Готов	—	4	—	—	—
		Готов	5	—	—	—	—
		Готов	—	—	—	—	1

II. Перед посадкой

(6) Перед снижением с эшелона

1	Схема	Просмотрена	3	2	1	—	—
2	Посадочные данные	Топливот. вес ...т	—	—	—	1	—
		Центровка%	—	3	—	—	—
		Посадочная дистанция	—	—	2	—	—
		Скорость планированиякм/ч	—	—	2	—	—

№ п/п	Наименование контролируемых органов (операций)	Форма доклада	Очередность доклада				
			К/К	2/П	Ш	Б/М	Б/Р
3	РВ задатчик	Включен	1	—	—	—	—
4	Курсовая система	Задатчик	1	—	—	—	—
		Согласована, курс градусов, режим ГПК	—	—	1	—	—
5	Система захода на посадку	Курс ... градусов	3	2	—	—	—
		Включена ИЛС (СП)	2	—	1	—	—
6	Гидросистема	Частота установлена	—	—	1	—	—
7	Обогрев ППД	Давление в норме	—	—	—	1	—
		ППД включен	—	1	—	—	—

(7) После перехода на давление аэродрома

1	Высотомеры	Давление ... мм рт. ст. установлено, высота ... м	3	2	1	—	—
		Показания левого и правого высотометров одинаковы	—	—	—	4	—
2	АРК	Настроены: 1-й на дальнюю, 2-й на ближнюю	—	—	2	—	—
		Позывные прослушаны	—	—	(1)	—	1

(8) Перед 3-м разворотом или на удалении 18—20 км

1	Шасси	Выпущено, зеленые торят	—	2	—	1	—
		Давление в тормозах «Ноль»	3	—	—	1	—
2	Переднее колесо	Стояночный выключен	1	—	—	—	—
3	Нуль на ПСП	Выключено	1	—	—	—	—
4	Задатчик РВ	Проверен	1	—	—	—	—
		Задатчик на ... м установлен	1	—	—	—	—

(9) Перед входом в глиссаду

1	Закрылки	Выпущены на градусов	—	2	—	1	—
2	Фары	Выпущены	—	2	—	1	—

РАЗВЕРНУТОЕ СОДЕРЖАНИЕ КАРТЫ КОНТРОЛЬНОЙ ПРОВЕРКИ

К началу контроля по Карте перед запуском двигателей Б/Р (Ш)* должен убедиться, что все подвижные шторки находятся, в правой колонке планшета, а к началу контроля перед снижением все шторки находятся в левой колонке.

Переход Б/Р к чтению последующего пункта Карты осуществляется без специальной Команды, после получения ответного доклада ответственного члена экипажа за выполнение данного пункта и закрытия шторкой прочитанного пункта. Б/Р несет полную ответственность за полноту и последовательность зачитывания всех пунктов раздела Карты без пропуска.

Б/Р обязан:

— твердо знать, от кого из членов экипажа и в какой последовательности должен поступить ответный доклад по каждому пункту Карты;

— закрыть шторкой прочитанный пункт только после поступления ответного доклада от всех членов экипажа, ответственных за выполнение данного пункта;

— доложить К/К о незавершенности контроля по Карте, если по каким-либо причинам читка Карты была прервана и не возобновлена, т. е. остались один или несколько пунктов данного раздела Карты, не закрытые шторкой.

1. Перед взлетом

(1) Перед запуском двигателей

1. МСРП, магнитофон включены — Б/Р, Ш.

Б/Р и Ш должны убедиться, что магнитофон и МСРП включены (при полете без Б/Р операции выполняет Ш).

2. Двери, люки закрыты, проверены, сигнализация исправна — Б/М, 2/П, К/К.

Б/М должен убедиться, что все двери и люки закрыты, положения защелок проверены. Кнопкой контроля убедиться, что сигнализация исправна.

2/П, К/К должны проконтролировать закрытие люков по погасанию контрольных ламп.

* При полете без Б/Р чтение Карты выполняет штурман Голубев.

3. Заглушки, чехлы — сняты, на борту — Б/М.

Б/М должен убедиться в наличии на борту всех заглушек, в том числе чехлов с ПВД.

4. Хвостовая опора — убрана, на борту — Б/М.

Б/М должен убедиться, что хвостовая опора убрана и находится на борту.

5. Высотная система — агрегат 2077 установлен, кран герметизации включен, отбор воздуха выключен — Б/М, 2/П.

Б/М, 2/П должны убедиться, что все (три) задатчика агрегата 2077 выставлены правильно, кран герметизации кабины находится во включенном положении, а тумблеры отбора воздуха выключены.

6. Взлетные данные — вес ...т., центровка ...%, V_1 ...км/ч, V_R ...км/ч, V_2 ...км/ч — 2/П.

2/П докладывает фактическое значение параметров, взлетного веса, центровки и расчетные значения указанных скоростей.

7. Переднее колесо — включено, зеленая лампа горит — К/К.

К/К должен убедиться, что управление передним колесом включено и зеленая лампа сигнализации включения переднего колеса горит.

(2) Перед выруливанием

1. Щиток запуска — закрыт, ТГ-16 выключен — Б/М.

Б/М должен убедиться, что ТГ-16 выключен и щиток запуска закрыт.

2. Гидросистема — давление в норме — Б/М.

Б/М должен убедиться, что:

— давление в общей сети и гидроаккумуляторах тормозов 225-148 кг/см²;

— давление в баллоне аварийного торможения — 130—150 кг/см².

3. Электросистема — проверена, работает нормально — Б/Р (Б/М).

Б/Р (Б/М) должен убедиться, что все необходимые АЗС и выключатели включены, показания приборов контроля за работой агрегатов электросистемы в норме.

4. Курсовая система — включена, согласована, курс ...градусов, режим ГПК — Ш, 2/П, К/К.

Ш — должен убедиться, что курсовая система включена, согласована, показания КС-6 правильные;

09.08.82 347

2/П, К/К должны убедиться, что показания курсов на приборах К/К и 2/П одинаковые.

5. Топливная система — включена, расходомеры выставлены, на борту ...т., по расчету ...т — Б/М, Ш,

Б/М должен убедиться, что переключатель топливомера установлен в положение «На кабину», барабанички указателей РТМС установлены в соответствии с количеством заправленного топлива, определить заправку топлива по показаниям топливомера (отдельно по группам баков и по сумме).

Ш докладывает необходимое количество топлива по-аданию.

6. Авиагоризонты, ЦГВ, БКК — включены, проверены, риски совмещены — 2/П, К/К.

2/П, К/К должны убедиться, что перечисленные операции выполнены.

7. Рули — проверены, свободны, зеленые горят, АЗС стопорения выключен — Ш, 2/П, К/К.

2/П, К/К должны убедиться, что рули расстопорены, отклонение рулей и элеронов до механических упоров свободно;

Ш докладывает, что АЗС стопорения выключен..

8. Триммеры — нейтрально, зеленые горят — Б/М, 2/П, К/К.

Б/М, 2/П, К/К должны убедиться, что горят три сигнальные лампы нейтрального положения триммеров.

9. Опознавание, СОМ-64 — включено, установлено «023М» — 2/П, К/К.

2/П, К/К должны убедиться, что система опознавания включена, код установлен, переключатель режимов на пульте СО-63 установлен в положение «023М».

10. Система посадки — включена, частота ...ИЛС (СП) установлена — Ш, К/К.

Ш должен убедиться, что КУРС — МП включен, частота СП или ИЛС установлена правильно.

К/К должен убедиться, что переключатель выбора системы на селекторе установлен в положение соответствующее выбранной системе посадки.

11. АРК — настроены: 1-й на дальнюю, 2-й на коридор выхода, РМИ — АРК₁ и АРК₂, позывные прослушаны — Б/Р, Ш, 2/П, К/К.

Ш — должен убедиться, что радиокompас № 1 настроен на дальний привод, а радиокompас № 2 — на коридор выхода;

Б/Р (Ш) — должен прослушать позывные;

2/П, К/К — должны убедиться, что на РМИ установлены АРК₁ и АРК₂.

(3) На рулении

1. Тормоза — проверены, исправны — К/К, 2/П.

К/К, 2/П в начальной стадии руления должны убедиться, что тормоза исправны при их использовании как левым, так и правым пилотами.

2. Противообледенители — ВНА включены (выключены), винты — включены (выключены) — Б/М, 2/П.

Б/М, 2/П должны убедиться, что противообледенители крыла и оперения выключены, а противообледенители воздухозаборников двигателей и винтов включены или выключены в зависимости от метеоусловий.

3. ЭУП — включен, проверен — 2/П, К/К.

2/П, К/К должны убедиться, что при разворотах самолета на рулении стрелка ЭУП отклоняется в сторону разворота.

4. Закрылки — выпущены 15° — 2/П, Б/М.

Б/М, 2/П должны убедиться, что закрывки выпущены на 15°.

(4) На предварительном старте

1. Высотомеры, РВ — высота ноль, давление... мм рт. ст., РВ включен — Ш, 2/П, К/К.

Ш, 2/П и К/К должны убедиться, что на их высотомерах обе стрелки совпадают с нулем, а барометрическая шкала показывает при этом давление, которое может отличаться от давления на аэродроме не более, чем на $\pm 1,5$ мм. рт. ст.

К/К должен убедиться, что РВ включен.

2. Автофлюгер по ИКМ — проверен — Б/М, К/К.

Б/М, К/К должны убедиться в исправности системы автоматического флюгирования по ИКМ. Проверка авто-

флюгера выполняется перед первым в течение суток вылетом на данном самолете.

3. Авиагоризонты — проверены, риски совмещены — 2/П, К/К.

2/П и К/К должны убедиться в правильности показаний авиагоризонтов.

(5) На исполнительном старте

1. Готовность к взлету — красные сигналы не горят, ППД включен, готов — Б/М.

Б/М должен убедиться, что на приборных досках красные табло и лампы сигнализации отказов в работе систем (приборов) не горят, обогрев ППД включен.

Курс..., согласовано, готов — Ш.

Ш должен убедиться, что курсовая система, согласована и ее показания соответствуют МК ВПП.

Готов — 2/П.

2/П докладывает о готовности к взлету.

Готов — К/К.

К/К докладывает о готовности к взлету.

Готов — Б/Р.

Б/Р должен убедиться в нормальной работе системы электроснабжения, что все пункты разделов Карты зачитаны и зашторены шторкой (при полете без Б/Р система электроснабжения контролирует Б/М).

II. Перед посадкой

(6) Перед снижением с эшелона

1. Схема просмотрена — Ш, 2/П, К/К.

Ш, 2/П, К/К должны уточнить схему захода на посадку на данном аэродроме по сборнику.

2. Посадочные данные — топливо ...т. Вес ...т, центровка ...%. Посадочная дистанция ...м. Скорость планирования ...км/ч — Б/М, Ш, 2/П.

Б/М докладывает количество оставшегося топлива.

2/П должен доложить расчетные данные: посадочный вес, центровку.

Ш докладывает скорость планирования и посадочную дистанцию.

350 09.08.82

3. РВ, задатчик включен, задатчик ... м. — К/К

К/К должен убедиться, что РВ включен, задатчик установлен на высоту круга аэродрома посадки. Если высота круга выше максимальной высоты, на которую может быть установлен задатчик РВ, то устанавливать задатчик на максимально возможное значение высоты.

4. Курсовая система согласована, режим ГПК, курс ...градусов — Ш, 2/П, К/К.

Ш должен убедиться, что КС работает в режиме ГПК и согласована.

2/П и К/К должны убедиться, что задатчик курса на НКП-4 выставлен правильно.

5. Система захода на посадку включена, ИЛС (СП) частота установлена, канал выставлен — Ш, К/К.

Ш, К/К должны убедиться, что ИЛС (СП) включена и нужный канал установлен.

6. Гидросистема, давление в норме — Б/М, К/К.

Б/М и К/К должны убедиться, что в основной системе и в системе аварийного торможения давление нормальное.

7. ППД включен — 2/П и КВС должны убедиться, что ППД включен.

(7) После перехода на давление аэродрома

1. Высотомеры: давление установлено ... мм. рт. ст., высота ... м, показания левого и правого высотомеров одинаковые — Ш, Б/М, 2/П, К/К.

Ш, 2/П, К/К должны убедиться, что давление аэродрома посадки на их высотомерах выставлено правильно. Б/М должен подтвердить, что показания левого и правого высотомеров одинаковые.

2. АРК настроены: первый на дальнюю, второй на ближнюю, позывные прослушаны — Ш, Б/Р.

Ш должен убедиться, что АРК1 настроен на ДПРМ аэродрома посадки, а АРК2 на БПРМ аэродрома посадки.

Б/Р должен прослушать позывные (при полете без Б/Р позывные прослушивает Ш).

(8) Перед третьим разворотом или на удалении 18—20 км

1. Шасси выпущено, зеленые горят; давление в тормозах нуль, стояночный выключен — Б/М, 2/П, К/К.

24 марта 1987

г.

351

Б/М, 2/П, К/К должны убедиться, что шасси выпущено, на щитке сигнализации шасси горят три зеленые лампы, давление в тормозах — ноль, стояночный тормоз выключен.

2. Переднее колесо выключено — К/К.

К/К должен убедиться, что переднее колесо выключено и лампа, сигнализирующая включение переднего колеса, не горит.

3. Ноль на ПСП проверен — К/К.

К/К при использовании системы СП должен проверить электрический ноль на ПСП.

4. Задатчик РВ, задатчик на ... м. установлен — К/К.

К/К должен убедиться, что задатчик РВ установлен на значение ВПР м.

Задатчик высоты устанавливается:

— на ВПР, если ее численное значение не более 60 м;

— на высоту 60 м, если значение ВПР более 60 м.

Если задатчик РВ не позволяет выставить 60 м, то установить его на ближайшее наименьшее значение.

(9) Перед входом в глissаду

1. Закрылки выпущены — Б/М, 2/П.

Б/М, 2/П должны убедиться, что закрывки выпущены на 30°.

2. Фары выпущены — Б/М, 2/П.

Б/М, 2/П должны убедиться, что фары выпущены.

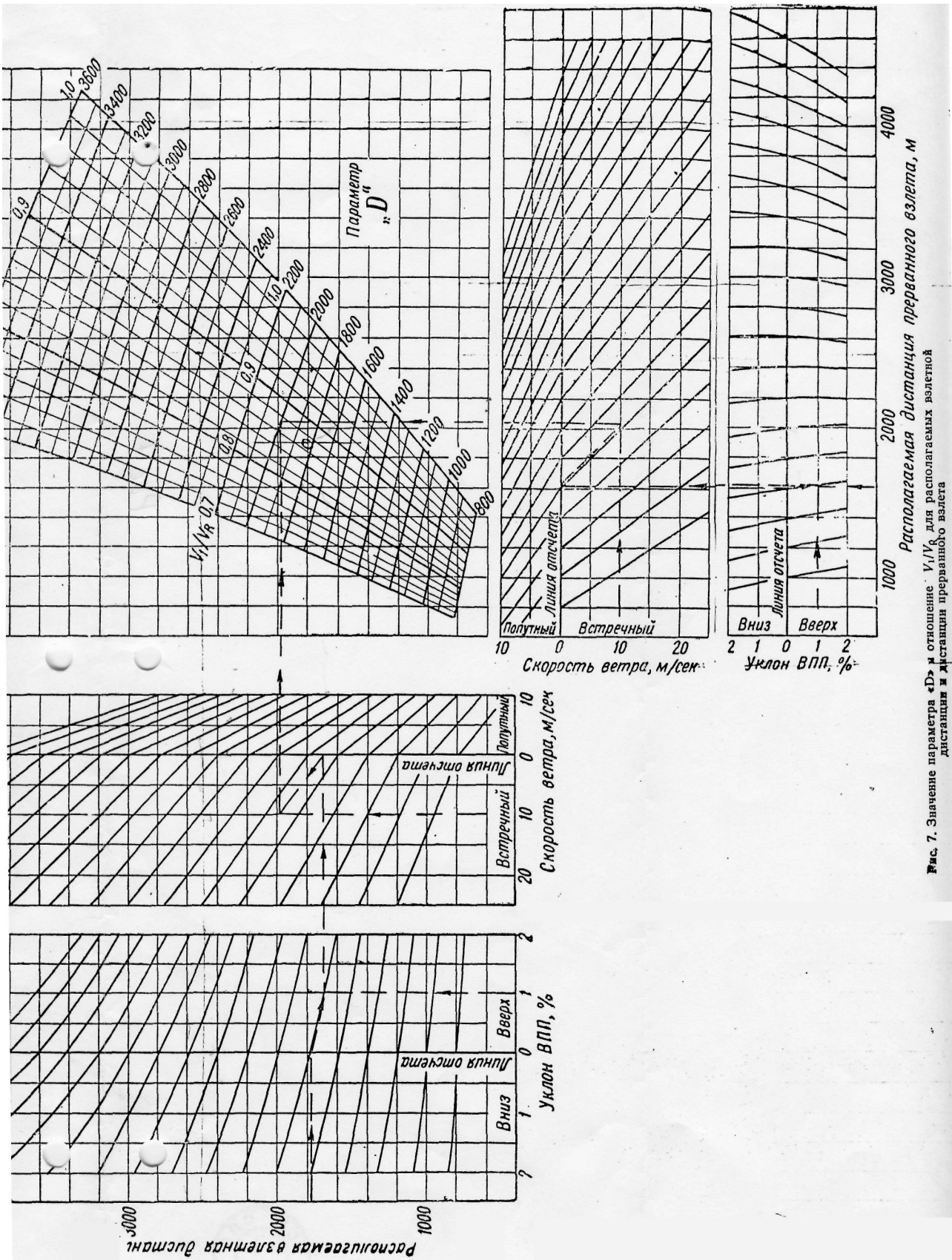


Рис. 7. Значение параметра «D» в отношении V_1/V_0 для располагаемых взлетной дистанции и расстояния прерванного взлета

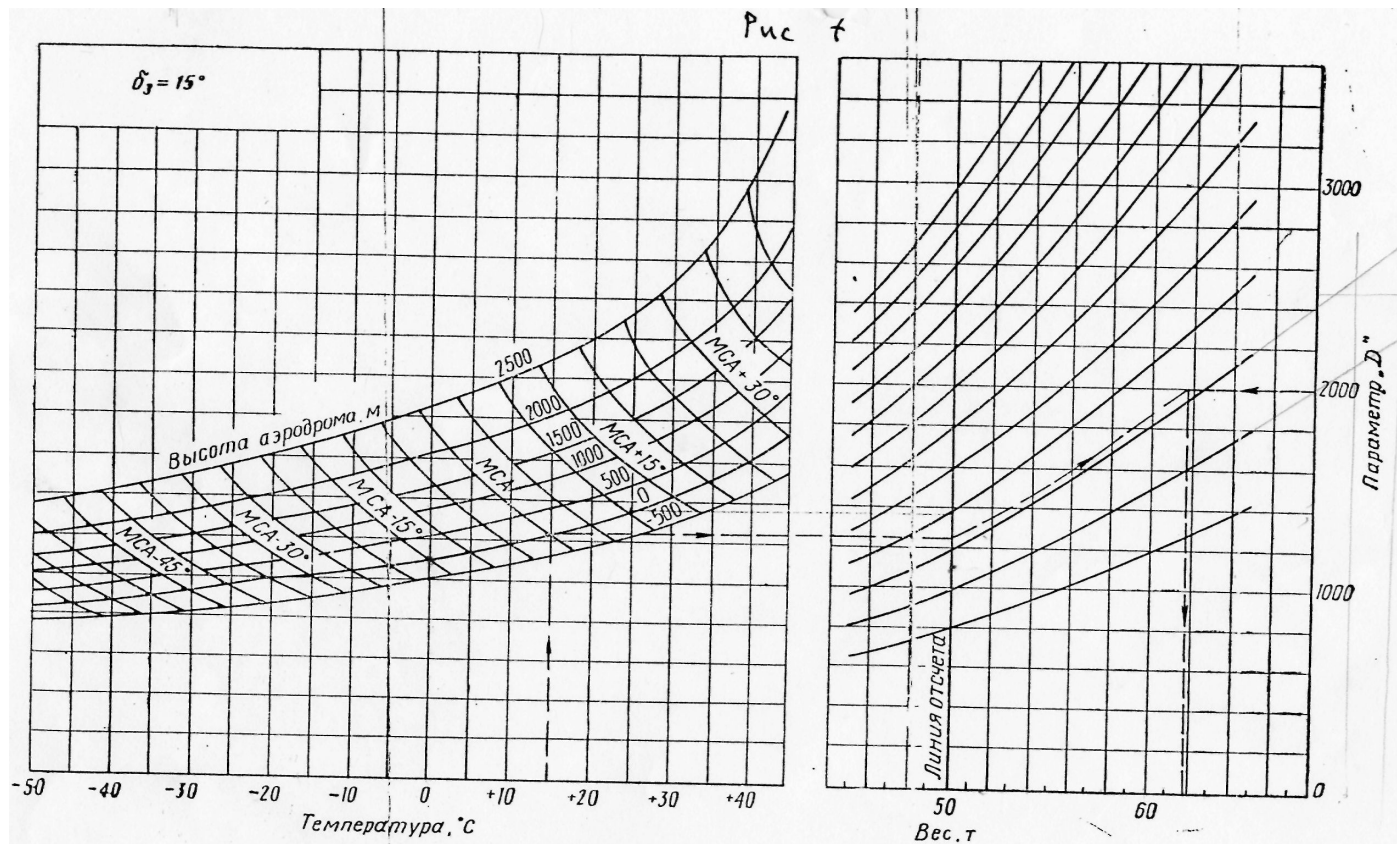


Рис. 8. Взлетный вес для располагаемых взлетной дистанции в дистанции прерванного взлета.

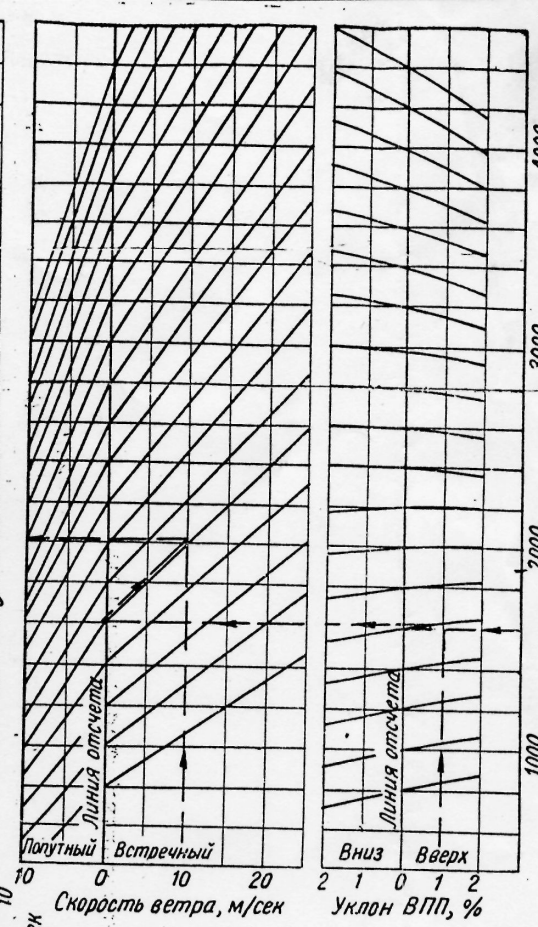
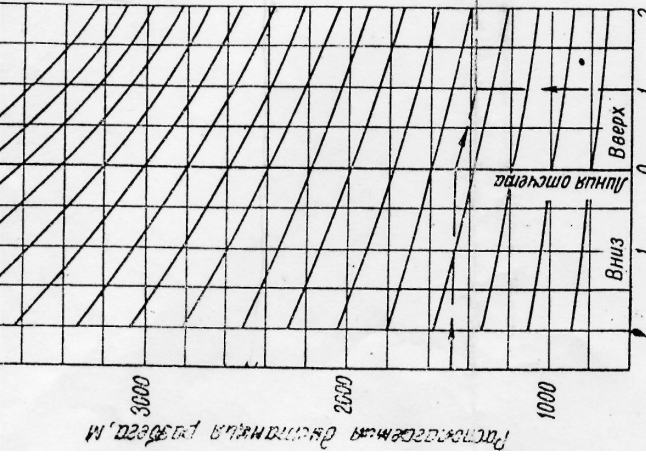
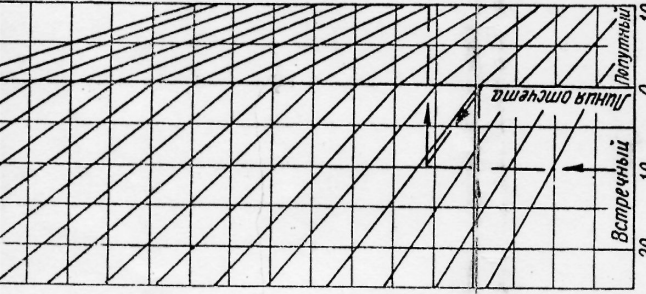
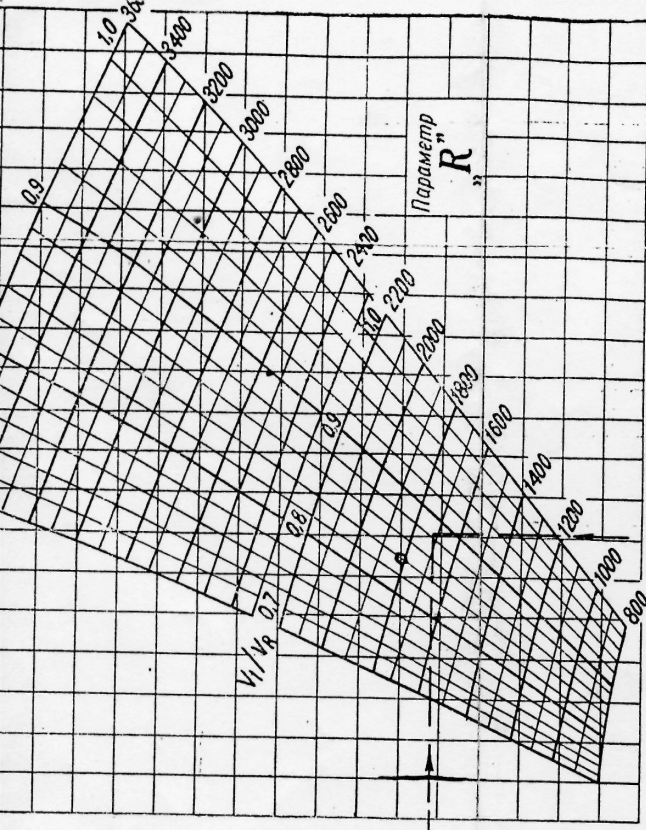


Рис. 9. Значение параметра « R'' » и отношение V_1/V_a для располагаемых дистанций разбега и торможения самолета.

Рис 9

Рис 9.

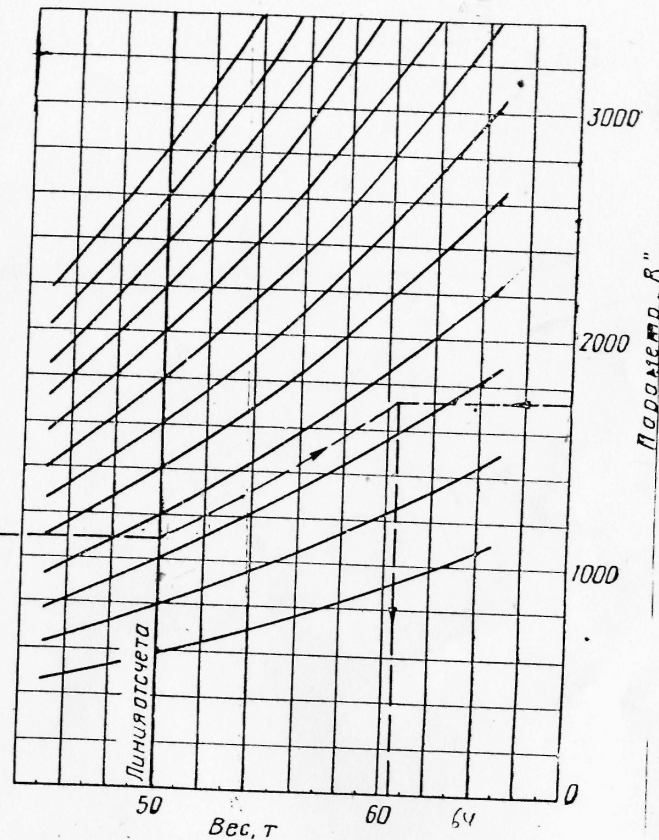
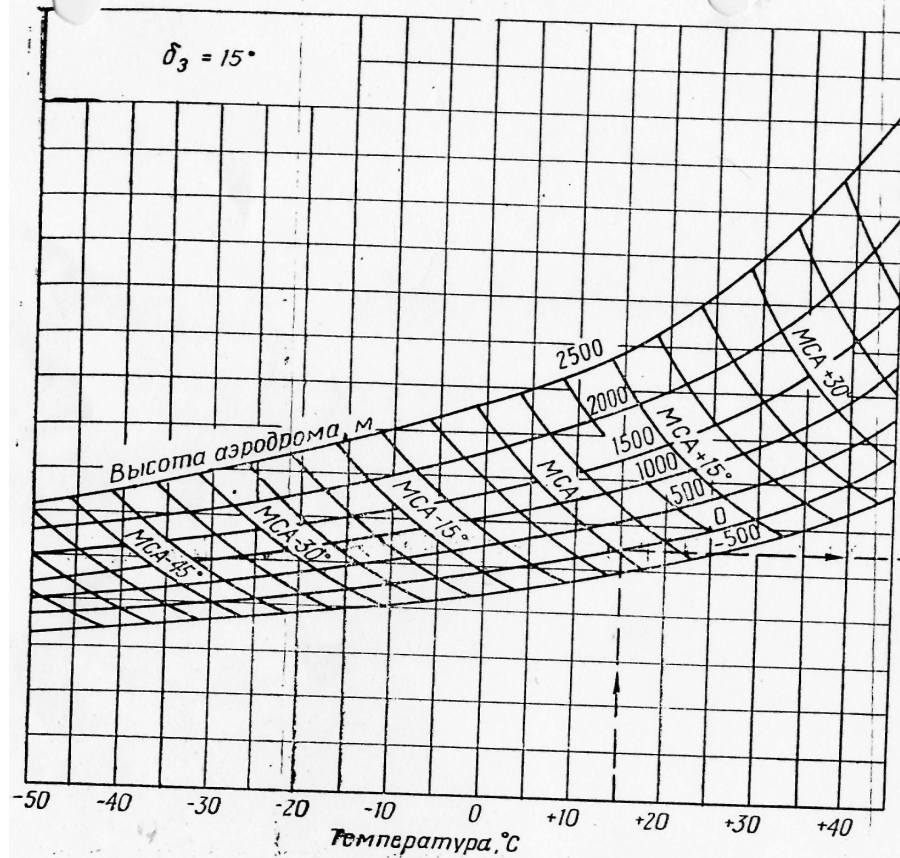


Рис. 10. Взлетный вес для располагаемых дистанций разбега и прерванного взлета.

Режим работы двигателей - взлетный
 Поверхность ВПП - сухой бетон
 $\delta_3 = 15^\circ$

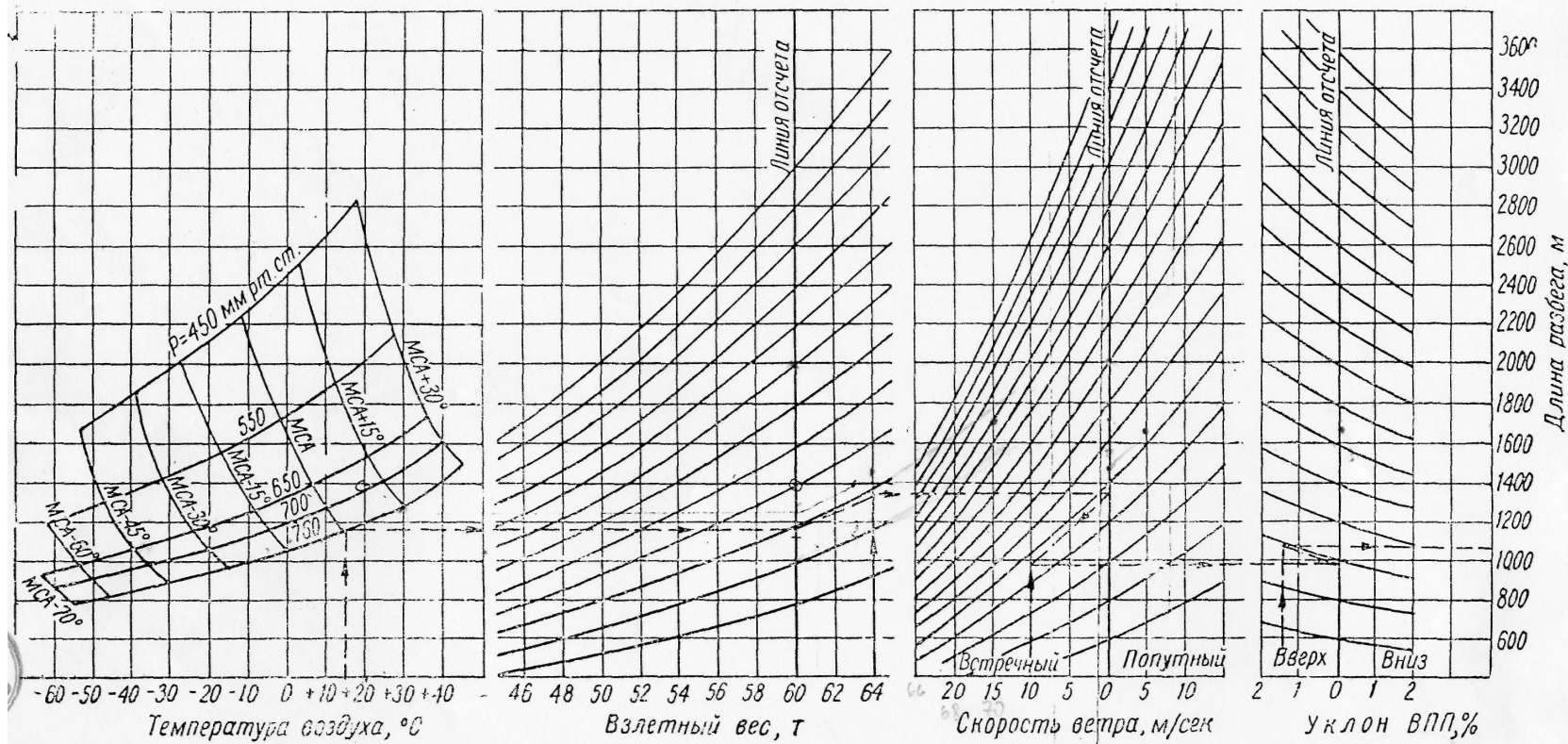
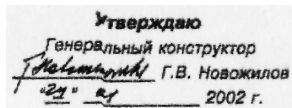
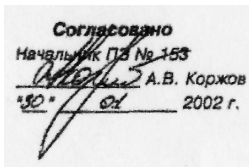


Рис 12. Номограмма для определения длины разбега самолета Ил-18



временное изменение № 3 (4; 5; 6) - 02

РУКОВОДСТВА ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ И ПИЛОТИРОВАНИЮ САМОЛЕТА Ил-18 С ЧЕТЫРЬМЯ ТУРБОВИНТОВЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ АИ-20

(Для всех модификаций)

По вопросу запрещения использования в полете режима автоматического триммирования

Только для самолетов Ил-18, оборудованных БСУ-ЗП

Основание: 1. 1. Факс Заместителя Председателя МАК №05-11-7 от 14.01.02
2. С/З № 1801-1190-164 от 18.01.02.

19.11.01 - катастрофа Ил-18 RA-75840
"Ирс-Аэро" (прим. автора)

ВРЕМЕННОЕ ИЗМЕНЕНИЕ № 3(4; 5; 6)-02

Руководства по летной эксплуатации и пилотированию самолета Ил-18 с четырьмя турбовинтовыми двигателями АИ-20 (для всех модификаций) (РЛЭ-18).

По вопросу запрещения использования в полете режима автоматического триммирования (автомат триммирования АТ-2 в канале руля высоты должен быть выключен)

Распространяется на самолеты, оборудованные БСУ-ЗП.

Поместить в РЛЭ-18, перед Главой 4 «Полеты в различных метеорологических условиях».

При эксплуатации самолетов Ил-18) оборудованных БСУ-ЗП, с выключенным АТ-2 следует выполнять указания и рекомендация РЛЭ-18 и приведенные ниже дополнительные требования и условия.

1. При подготовке к полету проверку работоспособности автомата триммирования не выполнять (РЛЭ п. 2.5.6.4.Б.10, стр.73); выключатель «АТ-2», расположенный на приборной доске левого пилота, и АЗСы на ЦРПЦ штурмана "Упр. механ", "Указ. усил", "Контроль АТ" должны быть выключены в течение всего полета.
2. В Карту контрольных проверок ККП на рубеже «(4) На предварительном старте» дополнительно внести:

«4.АТ-2»	Выключен	К/К	2/П	Ш	...	*(РЛЭ, стр. 344)
		2		1		

В Развернутое содержание ККП на рубеже «(4) на предварительном старте» дополнительно внести;

«4. АТ-2 - выключен - Ш, К/К.

Ш и К/К должны убедиться, что выключатель АТ-2 и АЗСы «УПР. Механ», «Указ. Усил», «Контроль АТ» выключены.

3. Автопилот АП-6ЕМ-ЗП после взлета может быть использован на высотах не менее 400 м.
4. Включение АП-6ЕМ-ЗП в наборе высоты, горизонтальном полете или на снижении допускается только в условиях установившегося режима полета, а при облачности - и при наличии видимости естественного горизонта.
5. При необходимости изменения режима полета по скорости или высоте, а также через каждые 1,5+2 часа полета следует выключить автопилот, сбалансировать самолет триммерами и снова включить автопилот.
6. Разгоны и торможения следует выполнять при выключенном автопилоте.
7. Отклонять триммеры руля высоты, руля поворота и элеронов при включенном автопилоте запрещается.

8. Заход на посадку выполняйте в директорном режиме (РЛЭ, п. 4.3.2, стр. 144-147).
9. При заходе на посадку допускается комбинированное управление самолетом: автоматическое - по боковому каналу,
директорное - по продольному каналу — до высоты не менее 60 м (РЛЭ, п. 6.8.4., стр. 262).
10. ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА ПЕРЕСИЛИВАНИЕМ ДОПУСКАЕТСЯ ТОЛЬКО В ИСКЛЮЧИТЕЛЬНЫХ СЛУЧАЯХ ПРИ НЕВОЗМОЖНОСТИ ОТКЛЮЧЕНИЯ КНОПКАМИ КБО И ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЯМИ «ПОДГ. АП», «ПОПЕР» И «ПРОД».

Тр. в 25/1-2 от 26 июля 74.

Состояние ВЛТ	Кэф. сцеплен.	Сила ветра под 90°
Сухая и влажная	$\geq 0,55$	15 м/сек 18 м/сек для ветра
Мокрая	0,4-0,55	12 м/сек.
Вода и снеготы (снег 80 мм)	0,3-0,4	7 м/сек.
Длина прерванного ветра	всё 61+	1800 м.

ПЛЭ
 § 5.18.1.

$\left\{ \begin{array}{l} < 0,5-0,3 \text{ мокрая} - 12 \text{ м/сек.} \\ & \text{снег, вода} - 7 \text{ м/сек.} \\ & \text{(80 мм)} \\ & \text{снеготы} - 3 \text{ м/сек.} \\ & \text{(12 мм)} \end{array} \right.$

Ветер с ВЛТ покрытой слоем снеготы (такого снега) до 12 мм разрушается в случае любой необходимости при 3 м/сек (под 90°)

