

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
ВВЕДЕНИЕ	3
РАЗДЕЛ I. ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЕТЕ	5
1.1. НАЗНАЧЕНИЕ	
1.2. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ	6
1.3. ЛЕТНЫЕ ДАННЫЕ	8
1.4. ДАННЫЕ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ	9
<u>2.2. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СИЛОВОЙ УСТАНОВКЕ</u>	<u>13</u>
2.3. ПРОЧИЕ ОГРАНИЧЕНИЯ	16
РАЗДЕЛ 3. ПРОВЕРКА ГОТОВНОСТИ САМОЛЕТА К ПОЛЕТУ. ОБЯЗАННОСТИ ЧЛЕНОВ ЭКИПАЖА	17
3.1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ	
3.2. ОБЩИЕ ОБЯЗАННОСТИ ЧЛЕНОВ ЭКИПАЖА ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПРЕДПОЛЕТНОЙ ПОДГОТОВКИ САМОЛЕТА	19
3.5. ОБЯЗАННОСТИ КОМАНДИРА ЭКИПАЖА	20
3.4. ОБЯЗАННОСТИ ПОМОЩНИКА КОМАНДИРА ЭКИПАЖА	22
3.5. ОБЯЗАННОСТИ ШТУРМАНА	24
3.6. ОБЯЗАННОСТИ БОРТТЕХНИКА	28
3.7. ОБЯЗАННОСТИ БОРТРАДИСТА	32
РАЗДЕЛ 4. ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА	35
4.1. ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА ДНЕМ В ПРОСТЫХ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ	
4.1.1. Подготовка к вырубиванию и руление	
4.1.2. Подготовка к взлету	37
4.1.3. Взлет	38
4.1.4. Взлет при боковом ветре	39
4.1.5. Полет по кругу	40
4.1.6. Посадка	42
4.1.7. Посадка при боковом ветре	43
4.1.8. Посадка самолета с передней или задней центровкой	
4.1.9. Уход на второй круг	44
4.1.10. Заруливание на стоянку и останов двигателей	
4.2. ПОЛЕТ ПО МАРШРУТУ	45
4.2.1. Набор высоты эшелона	

4.2.2. Горизонтальный полет на заданном эшелоне	46
4.2.3. Снижение	
4.2.4. Экстренное снижение	47
4.3. ОСОБЕННОСТИ ПИЛОТИРОВАНИЯ САМОЛЕТА В СЛОЖНЫХ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ	48
4.3.1. Общие положения	
4.3.2. Заход на посадку по большой коробочке с использованием системы ОСП	
4.3.3. Заход на посадку отворотом на расчетный угол	50
4.3.4. Заход на посадку по курсоглиссадным системам СП-50 и РСБН-2.....	
4.3.5. Полеты в условиях обледенения	52
4.4. ПОЛЕТЫ НОЧЬЮ	56
4.4.1. Общие положения	
4.4.2. Руление	57
4.4.3. Взлет	
4.4.4. Заход на посадку и посадка	
4.5. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА ПРИ ПОЛЕТАХ С ГРУНТОВЫХ И ЗАСНЕЖЕННЫХ ВПП	59
4.5.1. Общие положения	
4.5.2. Руление	
4.5.3. Взлет	60
4.5.4. Посадка	61
4.6. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА ПРИ ВЫСОКИХ ТЕМПЕРАТУРАХ НАРУЖНОГО ВОЗДУХА И НА ВЫСОКОГОРНЫХ АЭРОДРОМАХ	62
4.7. ПОЛЕТ В ТУРБУЛЕНТНОЙ АТМОСФЕРЕ	-
4.8. ПОЛЕТ И ПОСАДКА С ОТКРЫТЫМ ГРУЗОВЫМ ЛЮКОМ	64
4.9. ОСОБЕННОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ПОЛЁТОВ НА АЭРОДРОМАХ С ОГРАНИЧЕННЫМИ ВОЗДУШНЫМИ ПОДХОДАМИ	-
4.9.1. Общие сведения	-
4.9.2. Типовые схемы набора высоты, снижения и захода на посадку ..	64а
РАЗДЕЛ 5. ОСОБЫЕ СЛУЧАИ В ПОЛЕТЕ	65
5.1. ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ АИ-24ВТ	
5.1.1. Признаки отказа	
5.1.2. Выключение отказавшего двигателя	
5.1.3. Отказ двигателя АИ-24ВТ на разбеге при скорости, меньшей или равной 200 км/ч	67
5.1.4. Отказ двигателя АИ-24ВТ на взлете при скорости,	

большой 200 км/ч	67
5.1.5. Полет по кругу и посадка при одном неработающем двигателе (винт отказавшего двигателя зафлюгирован)	68
5.1.6. Уход на второй круг с одним работающим двигателем АИ-24ВТ	69
5.1.7. Отказ двигателя в полете	
5.1.8. Полет при авторотирующем винте отказавшего двигателя	70
5.1.9. Заход на посадку и посадка при авторотирующем винте отказавшего двигателя	72
5.1.10. Пилотирование самолета при отказе двигателя на предпосадочном снижении	73
5.1.11. Посадка самолета с отказавшими двигателями АИ-24ВТ	74
5.1.12. Выключение и запуск двигателя АИ-24ВТ в полете	77
5.1.13. Отказ двигателя РУ19А-300 на взлете	79
5.2. ПОЖАР НА САМОЛЕТЕ В ВОЗДУХЕ	
5.3. ПОСАДКА С НЕИСПРАВНЫМ ШАССИ	82
5.3.1. Общие указания.....	
5.3.2. Посадка с невыпущенной или неисправной передней опорой шасси	83
5.3.3. Посадка на фюзеляж	
5.3.4. Посадка с одной невыпущенной основной опорой шасси	84
5.3.5. Посадка с невыпущенными основными опорами и вылуценной передней опорой шасси	-
5.4. ЗАХОД НА ПОСАДКУ И ПОСАДКА С УБРАННЫМИ ЗАКРЫЛКАМИ.....	
5.5. ПОСАДКА НА ВОДУ	85
5.6. ВЫНУЖДЕННОЕ ПОКИДАНИЕ САМОЛЕТА В ВОЗДУХЕ	86
5.7. ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА САМОЛЕТА НА СУШУ ВНЕ АЭРОДРОМА И ЭВАКУАЦИЯ ДЕСАНТНИКОВ (РАНЕННЫХ)	88
5.8. ОТКАЗ АВИАГОРИЗОНТА	89
5.8.1. Признаки отказа авиагоризонта	
5.8.2. Действия экипажа при отказе авиагоризонта	
5.9. ОТКАЗЫ МЕМБРАННО-АНЕРОИДНЫХ ПРИБОРОВ.....	90
5.10. РАСТРЕСКИВАНИЕ ОСТЕКЛЕНИЯ В ПОЛЕТЕ	91
РАЗДЕЛ 6. ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА	92
6.1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ ПО РАСЧЕТУ ЛЕТНЫХ ДАННЫХ И НОМЕНКЛАТУРА СКОРОСТЕЙ	
6.1.1. Условия получения летных характеристик	
6.1.2. Номенклатура скоростей	
6.2. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЙ ДИАПАЗОН СКОРОСТЕЙ	

И ВЫСОТ ПОЛЕТА.АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ. ПОПРАВКИ	93
6.2.1. Общие указания	
6.2.2. Максимальная высота полёта.....	94
6.2.3. Диапазон скоростей, максимальная и безопасная скорости полета	
6.2.4. Аэродинамические поправки.....	98
6.3. СКОРОСТЬ НА ВЗЛЕТЕ, ДЛИНА РАЗБЕГА, ВЗЛЕТНАЯ ДИСТАНЦИЯ, ПОТРЕБНАЯ ДЛИНА ВПП ДЛЯ ВЗЛЕТА	
6.3.1. Общие указания	
6.3.2. Длина разбега и потребная длина ВПП	101
6.4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМОГО ВЗЛЕТНОГО ВЕСА САМОЛЕТА ИЗ УСЛОВИЯ ОТКАЗА ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ВЗЛЕТЕ	106
6.4.1. Общие указания	
6.4.2. Максимально допустимый взлетный вес из условия обеспечения безопасного набора высоты на начальном участке с одним неработающим двигателем.....	
6.4.3. Проверка достаточности размеров ВПП для взлета самолета	108
6.5. СКОРОСТЬ НА ПОСАДКЕ. ДЛИНА ПРОБЕГА. ПОТРЕБНАЯ ДЛИНА ВПП ДЛЯ ПОСАДКИ. ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ	
6.5.1. Общие указания.....	
6.5.2. Скорости на посадке	111
6.5.3. Длина пробега и потребная длина ВПП для посадки	
6.6. ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМОГО ПОСАДОЧНОГО ВЕСА	112
6.6.1. Общие указания	
6.6.2. Максимально допустимый посадочный вес из условия обеспечения набора высоты при уходе на второй круг.....	114
6.6.3. Проверка достаточности длины ВПП для посадки	444
6.7. РАСЧЕТ ДАЛЬНОСТИ, РАДИУСА И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЕТА	114
6.7.1. Основные факторы, влияющие на дальность и продолжительность полета	
6.7.2. Материалы для инженерно-штурманского расчета полета	122
6.7.3. Общий метод расчета дальности, радиуса, продолжительности полета и методика выполнения инженерно-штурманского расчета полета	123
6.7.4. Определение дальности, радиуса и продолжительности полета, заправки топлива при полете на постоянной высоте и режиме наибольшей дальности с помощью графиков	130

6.7.5. Расчет дальности и продолжительности полета самолета с бомбардировочным вооружением.....	138
---	-----

РАЗДЕЛ 7. СПЕЦИАЛЬНОЕ ПРИМЕНЕНИЕ САМОЛЕТА143

7.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ	
7.2. ТРАНСПОРТИРОВКА ВОИНСКИХ ГРУЗОВ И ТЕХНИКИ	
7.3. ПАРАШЮТНОЕ ДЕСАНТИРОВАНИЕ ГРУЗОВ	144
7.3.1. Общие положения	
7.3.2. Проверка механизма управления рампой грузового люка, системы сигнали-зации десанту, работоспособности транспортера П-157 и прибора группового сбрасывания	145
7.3.3. Погрузка грузов в штатной упаковке на транспортер	156
7.3.4. Предполетный осмотр грузовой кабины самолета перед полетом на парашютное десантирование грузов в штатной упаковке ...	
7.3.5. Выполнение полета на десантирование грузов с транспортера	158
7.3.6. Управление транспортером в полете	159
7.3.7. Действия экипажа при возникновении особых случаев в полете при десантировании грузов	162
7.4. ПАРАШЮТНОЕ ДЕСАНТИРОВАНИЕ ЛИЧНОГО СОСТАВА	163
7.4.1. Общие сведения	
7.4.2. Подготовка самолета и оборудования	
7.4.3. Порядок посадки парашютистов	
7.4.4. Порядок десантирования	
7.5. ДЕСАНТИРОВАНИЕ ПАРАШЮТНО-ГРУЗОВОЙ СИСТЕМЫ ПГС-200 С СОПРОВОЖДАЮЩИМ ЕЕ РАСЧЕТОМ	166
7.5.1. Особенности подготовки самолета к загрузке и погрузка ПГС-200 в самолет	
7.5.2. Особенности подготовки к десантированию сопровождающего ПГС-200 расчета.....	
7.5.3. Десантирование ПГС-200 и сопровождающего ее расчета	167
7.6. ПОДГОТОВКА РАСЧЕТНЫХ ДАННЫХ ДЛЯ ПАРАШЮТНОГО ДЕСАНТИРОВАНИЯ	168
7.7. РАБОТА ШТУРМАНА В РАЙОНЕ ДЕСАНТИРОВАНИЯ И НА БОЕВОМ ПУТИ	171
7.7.1. При прицеливании по НКПБ-7.....	
7.7.2. При прицеливании по РЛС в режиме "Маяк"	
7.8. ТРАНСПОРТИРОВКА РАНЕННЫХ И БОЛЬНЫХ	173
7.8.1. Общие сведения	
7.8.2. Переоборудование самолета в санитарный вариант	174
7.8.3. Погрузка и размещение раненых в самолете	175

7.8.4. Выгрузка раненых из самолета	176
7.8.5. Уход за ранеными а полете	
7.9. ПРИМЕНЕНИЕ САМОЛЕТА С ВНЕШНИМИ ПОДВЕСКАМИ ВООРУЖЕНИЯ	177
7.9.1. Общие сведения	
7.9.2. Подготовка бомбардировочного вооружения к полету	178
7.9.3. Снятие авиабомб с балочных держателей	183
7.9.4. Особенности подготовки экипажа к полету на бомбометание.....	184
7.9.5. Предполетный осмотр бомбардировочного вооружения	
7.9.6. Выполнение полета на бомбометание	
7.9.7. Меры безопасности при работе с бомбардировочным вооружением	
7.10. ПРИМЕНЕНИЕ СИСТЕМЫ АСО-2В	187а
7.10.1. Общие сведения	
7.10.2. Эксплуатация в полете	1876
 РАЗДЕЛ 8. ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ САМОЛЕТА	188
8.1. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА	
8.1.1. Двигатель АИ-24ВТ	
8.1.2. Двигатель РУ19А -300	
8.2. ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА	
8.3. МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА	
8.4. ПРОТИВОПОЖАРНАЯ ЗАЩИТА САМОЛЕТА	
8.5. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ	
8.6. ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА	
8.7. СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА	
8.8. КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	
8.9. ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА	
8.10. ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ	
8.10.1. Система электроснабжения	284
8.10.2. Освещение	304
8.10.3. Сигнализация	306
8.11. ПИЛОТАЖО-НАВИГАЦИОННОЕ И ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	307
8.11.1. АВТОПИЛОТ	
8.11.2. Гироиндукционный компас ГИК	316
8.11.3. Гирополукомпас ГПК	318
8.11.4. Авиагоризонт	319
8.11.5. Электрический указатель поворота ЭУП	322
8.11.6. Центральная гировертикаль ЦГВ-4 и указатель восстановления УВ-2	
8.11.7. Система питания мембранно-анероидных приборов	324

8.11.8. Вариометры	329
8.11.9. Высотомеры	
8.11.10. Комбинированный указатель скорости КУС	
8.11.11. Указатель высоты и перепада давлений УВПД	330
8.11.12. Навигационный индикатор	
8.11.13. Астрокомпас	331
8.11.14. Магнитный компас КИ-13	332
8.11.15. Термометр наружного воздуха (ТНВ)	
8.11.16. Автомат углов атаки и перегрузок с сигнализацией АУАСП	
8.11.17. Магнитный самописец режимов полета МСРП-12-96	334
8.12. РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	335
8.12.1. Радиостанции Р-802В и Р-802ГМ	
8.12.2. Радиостанция Р-832М (Р-832)	336
8.12.2а. Радиостанции Р-863 № 1 и 2	338
8.12.3. Радиостанция Р-836 с радиоприемником УС-8К и средневолновым передатчиком СВБ-5	338б
8.12.4. Коротковолновая радиостанция "Микрон"	339
8.12.5. Самолетное переговорное устройство СПУ-7	341
8.12.6. Самолетный магнитофон МС-61Б	343
8.12.7. Автоматические радиоконпасы АРК-11 № 1.и.2	
8.12.8. Автоматический радиоконпас АРК-У2 с радиоприемником Р-852	346
8.12.9. Автоматический МВ-ДМВ радиоконпас АРК-УД	
8.12.10. Аппаратура системы посадки СП-50М	
8.12.11. Радиовысотомер малых высот РВ-4	353
8.12.12. Радиотехническая система ближней навигации РСБН-2С	
8.12.13. Радиолокационная станция "Гроза-26"	357
8.12.14. Радиолокационная станция РПСН-3Н	
8.12.15. Станция предупреждения об облучении СЗМ	
8.12.16. Изделия 020М (023) и 81	370
8.12.17. Изделие 6201	371
8.12.18. Рентгенометр ДП-ЗБ	372
8.12.19. Самолетный ответчик СО-69	372а

ПРИЛОЖЕНИЯ:

1. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ САМОЛЕТА	373
2. ИНСТРУКЦИЯ ПО ОПРЕДЕЛЕНИЮ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА	396
3. ПЕРЕЧЕНЬ КОМАНД И ДОКЛАДОВ ЧЛЕНОВ ЭКИПАЖА ПО ВНУТРЕННЕЙ СВЯЗИ (СПУ)	429
Лист учета временных изменений	435
Лист регистрации изменений	438

Руководство по летной эксплуатации содержит сведения, указания и рекомендации, необходимые для безопасного выполнения полета в пределах установленных ограничений и условий полета.

Изменения в Руководство вносятся путем изъятия, замены или введения новых страниц.

На измененных или введенных страницах все изменения по тексту отмечаются вертикальной чертой, которая проводится на внешнем поле страницы напротив измененного текста (иллюстрации).

О всех изменениях Руководства производится запись в листе регистрации изменений.

Для оперативного извещения об изменениях временного характера в Руководстве могут вноситься временные изменения. О временных изменениях производится запись в листе учета временных изменений.

СОКРАЩЕНИЯ

АЗР	- автомат защиты сети разрывной
АЗС	- автомат защиты сети
АНЗ	- аэронавигационный запас
АНО	- аэронавигационные огни
БПРМ	- ближняя приводная радиостанция с маркером
ВНА	- входной направляющий аппарат
ВО	- вертикальное оперение
ВПП	- взлетно-посадочная полоса
ВПр	- высота принятия решения
ВСУ	- вспомогательная силовая установка
ГД	- горизонтальная дальность точки прицеливания
ГО	- горизонтальное оперение
ДПОР	- датчик предельных отклонений рулей
ДПРМ	- дальняя приводная радиостанция с маркером
ДУА	- датчик углов атаки
ЗМПУ	- заданный магнитный путевой угол
ЗМГ	- земной малый газ
ЗМПУ	- заданный магнитный путевой угол
ИКМ	- измеритель крутящего момента
ИПОМ	- исходный пункт обратного маршрута
КПБ	- концевая полоса безопасности
КПМ	- конечный пункт маршрута
КПП	- командно-пилотажный прибор
КУР	- курсовой угол радиостанции
МК	- магнитный курс
НБП	- начало боевого пути
ОСП	- оборудование слепой посадки
ПВД	- приемник воздушного давления
ПМГ	- полетный малый газ
ППД	- приемник полного давления
ПРТ	- предельная регулировка температуры
РВ	- руль высоты
РИО	- радиоизотопный сигнализатор обледенения
РК	- распределительная коробка
РМ	- рулевая машина
РН	- руль направления
РУД	- рычаг управления двигателями
СА	- стандартная атмосфера
САХ	- средняя аэродинамическая хорда
СПУ	- самолетное переговорное устройство

- СО - сигнализатор обледенения
- ТНВ - точка начала выброски
- УПРТ - указатель положения рычага топлива
- УС - угол сноса
- ЦГВ - центральная гировертикаль
- ЦТ - центр тяжести

Краткое обозначение скоростей приведено в параграфе 6.1.

Раздел 1

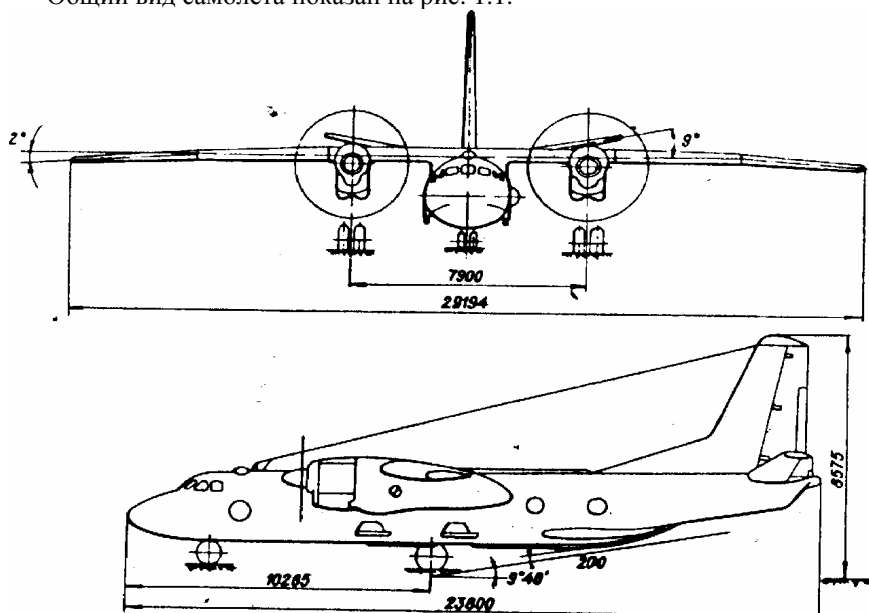
ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЕТЕ

1.1. Назначение

Легкий военно-транспортный самолет Ан-26 с двумя турбовинтовыми двигателями АИ-24ВТ предназначен для десантирования и транспортировки личного состава, различных грузов и боевой техники вооруженных сил, а также для перевозки раненых и больных.

Пилотажно-навигационное, радиотехническое и противообледенительное оборудование самолета обеспечивает выполнение полетов днем и ночью, в простых и сложных метеорологических условиях.

Общий вид самолета показан на рис. 1.1.



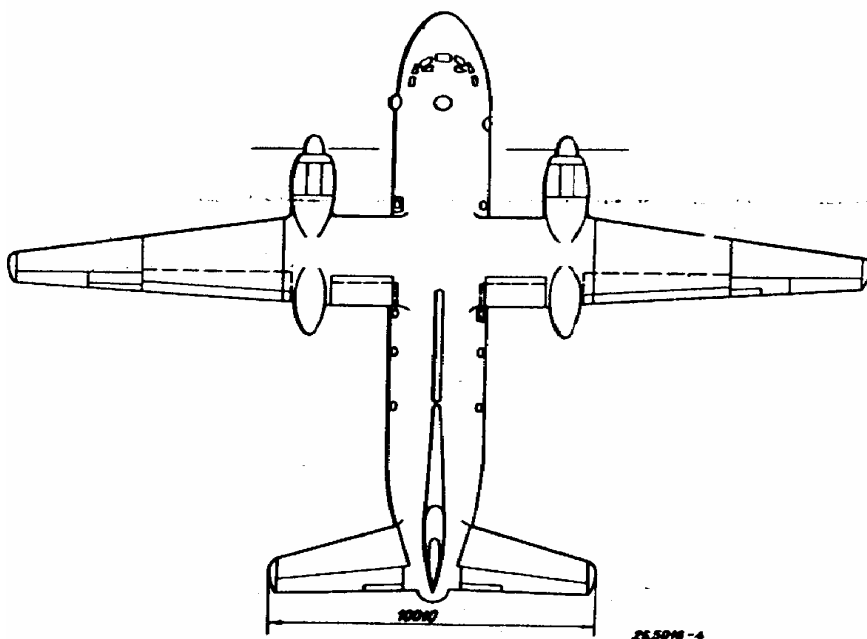


Рис. 1.1. Общий вид самолета

1.2. Геометрические данные

Общие данные

Длина самолета	23,8 м
Высота на стоянке	8,575 м
Стояночный угол пустого самолета	0°40'
Расстояние от конца лопасти винта до земли на стоянке	1,22 м

Фюзеляж

Длина	23,8 м
Ширина в цилиндрической части	2,9 м
Объем грузовой кабины	60 м ³
Внутренние габариты грузовой кабины:	
- длина (между шпангоутами № 7-40).....	15,68 м
- максимальная ширина	2,78 м
- максимальная высота	1,88 м
Размеры проема передней двери	0,6 м x 1,4 м
Размеры проемов аварийных люков:	
- по левому борту	0,5 м x 0,6 м
- по правому борту	0,5 м x 0,6 м
- в полу	0,95 м x 1,26 м
Размеры проема грузового люка	2,4 м x 3,15 м
Ширина проема люка у порога	2,4 м
Высота порога грузового люка над землей.....	1,47 м
Высота порога средней двери над землей.....	1,45 м
Высота верхней кромки грузового люка над землей	3,01 м

Крыло

Размах	29,2 м
Площадь	74,98 м ²
Средняя аэродинамическая хорда (САХ).....	2,813 м
Удлинение	11,37 м
Угол поперечного V :	

- на участке центроплана и средней части крыла (СЧК)	0°
- на линии отъемной части крыла	-2°
Стреловидность по линии 1/4 хорды	6°50'
Угол установки крыла	+3°
Угол отклонения элеронов:	
- вверх	24°
- вниз	16°
Угол отклонения закрылков:	
- на взлете	15°
- на посадке	38°
Угол отклонения триммера элерона	*) ± 7°
Угол отклонения сервокомпенсатора элерона:	
- вверх	9,5°
- вниз	14,5°

Горизонтальное оперение

Размах	10,135 м
Угол установки стабилизатора относительно хорды крыла	- 3°
Угол отклонения руля высоты (РВ):	
- вверх	25°
- вниз	20°
Угол отклонения триммера РВ:	
- вверх	25°
- вниз	15°

Вертикальное оперение

Высота киля над фюзеляжем	4,9 м
Угол отклонения руля направления (РН)	± 25°
Угол отклонения триммера-сервокомпенсатора руля направления ...	± 19°

Шасси

Колея:	
- по опорам	7,9 м
- по крайним пневматикам	8,48 м
База	7,65 м
Угол поворота колес передней опоры в каждую сторону	45°
Минимальный радиус разворота	11,25 м

*) Для самолетов, на которых не выполнена доработка, угол отклонения триммера элерона ± 15°.

1.3. Летные данные

Максимальная скорость горизонтального полета при среднем полетном весе 22000 кгс. на высоте 6000 м. при работе двух двигателей АИ-24ВТ:

- на номинальном режиме	430 км/ч ИС
- на максимальном режиме	440 км/ч ИС

Максимальная вертикальная скорость при взлетном весе 24000 кгс у земли, когда работают:

- два двигателя АИ-24ВТ на максимальном режиме	5,7 м/с
- два двигателя АИ-24ВТ и один двигатель РУ19А-300 на номинальном режиме	7,0 м/с

- два двигателя АИ-24ВТ на максимальном и РУ19А-300 на номинальном режимах7,8 м/с
- один двигатель АИ-24ВТ на взлетном и РУ19А-300 на номинальном режимах2,8 м/с

Практический потолок при взлете с весом 24000 кгс и непрерывном наборе высота на приборной скорости 510 км/ч, когда работают:

- два двигателя АИ-24ВТ на максимальном режиме6100 м
- два двигателя АИ-24ВТ и РУ19А-300 на номинальном режиме7300 м
- два двигателя АИ-24ВТ на максимальном и РУ19А-300 на номинальном режимах7600 м

Практический потолок самолета при среднем полетном весе 22000 кгс, когда работают:

- один двигатель АИ-24ВТ на взлетном и один двигатель РУ19А-300 на номинальном режимах4500 м
- один двигатель АИ-24ВТ на взлетном режиме2000 м

Длина разбега на бетонированной ВПП при взлетном весе 24000 кгс, когда работают два двигателя АИ-24ВТ на взлетном и один двигатель РУ19А-300 на номинальном режимах850 м

Дистанция прерванного взлета на бетонированной ВПП при отказе двигателя на скорости 200 км/ч, взлетном весе 24000 кгс (двигатель РУ19А-300 работает на номинальном режиме)1700 м

Длина пробега при посадке самолета с весом 24000 кгс и скорости приземления 200 км/ч.....770 м

Практическая дальность полета при взлетном весе 24000 кгс, с весом груза 4680 кгс на высоте 6000 м. при истинной скорости 430 км/ч.....1120 км

Практическая дальность при максимальном запасе топлива, взлетном весе 24000 кгс, истинной скорости 450 км/ч, на высоте 6000 м.....2496 км

ПРИМЕЧАНИЕ. Летные данные приведены для стандартных атмосферных условий.

1.4. Данные силовой установки

Двигатель АИ-24ВТ

- ТипТурбовинтовой
- Взлетная мощность2820 л. с.
- Номинальная мощность2240 л. с.
- Сухой вес двигателя600 + 2 % кгс
- Часовой расход топлива (Н = 0, V = 0, Р = 760мм рт.ст., t нв =+15 °С):
 - на взлетном режиме731⁺¹⁰₋₂₀ км/ч
 - на максимальном режиме670 ± 20 кг/ч
 - на номинальном режиме622 ± 20 кг/ч

Воздушный винт АВ-72Т

Диаметр	3,9 м
Вес	255 кгс
<hr/>	
Направление вращения (со стороны двигателя)	Левое
Угол минимального сопротивления вращению (угол запуска)	8
Угол промежуточного упора	19
Угол во флюгерном положении	92,30'
Рабочая частота вращения	1300 об/мин (15800 об/мин ротора двигателя)

Двигатель РУ19А-300

Тип	Турбореактивный
<hr/>	
Статическая тяга на номинальном (взлетном) режиме	Не менее 800 кгс
Сухой вес	230 + 2 % кгс
Направление вращения ротора (со стороны реактивного сопла)	Левое
Часовой расход топлива (Н = 0, V = 0, P = 760 мм рт.ст., t нв = +15 °С) на номинальном (взлетном) режиме	Не более 896 кг/ч
Общая емкость маслосистемы	8 ^{+0,5} л
Количество масла, заправляемого в бак	6 ^{+0,5} л
Минимальное количество масла в баке	4,5 л
Применяемое масло	МК-8, МК-8П и их смеси
Расход масла	Не более 0.3 л/ч

Топливная система

Полная емкость всех групп баков:	
- при заправке по обрезы заливных горловин	7080 л (5500 кг)
- при централизованной заправке	6100 л (4800 кг)
Применяемое топливо (рабочее и пусковое).....	Т-1, ТС-1, Т-2, РТ и их смеси

Раздел 2

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

2.1. Ограничения по самолету

Максимальный вес самолета при эксплуатации с бетонированных ВПП:	
- рулежный	24230 кгс
- взлетный	24000* ¹ кгс
- посадочный	24000 кгс
Максимальный взлетный и посадочный вес самолета при эксплуатации самолета с грунтовых и заснеженных ВПП:	
- с колесами КТ-94/2А	21000 кгс
- с колесами КТ-157	24000 кгс
Максимальный вес загруженного самолета без топлива	22000 кгс
Максимальный вес десантной нагрузки	5500 кгс

ПРИМЕЧАНИЕ. При необходимости допускается максимальный вес десантной нагрузки 6300 кгс (при максимальном весе загруженного самолета без топлива 22000 кгс).

Минимальная прочность грунта при эксплуатации самолета:

- с колесами КТ-94/2А.....7 кгс/см²
- с колесами КТ-1575 кгс/см²

ПРИМЕЧАНИЕ. На грунтовых ВПП с малопрочным грунтом (5-6 кгс/см²) допускается выполнение только одиночных полетов.

*) Взлетный вес с внешними подвесками указан в табл. 7.5.

Максимальная толщина уплотненного снегового покрова

(при плотности не менее 0,5 г/см и при температуре не выше -3 °С)15 см

Максимальная толщина свежеснежного (неуплотненного)

снегового покрова (при плотности не более 0,2 г/см³)20 см

Предельно передние центровки (шасси выпущено):

- при эксплуатации с бетонированной ВПП 15 % САХ

- при эксплуатации с грунтовой ВПП19 % САХ

Предельно задние центровки (шасси выпущено):

- при эксплуатации с бетонированной ВПП 33 % САХ

- при эксплуатации с грунтовой ВПП52 % САХ

- при опрокидывании на хвост на земле46 % САХ

Максимальная эксплуатационная перегрузка2,4

Допустимая отрицательная перегрузка-0,5

Максимальные углы крена на виражах и разворотах:

- в простых метеоусловиях45°

- в сложных метеоусловиях30°

- с одним неработающим двигателем15°

Максимально допустимая приборная скорость

(при экстренном снижении):

- на высотах более 7500 м470 км/ч

- на высотах от 6500 до 7500 м510 км/ч

- на высотах менее 6500 м.....540 км/ч

Максимальная эксплуатационная приборная

скорость.....460 км/ч

Максимально допустимая приборная скорость при выпуске и

уборке закрылков и в полете с выпущенными закрылками:

- на 15°520 км/ч

- на 38°265 км/ч

Максимально допустимая приборная скорость при

выпуске и уборке шасси510 км/ч

Максимально допустимая приборная скорость

с выпущенным шасси450 км/ч

Максимально допустимая приборная скорость

с открытым грузовым люком560 км/ч

Максимально допустимая приборная скорость

при закрытии рампы в полете:

- от основной системы520 км/ч

- от аварийной системы350 км/ч

Максимальная нагрузка на участок пола:

- между шпангоутами № 10-173100 кгс

- между шпангоутами № 17-205000 кгс

- между шпангоутами № 20-263000 кгс

- между шпангоутами № 26-331500 кгс

Максимальная нагрузка на колеса техники на участок пола при транспортировке:

- между шпангоутами № 10-17625 кгс

- между шпангоутами № 17-201550 кгс
- между шпангоутами № 20-33625 кгс
- Максимальная нагрузка на колеса техники при погрузке по всей длине пода1550 кгс
- Максимальная сосредоточенная нагрузка на участке рельса транспортера длиной 500 м.....400 кгс
- Максимальная равномерно распределенная нагрузка на боковые панели пола:
 - между шпангоутами № 10-17 и 20-332500 кгс/м²
 - между шпангоутами № 17-208000 кгс/м²
- Максимальная равномерно распределенная нагрузка на среднюю часть пола (между рельсами) по всей длине.....800 кгс/м²

2.2. Ограничения по силовой установке

По двигателю АИ-24ВТ

- Максимальная высота запуска двигателя в полете6000 м
- Скорость полета по прибору при запуске двигателя260-300 км/ч
- Максимальное количество запусков двигателя в одном полетеНе более 3
- Максимально допустимая температура газов за турбиной:
 - при запуске на земле750 °С
 - при запуске в полете700 °С
- Максимально допустимая температура газов за турбиной на взлетном, максимальном и ниже режимах в зависимости от высоты полета.....См. табл. 2,1
- Температура масла на входе в двигатель:
 - минимально допустимая при запуске двигателя на земле-15 °С
 - минимально допустимая при запуске двигателя в полете20 °С
 - минимально допустимая перед выходом на рабочие режимы (или для взлета)40 °С
 - максимально допустимая в течение не более 10 мин при работе двигателя на режиме 0,4 номинального и выше90 °С
 - максимально допустимая при работе двигателя на земле на режимах от земного малого газа до 0,4 номинального в течение не более 15 мин при полностью открытой створке маслорадиатора100 °С
 - максимально допустимая при взлете100 °С
- Допустимый уровень виброперегрузок :
 - на землеНе больше 4,5
 - в полетеНе больше 6,0
- Режим работы двигателя, на котором допускается одновременный отбор воздуха от двигателя на СКВ и ПОС (на крыло и оперение).....Максимальный и ниже

По двигателю РУ19А-300

Максимальная высота запуска:

- в полете5000 м
- на земле4000 м

Таблица 2.1

Максимально допустимые температуры газов за турбиной

Высота, км	Температура, °С	
	Максимальный режим	взлетный режим
0	503	525
0,5	496	518
1,0	490	512
1.5	485	507
2.0	481	503
2,5	477	499
3,0	473	495
3.5	470	492
4.0	467	489
4.5	464	486
5.0	461	485
5,5	459	481
6.0	457	479

Максимальная приборная скорость полета при запуске300 км/ч

Максимальная допустимая температура газов

за турбиной на номинальном (взлетном)

режиме в течение 5 минне больше 740 С

Кратковременный заброс температуры

газов за турбиной (не более 5с):

- при запусках на аэродромах с высотой до 1000 м.....Не больше 750 °С

- при запусках на аэродромах с высотой более

1000 м и в полете.....Не больше 850 °С

- при пробе приемистостиНе больше 850 °С

2.3. Прочие ограничения

Максимальное рабочее избыточное давление

воздуха в гермокабине0,3 кгс/см

Максимальная высота полета без пользования

кислородом..... 4000 м

Максимально допустимая боковая составляющая

скорости ветра при взлете и посадкесм. табл. 2.2 .

Максимально допустимая скорость попутного

ветра при взлете и посадке5 м/с

Максимально допустимая скорость встречного

ветра при взлёте и посадке30 м/с

Максимальная скорость руления при управлении

колесами передней стойки от штурвальчика50 км/ч

Таблица 2.2

Максимально допустимые боковые составляющие
скорости ветра при взлете и посадке.

Боковая составляющая скорости ветра, м/с	5	7	10	12
Коэффициент сцепления ВПП	0,3	0,4	0,5	0,6 и более

Раздел 3

ПРОВЕРКА ГОТОВНОСТИ САМОЛЕТА К ПОЛЕТУ. ОБЯЗАННОСТИ ЧЛЕНОВ ЭКИПАЖА.

3.1. Общие положения

Раздел включает основные указания по обязанностям членов экипажа при осмотре и проверке самолета и его оборудования в период подготовки к полету, а также при выполнении полета.

Подробные указания по проверке работоспособности систем перед полетом и рекомендации по их эксплуатации в полете изложены в разделе 8 настоящего Руководства.

Командир экипажа является непосредственным начальником всего личного состава экипажа. Он обязан руководить членами экипажа в целях успешного выполнения полетного задания и обеспечения безопасности полетов. Команды и указания командира экипажа являются обязательными для выполнения всеми членами экипажа. Командир экипажа обязан выполнять все рекомендации, предусмотренные настоящим Руководством.

Помощник командира экипажа на всех этапах полета должен находиться в постоянной готовности, взять на себя управление самолетом и руководство экипажем.

Предполетную проверку (опробование) авиатехники производить при наличии полного состава экипажа.

Каждый член экипажа обязан выполнять полет с надетым парашютом и застегнутыми привязными ремнями. При перевозке личного состава, не обеспеченного парашютами, экипаж выполняет полет с ненадетыми парашютами.

Все члены экипажа должны вести обзор на земле и в полете в своих секторах. Повышенное внимание экипажа требуется при рулении, полете на предельно малых высотах и полете на высотах между эшелонам перехода и высотой перехода.

Командир экипажа и его помощник должны на земле открыть бортовой кислородный вентиль и на высотах больше 4000 м один из них должен надеть кислородную маску. Дальнейший полет до посадки выполнять в кислородной маске, контролируя подачу кислорода по индикатору. Остальные члены экипажа должны иметь подготовленные к немедленному использованию кислородные маски.

На всех этапах полета каждый член экипажа обязан немедленно докладывать командиру экипажа:

- о ненормальной работе оборудования и систем самолета;
- о появлении или наличии аварийной световой сигнализации;
- об обнаружении опасной ситуации или получении информации о ней;
- об ухудшении самочувствия;
- об отклонении скорости полета за допустимые пределы. Перед каждым полетом члены экипажа обязаны:
- изучить задание на полет;
- изучить район выполнения задания;
- подготовить полетные карты в объеме общей подготовки, нанести на карту маршрут полета;
- изучить метеоусловия в пунктах взлета и посадки (основных и запасных аэродромов), на маршруте и оценить возможность выполнения полета;
- подготовить необходимые маршрутные данные для выполнения задания;
- определить максимально допустимый взлетный вес самолета для конкретных условий данного аэродрома;
- оценить максимально допустимый посадочный вес для ожидаемых условий на аэродроме посадки.

ПРИМЕЧАНИЯ : 1. Максимально допустимый взлетный вес должен рассчитываться из условий обеспечения надлежащего уровня безопасности при взлете в случае отказа одного из двигателей на разбеге.

2. Максимально допустимый посадочный вес должен рассчитываться из условий обеспечения безопасности ухода на второй круг на случай отказа одного из двигателей.

В отдельных случаях, когда этого требует обстановка, максимально допустимый вес можно рассчитывать из располагаемой дистанции разбега (длины рабочей части взлетной полосы) или

из условия безопасности преодоления препятствий в зоне воздушных подходов к аэродрому при всех работающих двигателях;

- определить требуемое количество топлива и полезную нагрузку в соответствии с заданием на полет;
- выбрать схему размещения грузов, обеспечить допустимый диапазон центровок в течение всего полета;
- определить центровку самолета на взлете и посадке;
- определить требуемую длину ВПП для разбега и требуемую длину ВПП для прерванного взлета;
- рассчитать требуемое количество кислорода, проинструктировать перевозимый личный состав о правилах поведения в полете и пользования кислородным оборудованием;
- командиру экипажа получить доклад от техника самолета о проведенных работах при подготовке к полету и по устранению неисправностей, выявленных в предыдущем полете, и дать команду экипажу произвести предполетный осмотр самолета.

3.2. Общие обязанности членов экипажа при выполнении предполетной подготовки самолета

При выполнении предполетной подготовки члены экипажа обязаны:

- а) выполнить внешний осмотр самолета и его систем в объеме своих обязанностей;
 - б) осмотреть свое рабочее место и убедиться в том, что:
 - остекление кабины чистое и повреждений не имеет;
 - органы управления находятся в исходном положении;
 - в кабинах отсутствуют посторонние предметы;
 - приборные доски и пульта надежно закреплены;
 - приборы на приборных досках не имеют повреждений;
 - в) уложить парашют в чашку кресла и соединить карабин фала парашютного страхующего прибора ППК со скобой на кресле, а карабин шпилек разъединителя КП-23 - с цепочкой на кресле; присоединить шланг КП-23 к прибору КП-24М;
 - г) занять свое рабочее место, надеть и застегнуть подвесную систему парашюта и привязные ремни, убедиться в исправной работе механизмов кресла и привязных ремней;
 - д) присоединить кислородную маску к регулятору давления РД-24Б, подключенному к КП-23; проверить исправность индивидуального комплекта кислородного оборудования (см. 8.8);
 - е) убедиться в надежности соединения четырехклеммного разъема авиагарнитуры;
 - ж) установить стрелки высотомера на нуль, при этом значение давления по шкале прибора должно совпадать с давлением у земли по данным метеостанции или отличаться на величину не более $\pm 1,5$ мм рт.ст. при температуре воздуха от $+15^{\circ}$ до $+35^{\circ}\text{C}$ и ± 2 мм рт.ст. при других температурах;
 - з) после включения источников электроэнергии проверить:
 - оборудование в соответствии с указаниями раздела 8;
 - исправность ламп сигнализации;
 - исходное положение стрелок приборов.
- При ночных полетах отрегулировать подсвет приборов и пультов.

3.3. Обязанности командира экипажа

Командир экипажа обязан:

- проверить расчеты центровки, допустимого взлетного веса и требуемой длины ВПП для обычного и прерванного взлета;
- осмотреть самолет согласно схеме (рис. 3.1) и проверить:
 - а) состояние фюзеляжа, крыла, силовых установок и убедиться в отсутствии повреждений на их наружных поверхностях;
 - б) нет ли снега и льда, подтеков топлива и масла на внешних поверхностях самолета;
 - в) наличие пробки в сливном отверстии водосборника форточка фонаря кабины;
 - г) сняты ли заглушки со штыря датчика РИО и с ПВД;
 - д) нейтральное положение триммеров;
 - е) закрыты ли створки ниши шасси и аварийный люк;

- ж) надежность закрытия рампы грузового люка и крышек лючков планера;
- при осмотре кабины убедиться, что:
 - а) стеклоочиститель и его щетки исправны;
 - б) штурвал и кнопки на нем не имеют внешних повреждений;
 - в) краны переключения ПВД находятся в положении "ОСНОВНАЯ" и законтрены;
 - г) рукоятка управления колесами передней опоры шасси в нейтральном положении;
 - д) переключатель управления передними колесами в положении "ВЫКЛЮЧЕНО";
 - е) бортовые часы заведены и показывают точное время;
 - ж) переключатель СПУ находится в положении "СЕТЬ № 1";
 - з) соответствующие каналы для связи установлены;
 - и) переключатель каналов на пульте управления системой СП-50 установлен правильно;
- к) на щитке запуска двигателей переключатель запуска "ЗЕМЛЯ - ВОЗДУХ" ^{*)} в положении "ВОЗДУХ" (колпачок закрыт);
 - установить код опознавания;
 - поставить самолет на стояночный тормоз;
 - после докладов членов экипажа об осмотре и подготовке своих рабочих мест дать команду на включение бортовых аккумуляторов и проверить переключение электросети на аварийное питание;
 - дать команду подключить к электросети самолета аэродромный источник питания и включить АЗС и АЗР;
 - после включения электропитания проверить:
 - а) систему управления самолетом (см. 8.5);
 - б) количество заправленного топлива в соответствии с заданием;
 - в) количество масла в маслобаках двигателей и рабочей жидкости в баках гидросистемы;
 - г) сигнализацию шасси;
 - д) работоспособность автопилота;
 - е) обогрев стекол;
 - включить ЦГВ и проверить:
 - а) восстановление по крену и тангажу;
 - б) работу АГД после его включения;
 - в) исправность АУ АСП;
 - получить доклады от членов экипажа о готовности к запуску двигателей;
 - запустить двигатели (см. 8.1).

*) На самолетах с доработанной электросистемой запуска переключатель не устанавливается.

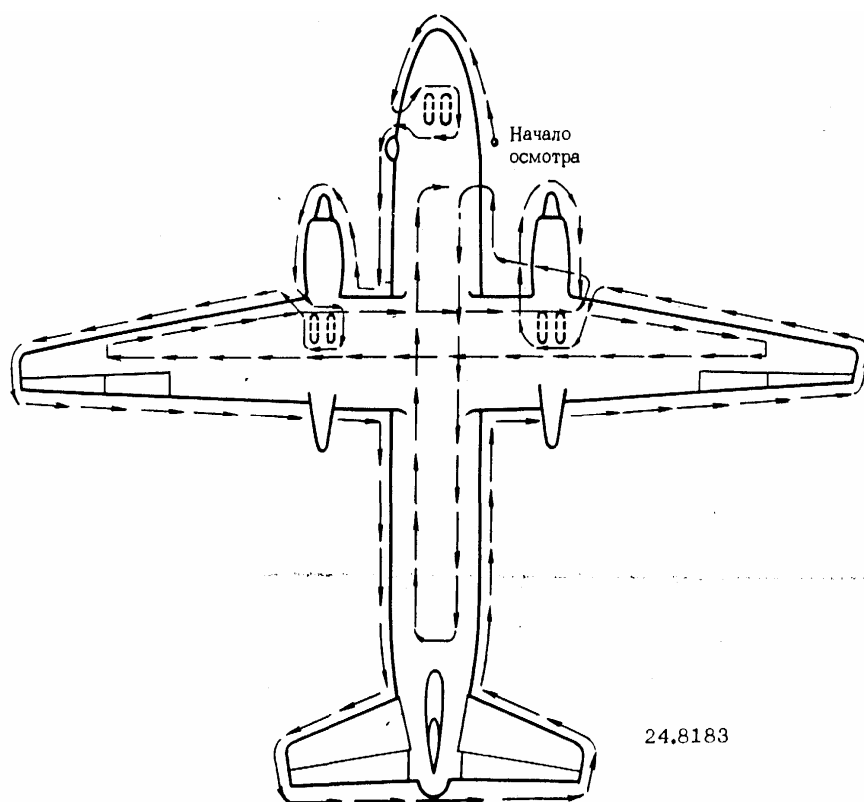


Рис. 3.1. Маршрут осмотра самолета

3.4. Обязанности помощника командира экипажа

Помощник командира экипажа при проведении предполетной подготовки обязан:

- произвести осмотр грузовой кабины и проверить количество, правильность размещения и надежность крепления грузов;
- проверить численный состав десанта и правильность его размещения;
- убедиться, что сигнальные патроны находятся в ракетницах;
- убедиться, что запас кислорода достаточен на полет;
- доложить командиру экипажа о результатах осмотра и по его команде стать у самолета для контроля правильности отклонения органов управления самолетом;
- после проверки правильности отклонения органов управления занять свое рабочее место, осмотреть и проверить состояние штурвала и исправность кнопок, размещенных на нем;
- осмотреть правую панель приборной доски, пульты и убедиться, что органы управления находятся:
 - а) переключатель обогрева крыла и оперения - в положении "ОТКЛ.". переключатели обогрева ВНА и РУ19А-300 - в положении "ЗАКРЫТО", а переключатель обогрева винтов - в нейтральном положении;
 - б) кран "СТАТИКА" - в положении "ОСНОВНАЯ" и законтрен;
 - в) выключатели обогрева стекол, ПВД и сигнализации обледенения - в выключенном положении;
 - г) переключатели подачи воздуха в кабины - в положении "ЗАКР.";
 - д) переключателя регулирования температуры в кабинах - в положении "ОТКЛ.";
 - е) рукоятки реостатов регулирования освещения приборов - в положении "ВЫКЛ.";
 - ж) рычаг аварийного люка - в нейтральном положении;
 - з) переключатели СПУ - в положении "СЕТЬ № 1";
 - и) выключатели сигнальных ракет - в положении "ВЫКЛ.";
- под током проверить:
 - а) работу РИО;

- б) обогрев ПВД и ДУА;
- в) исправность СО-4;
- г) работоспособность СПУ и радиостанции;
- д) работу МСРП-12;
- о результатах осмотра и проверок, а также о готовности к запуску двигателей доложить командиру экипажа;
- после запуска двигателей проверить исправность системы обогрева винтов, ВНА и воздухозаборников двигателей, крыла и оперения.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВКЛЮЧАТЬ ПОС ВИНТОВ ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ И ВНА В ПРОЦЕССЕ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЕЙ ЗАПРЕЩАЕТСЯ

Помощник командира экипажа в полете обязан:

- а) на всех этапах полета:
 - вести радиообмен;
 - пилотировать самолет выдерживая заданный режим полета;
 - управлять работой высотной и противообледенительной систем самолета;
 - следить за выполнением операций, производимых командиром экипажа и борттехником;
- б) перед вырубиванием:
 - включить пилотажно-навигационные приборы (АГД, ЭУП);
 - включить сигнализацию обледенения ВНА;
 - включить сигнализаторы обледенения РИО;
 - включить ПОС ВНА и воздушных винтов (в условиях обледенения);
 - включить обогрев стекол;
 - проверить установку барометрического высотомера на "О";
 - согласовать показания ГПК с показаниями ГИК;
- в) при рулении:
 - удерживать штурвал в нейтральном положении;
 - вести наблюдение за окружающей обстановкой, обращая особое внимание на правый сектор обзора, докладывать командиру экипажа о всех замеченных препятствиях;
- г) на предварительном старте:
 - убедиться, что триммеры РН элеронов находятся в нейтральном положении, а триммер РВ установлен в соответствии с центровкой;
 - включить обогрев ПВД и ДУА;
 - выключить подачу воздуха в кабины (если была включена);
 - проверить включение системы опознавания и установку кода;
 - проверить установку проходной защелки РУД на отметку, соответствующую температуре наружного воздуха;
- д) на исполнительном старте:
 - проверить установку винтов на упор;
 - убедиться, что закрылки выпущены на 15°;
 - проверить правильность показаний пилотажно-навигационных приборов;
 - убедиться, что аварийных световых сигналов нет;
- е) на взлете и в наборе высоты:
 - контролировать положение самолета на взлете визуально и по приборам;
 - включить по команде командира экипажа отбор воздуха от двигателей на наддув кабины;
 - установить на высоте перехода по команде командира экипажа высотомер на давление 760 мм рт.ст. и произвести сверку показаний своего высотомера с высотомером командира экипажа и штурмана;
- ж) в полете по маршруту:
 - пилотировать самолет по указанию командира экипажа;
 - следить за скоростью и высотой полета;
 - контролировать показания пилотажно-навигационных приборов, периодически сверять их показания с показаниями приборов командира экипажа;
 - наблюдать за метеобстановкой и управлять ПОС самолета;
- з) при снижении и заходе на посадку:

- по команде командира экипажа на эшелоне перехода установить на, высотомере давление на уровне ВПП и получить условия посадки;
- сравнить показания правого и левого высотомеров;
- убедиться в правильности установки упора защелки полетного малого газа по температуре наружного воздуха на аэродроме посадки;
- помогать командиру экипажа пилотировать самолет;
- наблюдать за показаниями пилотажных приборов и контролировать выдерживание основных параметров (скорости, курса, глиссады, высоты), при их отклонении от нормы докладывать командиру экипажа;
- на высоте 200 м выключить отбор воздуха от двигателей на наддув кабины и обогрев РУ19А-300;
- при визуальном заходе на посадку наблюдать за обстановкой в воздухе, особенно на посадочной прямой после четвертого разворота.

3.5. Обязанности штурмана

Штурман при предполетной подготовке обязан:

- а) произвести внешний осмотр самолета и убедиться, что:
 - обтекатель антенны радиолокатора не имеет трещин и других повреждений, замки закрыты;
 - наружные антенны и приемники температуры наружного воздуха не имеют механических повреждений;
 - чехлы с приемников воздушного давления сняты;
- б) при осмотре грузовой кабины убедиться, что:
 - десантное оборудование подготовлено;
 - сигнализация десанту исправна;
 - электрощиток наземного управления грузовым люком и транспортером, пульт управления рампой и приборная доска выпускающего исправны;
 - переключатель управления грузовым люком на щитке наземного управления находится в нейтральном положении;
- в) при осмотре кабины экипажа убедиться, что:
 - прицел исправен;
 - блистер прицела не имеет повреждений и чист;
 - астрокомпас и его часовой механизм исправны, подножка к нему имеется;
 - астрокупол чист и не имеет повреждений;
 - графики девиаций, поправок к высотомерам и указателям скорости имеются;
 - выключатели и реостаты на щитке штурмана выключены;
- г) под током (от наземного источника или при работающих двигателях) включить и проверить:
 - освещение рабочего места и подсвет приборов;
 - СПУ;
 - радиокompас, навигационное, радиолокационное, десантное и радиосвязное оборудование ;
 - РЛС;
 - ГПК и установку широты места;
 - А АРК-II № I и 2 и настроить их на частоты, соответствующие заданию на полет;
 - РСБН-2С и установить необходимый канал;
- д) установить на датчике высоты ДВ-47 барометрическое давление аэродрома;
- е) установить на НИ-50 угол карты, направление и скорость ветра;
- ж) установить точное время на бортовых часах. Штурман в полете обязан:
 - а) при рулении:
 - прослушивать позывные БПРМ, ДПРМ, командную связь;
 - вести контроль за работой приборов;
 - б) на исполнительном старте:
 - проверить правильность показаний курса на указателях курсовых приборов;
 - убедиться в правильности показания АРК;
 - проверить положение стрелок барометрического высотомера;
 - доложить: "ГИК и ГПК на курсе взлета, АРК на дальний, проверить авиагоризонты";
 - в) на взлете:
 - в момент начала движения самолета нажать кнопку "ВРЕМЯ ПОЛЕТА" и включить секундомер;
 - докладывать командиру экипажа: "Скорость 160,180,200,220, самолет в воздухе";

- г) в наборе высоты:
- записать время и курс взлета в бортжурнал;
 - установить переключатель РЛС "СТАНЦИЯ" в положение "ВЫСОКОЕ";
 - следить за выдерживанием заданного режима в соответствии со схемой полета. Моменты начала разворотов определять по значениям КУР и времени, определенному по путевой скорости для каждого этапа полета;
 - на высоте перехода по команде командира экипажа установить на высотомере давление 760 мм рт.ст.;
 - с помощью самолетных и наземных средств контролировать местонахождение самолета;
 - при полете по маршруту вывести самолет на ИПМ и дать курс на первый этап полета, зафиксировать время;
 - после набора заданного эшелона доложить командиру экипажа о местонахождении самолета и о радиостанциях, на которые настроены радиосредства;
- д) в полете по маршруту:
- через каждые 20-30 мин в горизонтальном прямолинейном полете проверить правильность показания курсовых приборов и при наличии расхождения в курсе более 2° производить их коррекцию;
 - вести общую и детальную ориентировку комплексным применением всех средств самолетовождения, следить за точным выдерживанием летчиком заданных режимов полета и докладывать командиру экипажа местонахождение самолета, расчетное и фактическое время пролета контрольных ориентиров и время прибытия на цель, а также угол сноса и путевую скорость;
 - своевременно докладывать командиру экипажа о необходимости изменения режима полета, чтобы обеспечить точный по месту и времени проход контрольных ориентиров и поворотных пунктов, выдерживание заданного места в боевом порядке и выход в точку начала выброски в соответствии со штурманским планом полета;
 - для определения местонахождения самолета, выдерживания линии заданного пути и определения навигационных элементов использовать системы РСБН-2С, АРК-П, НИ-50, РЛС, НКПБ-7;
 - сообщать командиру экипажа и радисту расчетное и фактическое время пролета ИПМ, КО, ППМ, зон РЦ УВД, а также курс, высоту, путевую скорость и метеорологические условия полета;
 - при наличии мощной кучевой облачности следить за грозовой деятельностью с помощью РЛС на минимальном угле наклона антенны; при обнаружении грозовых облаков доложить командиру экипажа направление и дальность до них;
 - с помощью РЛС и РСБН определить и контролировать угол сноса и путевую скорость;
 - для устранения ошибок в счислении пути НИ-50 периодически корректировать показания стрелок "С" и "В";
 - в случае ухудшения метеобстановки в пункте посадки на основе учета расхода топлива производить расчет контрольных точек возврата или следования на запасной аэродром.
- е) при снижении, заходе на посадку и посадке:
- при подходе к КПМ настроить АРК-П № 2 на ДПРМ и АРК-П № 1 на БПРМ аэродрома посадки, прослушать позывные и уточнить посадочный курс и схему захода на посадку. Докладить командиру экипажа;
 - вывести самолет в исходную точку начала маневра захода на посадку, используя для этого бортовые и наземные РТС;
 - перед началом снижения для захода на посадку в горизонтальном полете согласовать показания курсовых приборов и доложить командиру экипажа. При пересечении эшелона перехода по команде командира экипажа установить на высотомере давление аэродрома посадки;
 - контролировать режим снижения и докладывать командиру экипажа о начале выполнения разворотов;
 - докладывать командиру экипажа:
 - 1) дальность до ВПП;
 - 2) момент, высоту и скорость пролета ДПРМ;
 - 3) момент, высоту и скорость пролета БПРМ;
 - 4) момент выхода на высоту минимума погоды командира экипажа (аэродрома);
 - 5) скорость "240, 220, 200 ...";
 - перед посадкой установить переключатель РЛС "СТАНЦИЯ" в положение "ВЫКЛ.";
 - после посадки нажать кнопку "ВРЕМЯ ПОЛЕТА" и записать время посадки.
- ж) после заруливания:
- выключить питание аппаратуры и доложить командиру экипажа о готовности к выключению двигателей. Установить органы управления в исходное положение;
 - доложить командиру экипажа о работе аппаратуры.

3.6. Обязанности бортехника

Борттехник при предполетной подготовке обязан:

- а) убедиться, что:
- аэродромные противопожарные средства подготовлены;
 - упорные колодки под колесами основных опор шасси установлены, а в зимнее время под колесами нет снега и льда;
 - все чехлы и заглушки сняты;
 - заземление убрано;
 - посторонние предметы под самолетом и около него отсутствуют;
 - аккумуляторные батареи установлены и закреплены;
- б) выполнить внешний осмотр самолета по маршруту, указанному на рис. 5.1;
- в) при осмотре планера убедиться, что:
- на поверхности самолета, остеклении кабины и фюзеляжа, наружных антеннах, узлах подвески элеронов, закрылков, рулей, триммеров и на приемниках воздушных давлений нет льда, инея, снега и грязи;
 - на обшивке планера и поверхностях рулей управления, зализах, люках, дверях, остеклении кабины и фюзеляжа нет внешних повреждений;
 - обтекатели антенн, все бортовые и аварийные люки, грузовой люк и лючки исправны и закрыты;
 - трубопровод и коллектор для подачи спирта на блистер штурмана исправны;
 - электростатические разрядники, АНО, остекление проблесковых маяков и фар не имеют повреждений;
- г) при осмотре силовой установки убедиться, что:
- во входных каналах двигателей, туннелях и сотах радиаторов нет грязи, льда, снега и инея;
 - лопасти винтов и их противообледенители, обтекатели втулок винтов повреждений не имеют и закреплены, лед и иней на них отсутствуют, лопасти установлены на угол запуска по меткам;
 - следов масла на винтах и обтекателях нет;
 - крышки капотов и лючки плотно закрыты и замки законтрены;
 - на капотах двигателей, нет подтеков топлива и масла;
 - дренажные выводы чисты;
 - воздушные винты легко проворачиваются от руки и посторонние шумы отсутствуют.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ : 1. ПРОВОРАЧИВАТЬ ВОЗДШНЬЙ ВИНТ ПРОТИВ НАПРАВЛЕНИЯ ЕГО ВРАЩЕНИЯ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

2. УБИРАТЬ И ВЫПУСКАТЬ ЗАКРЫЛКИ ПРИ НЕЗАКРЫТЫХ ВЕРХНИХ ЗАМКАХ КАПОТОВ ДВИГАТЕЛЯ РУ19А-300 ЗАПРЕЩАЕТСЯ;

- д) при осмотре двигателя РУ19А-300 убедиться, что:
- количество масла в маслобаке соответствует норме;
 - пробка маслобака закрыта и законтрена;
 - из-под капота нет течи масла и топлива;
 - капот и лючки закрыты;
- е) при осмотре топливной и масляной систем убедиться, что:
- в местах расположения топливных баков, топливных агрегатов и трубопроводов топливной системы нет подтеков;
 - пробки заливных горловин топливных и масляных баков надежно закрыты;
 - дренажные отверстия и заборники дренажей топливных баков чисты;
 - отстой топлива слит и проверен;
 - наземный технический состав проверил количество заправленного топлива и масла мерной линейкой (один раз в летный день);
- ж) при осмотре шасси убедиться, что:
- соединения гидроагрегатов, трубопроводов, уплотнения амортизаторов, соединения тормозной системы колес основных опор не имеют течи;
 - состояние колес нормальное, сдвиг покрышек относительно реборд (по меткам) отсутствует;
 - обжатие пневматиков колес и амортизаторов нормальное;
 - на замках шасси нет грязи, снега и льда;

- концевые выключатели исправны и проводка к ним не повреждена;
- створки, замки, механизмы управления замками не повреждены, створки закрыты;
- з) при осмотре грузовой кабины убедиться, что:
 - посторонних предметов нет;
 - остекление чистое и повреждений не имеет;
 - ручные огнетушители имеют пломбы;
- спиртовой бак блистера штурмана заправлен спиртом в количестве 2,6 л;
- аварийные люки надежно закрыты и опломбированы, контрольные штыри сняты и установлены в гнезда;
- грузы правильно размещены и закреплены;
- боковые замки рампы закрыты, контрольные метки на вилках рампы и крюках совпадают (для самолетов с гидравлическим управлением боковыми замками рампы контрольные метки на крюках замков выступают за корпус вилок на 5-4.5 мм), пороговые замки закрыты;
- сигнализация грузового люка исправна (горит лампа "ЗАКРЫТИЕ" на щитке наземного управления рампой);
 - переключатели гидросистемы управления рампой установлены в положение "НЕЙТРАЛЬНО";
- и) при осмотре кабины убедиться, что:
 - верхний аварийный люк закрыт и законтрен;
 - все АЗС и АЗР выключены;
 - краны переключения динамической и статической систем находятся в положении "ОСНОВНАЯ" и законтрены;
 - рукоятка аварийного выпуска передней опоры в нижнем положении и зафиксирована;
 - переключатели управления уборкой и выпуском шасси и закрылками, рукоятка крана управления аварийным люком находятся в нейтральном положении и застопорены;
 - кран включения аварийного давления в основную гидросистему закрыт;
 - выключатели управления кранами останова двигателей в положении "ОТКРЫТО";
 - предохранительные колпачки выключателей "ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ" закрыты и законтрены;
 - система стопорения рулей и элеронов исправна;
 - рукоятки управления кранами аварийного флюгирования находятся в утопленном положении и законтрены;
 - противообледенительная система и система кондиционирования выключены;
- к) после включения электропитания постоянным и переменным током (от бортового или аэродромного источника) убедиться, что:
 - количество топлива соответствует показаниям топливомера по групповым и суммарным шкалам;
 - показания суммарной шкалы расходомера соответствуют заправке самолета топливом;
 - показания масломера соответствуют количеству масла в баках;
 - количество жидкости АМГ-10 в гидробаке соответствует норме;
- л) проверить:
 - электромеханизмы триммеров и сигнализацию их нейтрального положения;
 - сигнализацию и работу топливной системы;
 - аэронавигационные огни, фары, проблесковые маяки и строевые огни;
 - сигнализацию противопожарной системы;
 - систему освещения кабины красным светом;
 - сигнализацию закрытия дверей и аварийных люков;
 - работу насосной станции НС-14;
- м) подготовить двигатели к запуску и доложить командиру экипажа о готовности их к запуску;
- н) после запуска двигателей:
 - включить автоматы расхода топлива и топливомеры;
 - опробовать двигатели по команде командира экипажа (при необходимости);
- о) убедиться, что:
 - насосы дежурных групп баков включены;
 - переключатель "АВТОМ. ВЫРАБ. ТОПЛИВА - РУЧНАЯ" - в положении "АВТОМ. ВЫРАБ. ТОПЛИВА";
 - переключатель проверки автофлюгера - в положении "ВЫКЛЮЧЕНО" (крышка закрыта);
 - главный переключатель пожаротушения - в положении "ПОЖАРОТУШЕНИЕ";
 - выключатель упоров винтов - в положении "СНЯТ С УПОРА";
 - выключатель ИВ-41БМ - в положении "ВКЛЮЧЕНО";
 - переключатели управления створками маслорадиаторов - в положении "АВТОМАТ";

- переключатели управления шасси и закрылками - в нейтральном положении и застопорены, лампы "ШАССИ ВЫПУЩЕНО" горят;

п) в ночное время по команде командира экипажа выпустить и включить посадочно-рулежные фары;

р) доложить командиру экипажа: "Расходные группы включены, топливная система на автомате, борттехник готов";

с) по команде командира экипажа выпустить закрылки на 15°.

При выполнении полета борттехник обязан:

а) на рулении:

- следить за работой силовой установки;

б) перед взлетом;

- по команде командира экипажа установить выключатель упоров винтов в положение "ВИНТ НА УПОРЕ";

- проверить показания приборов контроля работы силовой установки;

- проверить выпуск закрылков на 15°;

- проверить включение управления разворотом колес передней опоры шасси от педалей;

в) на взлете:

- при выводе двигателей на взлетный режим убедиться в правильности показаний приборов контроля работы двигателей и доложить командиру экипажа: "Винты загружены";

- контролировать работу двигателей;

- по команде командира экипажа убрать шасси и закрылки и доложить: "Шасси, закрылки убраны. Краны нейтрально";

- быть готовым по команде командира экипажа произвести флюгирование винта в случае отказа двигателя;

г) в полете:

- контролировать работу силовой установки по приборам;

- контролировать наличие топлива в группах баков и правильность его выработки, периодически докладывать командиру экипажа об остатке топлива, производить выравнивание топлива;

- контролировать количество масла в маслобаках;

- при выключенных потребителях гидросистемы следить за автоматическим включением гидронасосов на подзарядку гидроаккумуляторов;

д) при снижении:

- по команде командира экипажа установить проходную защелку полетного малого газа в положение, соответствующее фактической температуре воздуха у земли;

- совместно с командиром экипажа запустить двигатель РУ19А-300;

- убедиться, что переключатели упоров винтов находятся в положении "НА УПОРЕ";

- по команде командира экипажа выпустить шасси, установить переключатель в нейтральное положение, застопорить его и доложить командиру экипажа;

- по команде командира экипажа выпустить закрылки;

е) после приземления по команде командира экипажа:

- убрать РУД за проходную защелку, снять винты с упора;

- после освобождения ВПП убрать закрылки;

- после заруливания на стоянку выключить двигатели и замерить время выбега роторов двигателей.

3.7. Обязанности бортрадиста

Бортрадист обязан :

а) при проведении внешнего осмотра проверить:

- нет ли механических повреждений, чистоту антенных устройств и проходного изолятора КВ. и СВ радиостанций;

- правильность и надежность подключения антенной проводки к проходному изолятору и аппаратуре;

- наличие таблицы настройки радиостанций Р-836, необходимых запасных предохранителей и комплектов запасных радиоламп;

- наличие микрофона для радиостанций Р-836, микротелефонной гарнитуры, подключаемой к абонентскому аппарату СПУ;

- соответствие частоты настройки УКВ радиостанций по каналам заданию на полет;

б) занять свое рабочее место , после чего:

- убедиться, что все выключатели, АЗС и АЗР находятся в выключенном положении;
 - проверить напряжение аккумуляторных батарей;
 - проверить переход электросистемы на аварийное питание;
 - проверить подключение и напряжение аэродромного источника питания и доложить командиру экипажа;
 - по команде командира экипажа включить самолет под ток;
 - включить АЗС и АЗР на щите АЗС;
 - включить СПУ и установить внутреннюю связь со всеми членами экипажа по обеим;
 - проверить работоспособность источников 56 В;
 - проверить работоспособность оборудования;
 - настроить радиостанцию Р-836 на необходимые каналы связи;
 - подготовить электросистему к запуску двигателей;
 - в) после запуска двигателей:
 - установить переключатель аварийного питания постоянного тока в положение "АВТОМАТ";
 - убедиться, что табло "АВАР. ПИТ. 27 В" не горит;
 - доложить командиру экипажа о готовности к вырубанию;
 - г) при рулении следить за радиосвязью командира экипажа или его помощника с руководителем полетов и при необходимости оказывать им помощь;
 - д) на взлете:
 - контролировать параметры работы систем постоянного и переменного тока;
 - прослушивать радиосвязь;
 - е) в полете по маршруту:
 - вести радиосвязь согласно плану связи на полет;
 - докладывать командиру экипажу о всех принятых и переданных радиogramмах (сигналах);
 - регулировать напряжение и параллельную работу СТГ-18ТМ и напряжение Г016ПЧ8;
 - контролировать напряжение на рабочих шинах электросистемы и токи нагрузки источников электроэнергии;
 - регулировать параллельную работу СТГ-18ТМ, если показания амперметров различаются более чем на 60 А.
- При возникновении неисправности оборудования радист обязан отключить отказавший агрегат, доложить командиру о неисправности и при возможности принять меры к ее устранению;
- ж) при заходе на посадку:
 - прослушивать команды наземных пунктов по УКВ радиостанциям и в случае необходимости дублировать их командиру экипажа.

ПРИМЕЧАНИЕ. Работать на передачу по КВ радиостанции при выполнении захода на посадку во избежание возможных помех в работе радиоконпасов, приемников систем посадки и УКВ радиостанций запрещается.

- з) после посадки и заруливания на стоянку:
 - переключатель аварийного питания установить в положение "ОСНОВНАЯ ШИНА";
 - отключить потребители;
 - отключить ПО-750;
 - отключить ПТ-1000;
 - отключить генераторы переменного и постоянного тока;
 - проконтролировать величину напряжения по вольтметру постоянного тока на левом или правом ЦРУ (напряжение должно быть не менее 16 В);
 - доложить командиру экипажа о готовности к выключению двигателей.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЕСЛИ НА ЛЕВОМ ИЛИ ПРАВОМ ЦРУ НАПРЯЖЕНИЕ МЕНЕЕ 16 В. ДОЛОЖИТЬ ОБ ЭТОМ КОМАНДИРУ ЭКИПАЖА, И ВКЛЮЧИТЬ ГЕНЕРАТОРЫ ПОСТОЯННОГО ТОКА ДЛЯ ЗАПУСКА РУ19А-300. ПОСЛЕ ЗАПУСКА РУ19А-300 ПЕРЕЙТИ НА ПИТАНИЕ ОТ ГС-24Б. ЗАТЕМ ПОСЛЕ ПОЛНОЙ ОСТАНОВКИ ВИНТОВ ВСЕХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПО КОМАНДЕ БОРТТЕХНИКА ОТКЛЮЧИТЬ ГС-24Б;

- после полной остановки всех двигателей по команде командира экипажа отключить все АЗС и АЗР на щите АЗС и обесточить самолет;

- отключить АЗС аккумуляторов и АЗР ПТ-1000;
- доложить командиру экипажа о работе оборудования в полете.

Раздел 4

ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА

4.1. Выполнение полета днем в простых метеорологических условиях

4.1.1. Подготовка к вырубиванию и руление

Перед вырубиванием:

- надеть парашюты и застегнуть привязные ремни;
- дать команду радиисту включить электропитание и СПУ;
- расстопорить рули. убедиться, что ручка стопорения рулей и элеронов зафиксирована в положении "РАССТОПОРЕНО";
- проверить органы управления;
- установить триммеры РН и элеронов в нейтральное положение, а триммер РВ в положение, соответствующее центру самолета;
- проверить закрытие дверей и люков (по табло "ДВЕРИ, ЛЮК ОТКР.");
- проверить наличие давления в гидроаккумуляторах тормозов, поставить самолет на стояночный тормоз и включить автомат торможения колес;
- включить МС-61, произвести маркировку носителя устно датой, бортовым номером самолета, отсчетом времени, фамилией командира (в дальнейшем маркировку производить через каждый час полета);
- получить доклады членов экипажа о готовности к запуску;
- получить разрешение на запуск;
- запустить двигатели. После запуска двигателей:
- установить двигателю РУ19А-300 режим малого газа ($36^{+3}_{-2,5}$ %);
- дать команду радиисту установить переключатель аварийного питания постоянным током "АВТОМАТ - ОСНОВНАЯ ШИНА - РУЧНОЕ" в положение "АВТОМАТ";
- дать команду экипажу включить необходимую аппаратуру и открыть кислородные вентили;
- установить переключатель обогрева стекла в положение "ОСЛАБЛ.";
- включить (помощнику командира экипажа) сигнализаторы обледенения ВНА и РИО.
- Включить обогрев ВНА при температуре наружного воздуха $+5^{\circ}\text{C}$ и ниже независимо от условий погоды;
- включить пилотажно-навигационное оборудование, радиооборудование, приборы системы посадки и проблесковые маяки. Гироскопические приборы включать после запуска одного из двигателей;
- проверить установку давления на барометрическом высотомере;
- убедиться, что выключатель упора винтов находится в положении "ВИНТ СНЯТ С УПОРА";
- убедиться по показаниям приборов в нормальной работе всех систем;
- проверить установку кода ответчика опознавания и включить питание ответчика;
- получить доклады от всех членов экипажа. о готовности к вырубиванию;
- дать команду. "Закрылки на 15 ";
- получить разрешение на вырубивание;
- дать команду связному "Колодки убрать и отключить СПУ";
- получить сигнал от связного о том, что колодки убраны и препятствий к вырубиванию нет;
- включить рулевое управление передними колесами, проверить его включение по загоранию зеленой лампы "ОТ РУКОЯТКИ ВКЛЮЧЕНО";
- дать команду помощнику командира экипажа "Штурвал держать";
- осмотреться, снять самолет со стояночного тормоза, дать команду "Экипаж, вырубиваю".

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВРАЩАТЬ РУКОЯТКУ РУЛЕЖНОГО УПРАВЛЕНИЯ ПЕРЕДНИМИ КОЛЕСАМИ И ОТКЛОНЯТЬ ПЕДАЛИ ПРИ ВКЛЮЧЕННОМ ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНОМ УПРАВЛЕНИИ ДО НАЧАЛА ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА, ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

Для трагивания самолета с места увеличить режим работы двигателей АИ-24ВТ до 15-20° по УПРТ. После начала движения установить необходимую скорость руления подбором режима работы двигателей. Скорость руления определяет командир экипажа в зависимости от состояния рулежной дорожки, наличия препятствий и условий видимости.

Руление вблизи препятствий, стоянок самолетов и в условиях плохой видимости производить на малой скорости, обеспечивающей немедленную остановку самолета при торможении.

Руление по скользкому покрову выполнять на малой скорости при повышенном внимании экипажа.

Ответственность за безопасность руления во всех случаях несет командир экипажа. Выдерживание направления и выполнение разворотов при рулении производить с помощью рулежного управления передними колесами, а при необходимости - с помощью тормозов и изменения режима работы соответствующего двигателя.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. НА РУЛЕНИИ ВСЕ ГИРОСКОПИЧЕСКИЕ ПРИБОРЫ ДОЖНЫ БЫТЬ ВКЛЮЧЕНЫ И РАЗАРРЕТИРОВАНЫ ВО ИЗБЕЖАНИЕ ИХ ПОВРЕЖДЕНИЯ.

В процессе руления на свободном от препятствий месте рулежной дорожки проверить:

- работу основной системы торможения и автомата тормозов плавным нажатием на верхние части педалей;
- работу аварийной системы торможения плавным и одновременным отклонением рукояток аварийных тормозов;

- работу взлетно-посадочного управления передними колесами, для чего переключатель "ПОВОРОТ КОЛЕСА" установить в положение "ВЗЛЕТ - ПОСАДКА", проверить включение по загоранию желтой лампы "ПОДГОТ." и зеленой лампы "ОТ ПЕДАЛЕЙ ВКЛЮЧЕНО" и, отклоняя педали влево и вправо, убедиться, что самолет разворачивается в сторону отклоненной педали.

После проверки взлетно-посадочного управления передними колесами переключатель "ПОВОРОТ КОЛЕСА" установить в положение "РУЛЕНИЕ".

Запрещается:

- резко тормозить с развернутыми колесами;
- резко тормозить при проверке аварийных тормозов;
- разворачивать самолет вокруг неподвижных колес основной опоры шасси;
- выполнять развороты на 90° менее чем за 6 с;
- устанавливать промежуточный режим работы двигателя между 0 и 13° по УПРТ;
- руление самолета с неполным составом экипажа.

4.1.2. Подготовка к взлету

На предварительном старте перед выруливанием на ВПП:

- проверить положение триммеров и закрылков;
- убедиться, что отбор воздуха от двигателей выключен;
- убедиться, что обогрев стекол включен;
- при температуре наружного воздуха +5 °С и ниже убедиться, что обогрев ВНА включен;
- дать команду включить обогрев ПВД и ДУА при температуре наружного воздуха +5 °С и ниже, а при выпадении осадков и при полетах ночью при любой температуре. Обогрев ПВД и ДУА включать не ранее чем за 5 мин до взлета; @ ? (стр. - за 2 мин.)

- получить разрешение на выруливание;

- вырулить на ВПП.

На исполнительном старте:

- установить самолет по оси ВПП в направлении взлета;
- включить взлетно-посадочное управление передними колесами (контролировать по сигнальным лампам);
- прорулить 5-10 м;
- остановить самолет и держать его на тормозах;

- дать команду бортовому технику "Винты на упор";
- проверить включение и показания авиагоризонтов;
- проверить соответствие показаний компасов курсу взлета;
- убедиться в отсутствии аварийных световых сигналов;
- получить разрешение на взлет.

4.1.3. Взлет

После получения разрешения на взлет:

- плавно увеличить частоту вращения ротора двигателя РУ19А-300 до 97-100 % и убедиться по приборам в нормальной его работе;
- удерживая самолет на тормозах, увеличить режим работы двигателей АИ-24ВТ до 30-40° по УПРТ и по установлении равновесных оборотов увеличить режим работы до номинального (63° по УПРТ);
- получив доклад борттехника "Винты загружены, лампы готовности автофлюгера горят, показания приборов нормальные", довести режим работы двигателей до взлетного (100° по УПРТ);
- отпустить тормоза, дать команду борттехнику "РУД держать" и начать разбег. Стремление самолета к развороту парировать соответствующим отклонением педалей руля направления, а при необходимости в первой половине разбега - тормозами;
- если при взлете с мокрой или скользкой ВПП удержать самолет на тормозах при взлетной или номинальной мощности двигателей невозможно, установить двигателям режим работы 30-40° по УПРТ ,затем отпустить тормоза и в процессе разбега довести их мощность до взлетного режима, не допуская при этом резкого и несинхронного перемещения РУД во избежание разворота самолета;
- разбег самолета до скорости 200 км/ч выполнять в трехточечном положении. Такая методика облегчает прекращение взлета в случае отказа двигателя. При возникновении в процессе разбега тряски передней опоры разгрузить ее небольшим отклонением штурвала на себя: При появлении повышенной (необычной) вибрации и тенденции самолета к развороту на разбеге до достижения скорости 200 км/ч взлет прекратить;
- на скорости 200 км/ч начать подъем передней опоры шасси и придать самолету взлетный угол (отрыв самолета происходит на скорости 210-220 км/ч);
- после отрыва разгон самолета производить с постепенным набором высоты;
- на скорости 240 км/ч и высоте не меньше 5 м затормозить колеса и дать команду борттехнику "Шасси убрать".

ПРИМЕЧАНИЕ. Перед уборкой шасси убедиться, что лампа "ОТ ПЕДАЛЕЙ ВКЛЮЧЕНО" погасла.

Если лампа "ОТ ПЕДАЛЕЙ ВКЛЮЧЕНО" горит, перед уборкой шасси выключатель "ПОВОРОТ КОЛЕСА" установить в положение "ВЫКЛ.". Если при заходе на посадку и включении взлетно-посадочного управления колесами передней опоры загорится лампа "ОТ ПЕДАЛЕЙ ВКЛЮЧЕНО", выключатель выключить. Включать его в этом случае разрешается только после опускания колес передней опоры на ВПП.

Дальнейший набор высоты производить с постепенным увеличением скорости. На высоте не менее 150 м над рельефом местности при скорости 280 км/ч дать команду "Закрылки убрать".

Закрылки убирать импульсами по 5-7° с постепенным увеличением скорости с таким расчетом чтобы скорость к концу уборки была 310 км/ч. В процессе уборки закрылков не допускать уменьшения высоты.

Если при уборке закрылков возникает кренящий момент, уборку закрылков прекратить, выполнить полет по кругу и произвести посадку, не изменяя положения закрылков.

При установке триммера РВ в соответствии с центровкой самолета техника пилотирования при выполнении взлета самолета во всем диапазоне эксплуатационных центровок практически одинакова.

При выполнении учебно-тренировочных полетов с бетонированной или грунтовой ВПП с прочностью грунта не менее 9 кгс/см² разрешается производить взлет при работе двигателей АИ-24ВТ на максимальном и двигателя РУ19А-300 на номинальном режимах, при этом взлетный вес самолета не должен превышать максимального веса, определенного в соответствии с подразделом 6.4 и уменьшенного на 2000 кгс.

При выполнении полетов в указанных выше условиях разрешается выполнять взлет при работе двигателей АИ-24ВТ на взлетном режиме с неработающим двигателем РУ19А-300, при этом максимальный взлетный вес определять по номограммам рис. 6.14 и 6.16.

Техника пилотирования при взлете в этих случаях не отличается от обычной.

4.1.4. Взлет при боковом ветре

Максимально допустимую боковую составляющую скорости ветра на взлете определять по табл. 2.2 в зависимости от коэффициента сцепления ВПП.

Стремление самолета к крену и развороту парировать отклонением элеронов и педалей РН. При необходимости в первой половине разбега использовать торможение колес.

Отрыв самолета производить без крена, не допуская повторного касания ВПП колесами шасси. Направление полета после отрыва и в наборе высоты выдерживать изменением курса самолета.

4.1.5. Полет по кругу

После взлета и уборки закрылков перевести двигатели АИ-24ВТ на номинальный режим а двигатель РУ19А-300 на 0,9 номинального режима, снять триммерами нагрузки с органов управления и продолжать набор высоты на скорости 310 км/ч.

Перевод режима работы двигателей со взлетного на номинальный (максимальный) производить:

- при выполнении задания по перевозке грузов и пассажиров на высотах не менее 400 м;
- при выполнении учебно-тренировочных полетов на высотах не менее 200 м;

- при выполнении полетов, в которых заданием предусмотрена высота менее 200 м, на высоте 200 м, после чего занять заданную высоту.

Если набор высоты эшелона будет производиться без использования двигателя РУ19А-300, после перевода двигателей АИ-24 на номинальный режим выключить двигатель РУ19А-300.

Первый разворот выполнять на высотах не менее 200 м на скорости 310 км/ч.

Полет по кругу, как правило, выполнять методом большой коробочки. Высоту полета по кругу выдерживать согласно инструкции по выполнению полетов на данном аэродроме.

Скорость полета по кругу при убранном шасси выдерживать 330-350 км/ч, при выпущенном шасси - 310 км/ч.

При подходе к траверзу ДПРМ запросить у руководителя полетов температуру воздуха у земли и проверить установку проходной защелки в соответствии с этой температурой. Принять доклад бортехника о весе и центровке самолета и при необходимости запустить двигатель РУ19А-300. Установить сигнал "ОПАСНАЯ ВЫСОТА" на радиовысотомере на большее из значений минимума погоды командира экипажа или аэродрома по высоте.

Сообщить экипажу скорость предпосадочного снижения самолета в соответствии с табл. 4.1.

Таблица 4.1

Посадочный вес, кгс	Скорость, км/ч			
	в полете, $\delta_z = 15^\circ$	перед выпуском закрылков $\delta_z = 15^\circ$	на предпосадочном снижении, $\delta_z = 38^\circ$	приземления
Более 22000	280	260	230	200-190
22000-20000	270	250	220	190-180
20000-18000	260	240	210	180-170
Менее 18000	250	230	200	170-160

После прохода траверса ДПРМ на скорости 310 км/ч дать команду "Шасси выпустить".

Убедиться в нормальном выпуске шасси и проверить включение взлетно-посадочного Управления колесами передней опоры.

После выпуска шасси установить скорость 290-300 км/ч и на этой скорости выполнить третий разворот.

После третьего разворота при КУР, равном 300° (60° при правом круге), на скорости 290-300 км/ч дать команду борттехнику "Закрылки 15° ".

Выпуск закрылков сопровождается стремлением самолета к кабрированию и уменьшению скорости. Кабрирование самолета парировать плавным отклонением штурвала от себя.

После выпуска закрылков на 15° установить скорость 250-280 км/ч в зависимости от веса (см. табл. 4.1), сбалансировать самолет триммерами и на этой скорости выполнить четвертый разворот.

На предпосадочной прямой до входа самолета в глиссаду в горизонтальном полете или на снижении установить скорость 230-260 км/ч в зависимости от веса и дать команду "Закрылки 38° ". Закрылки выпускать импульсами по 5-7°.

При выпуске закрылков обращать внимание на синхронность их выпуска. При появлении крена самолета дать команду "Выпуск закрылков прекратить" и произвести посадку с этим положением закрылков.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. при НЕВОЗМОЖНОСТИ выпустить закрылки от основной гидроСИСТЕМЫ ВЫПУСТИТЬ ИХ ОТ АВАРИЙНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ НА 15° . СКОРОСТИ ВЫДЕРЖИВАТЬ В СООТВЕТСТВИИ С ТАБЛ. 4. 2. СТР.

2 НА ПРЕДПОСАДОЧНОМ СНИЖЕНИИ УМЕНЬШАТЬ РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ НИЖЕ РЕЖИМА ПОЛЕТНОГО МАЛОГО ГАЗА ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

После выпуска закрылков перевести самолет на снижение, установить скорость 200-230 км/ч и выдерживать ее до начала выравнивания.

Пролет ДПРМ производить на высоте не менее 200 м. Доложить руководителю полетов о пролете ДПРМ и получить разрешение на посадку.

После прохода ДПРМ каждый член экипажа, заметивший отклонение скорости снижения более чем на 10 км/ч, обязан сообщить об этом командиру экипажа.

4.1.6. Посадка

Выравнивание начинать при подходе к порогу ВПП на высоте 8 -10 м с плавной и синхронной уборкой РУД двигателей с таким расчетом, чтобы закончить выравнивание и довести РУД до упора полетного малого газа на высоте 0,5 -1,0 м.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ : 1. ДО ПРИЗЕМЛЕНИЯ ПЕРЕВОДИТЬ РЫЧАГИ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯМИ ЗА УПОР ПОЛЕТНОГО МАЛОГО ГАЗА ЗАПРЕЩАЕТСЯ. 2. ЕСЛИ ПРИ УСТАНОВКЕ РУД НА ПРОХОДНУЮ ЗАЩЕЛКУ ОБНАРУЖЕНО, ЧТО РЕЖИМ РАБОТЫ ОДНОГО ИЗ ДВИГАТЕЛЕЙ НЕ УМЕНЬШАЕТСЯ ДО РЕЖИМА ПОЛЕТНОГО МАЛОГО ГАЗА И РАЗНИЦА В ПОКАЗАНИЯХ ИКМ МЕЖДУ ДВИГАТЕЛЯМИ НА ВЫСОТАХ МЕНЕЕ 1000 м СОСТАВЛЯЕТ 15 кгс/см^2 И БОЛЕЕ, ПРИ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ ПОСЛЕ ЧЕТВЕРТОГО РАЗВОРОТА ВЫКЛЮЧИТЬ ДВИГАТЕЛЬ С БОЛЬШИМ ПОКАЗАНИЕМ ИКМ КНОПКОЙ КФЛ-37. ПОСАДКУ ПРОИЗВОДИТЬ В СООТВЕТСТВИИ С п. 5.1.5. ЕСЛИ ЭТО ОБНАРУЖЕНО ПОСЛЕ ДОВЫПУСКА ЗАКРЫЛКОВ НА УГОЛ 15° , УЙТИ НА ВТОРОЙ КРУГ И ВЫПОЛНИТЬ ПОВТОРНЫЙ ЗАХОД НА ПОСАДКУ И ВСЕ ДЕЙСТВИЯ, УКАЗАННЫЕ ВЫШЕ.

Приземление самолета происходит на скорости 160-200 км/ч, в зависимости от посадочного веса (см. табл. 4.1). После приземления плавно опустить переднюю опору шасси на ВПП, перевести РУД в положение 0° по УПРТ и дать команду снять винты с промежуточного упора.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЕСЛИ ОДИН ИЗ ВИНТОВ НЕ (СНЯЛСЯ С ПРОМЕЖУТОЧНОГО УПОРА, ДАТЬ КОМАНДУ БОРТТЕХНИКУ ОСТАНОВИТЬ СТОП-КРАНОМ ДВИГАТЕЛЬ. ВИНТ КОТОРОГО НЕ СНЯЛСЯ С УПОРА.

Для сокращения длины пробега при необходимости применить торможение колеса. При отказе основной гидросистемы для торможения колес использовать аварийное торможение.

Направление на пробеге выдерживать отклонением педалей и при необходимости тормозами.

В конце пробега включить рулевое управление передними колесами и освободить ВПП, после чего дать команду убрать закрылки, выключить обогрев ПВД и ДУА. Выключить РУ19А-300 (если он был включен).

При посадке на рекомендованных скоростях самолет не имеет тенденции к отделению от ВПП после приземления (к возникновению "козлов"). "Козлы" на посадке могут возникать при приземлении на повышенной скорости когда самолет касается ВПП сначала передними колесами, а затем основными. Такое положение может возникнуть при заходе на посадку на повышенной скорости и стремлении летчика выполнить посадку у посадочных знаков или при низком выравнивании. Повышенная скорость приземления может являться следствием повышенной тяги двигателя на режиме полетного малого газа из-за неправильной установки проходной защелки.

При возникновении "козла" задержать штурвал в исходном положении, убедиться, что РУД находятся на проходной защелке, после прекращения взмывания плавным соразмеренным движением штурвала на себя посадить самолет и перевести РУД в положение 0° по УПРТ.

Неправильные действия летчика при возникновении "козла" - отклонение штурвала от себя, а затем (при приближении земли) резкое отклонение штурвала на себя могут усугубить положение и вызвать серию прогрессирующих "козлов".

4.1.7. Посадка при боковом ветре

Максимально допустимую боковую составляющую скорости ветра при посадке определять по табл. 2.2 в зависимости от коэффициента сцепления ВПП.

Скорость предпосадочного снижения при боковом и встречно-боковом ветре выдерживать такую же, как при заходе на посадку в штиль.

После выхода на посадочный курс снос самолета устранять углом упреждения вплоть до высоты выравнивания.

Непосредственно перед приземлением развернуть самолет по оси ВПП, для чего отклонить РН в сторону сноса, а возникавший при этом крен устранять соответствующим отклонением элеронов.

После приземления плавно опустить переднюю опору шасси на ВПП. Направление пробега выдерживать отклонением РН и элеронами, а при необходимости тормозами.

В дальнейшем экипаж должен действовать так же, как при обычной посадке.

4.1.8. Посадка самолета с передней или задней центровкой

Перед посадкой с передней центровкой на планировании отклонением триммера РВ создать небольшое давящее усилие на штурвал. Выравнивание и выдерживание производить, как и в обычном полете, не допуская резких движений рулем высоты.

При посадке самолет неохотно выходит на посадочные углы атаки. Усилия, прикладываемые к штурвалу для создания посадочного угла самолета, значительно больше, чем при средних центровках.

При посадках с задней центровкой усилия, прикладываемые к штурвалу, меньше, чем при посадках со средней центровкой, и самолет легко выходит на посадочный угол.

После приземления самолет стремится увеличить угол тангажа и отойти от ВПП. Это стремление необходимо парировать плавным отклонением штурвала от себя.

На пробеге и рулении штурвал удерживать в переднем положении. В дальнейшем экипаж должен действовать так же, как при обычной посадке.

4.1.9. Уход на второй круг

Уход на второй круг с выпущенными на 38° закрылками и шасси выполнять, как правило, с высоты не менее 50 м. В отдельных случаях уход на второй круг может быть выполнен с любой высоты вплоть до высоты выравнивания.

Приняв решение об уходе на второй круг, сообщить экипажу: "Экипаж, ухожу на второй круг", перевести РУД в положение взлетного режима и дать команду "Шасси убрать".

При уходе на второй круг с работающим двигателем РУ19А-300 непосредственно после увеличения режима работы двигателей АИ-24ВТ увеличить режим работы двигателя РУ19А-300 до номинального. На скорости, равной скорости предпосадочного снижения 200-230 км/ч для данного веса, перевести самолет в набор высоты.

На высоте не меньше 120 м над рельефом местности увеличить скорость до 240 км/ч и дать команду "Закрылки 25°". Закрылки убирать импульсами по 5-7°. На скорости 250 км/ч дать команду "Закрылки 15°".

Дальнейшую уборку закрылков выполнять, как при взлете. Выполнить повторный заход на посадку.

4.1.10. Заруливание на стоянку и останов двигателей

Перед заруливанием на стоянку убедиться в наличии давления в гидросистеме и в нормальной работе тормозов.

Если заруливание на стоянку затруднено, остановить самолет вблизи стоянки и выключить двигатели. На место стоянки самолет буксировать тягачом. После заруливания на стоянку:

- поставить самолет на стояночный тормоз;
- выключить управление передними колесами;
- застопорить рули управления самолетом;
- дать команду экипажу выключить электропитание аппаратуры;
- дать команду бортрадисту выключить генераторы;
- выключить двигатели и подкачивающие насосы;
- после прекращения вращения винтов закрыть пожарные краны, створки маслорадиаторов. выключить систему пожаротушения и МС-6I;
- всем членам экипажа убедиться, что все органы управления находятся в исходном положении;
- убедившись в установке колодок под колеса, снять самолет со стояночного тормоза;
- дать команду выключить аккумуляторы.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ДО ПОЛНОГО ПРЕКРАЩЕНИЯ ВРАЩЕНИЯ ВИНТОВ ВЫКЛЮЧАТЬ БОРТОВЫЕ АККУМУЛЯТОРЫ И СПУ ЗАПРЕЩАЕТСЯ;

- дать команду экипажу покинуть рабочие места;
- получить доклады членов экипажа о работе авиационной техники;
- провести разбор полета;
- доложить о выполнении полетного задания и получить разрешение на перемотку кассет МС-6I;
- записать замечания о работе авиационной техники в контрольный лист.

4.2. Полет по маршруту

4.2.1. Набор высоты эшелона

После взлета, уборки шасси и закрылков перевести двигатели АИ-24ВГ на номинальный или максимальный режим и продолжать набор высоты.

На высоте перехода дать команду установить на высотомерах давление 760 мм рт.ст. На высоте 1000 м дать команду загерметизировать кабину и включить систему наддува.

Во всех маршрутных полетах при наборе высоты выдерживать постоянную для всех высот приборную скорость 310 км/ч.

При полетах на высоту практического потолка скорость набора до высоты 5000 м выдерживать 300 км/ч, а начиная с высоты 5000 м уменьшать ее на 5 км/ч на каждые последующие 1000 м, но не меньше 270 км/ч.

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

Если самолет при наборе высоты попадает в болтанку, скорость полета следует увеличить до 330 км/ч.

Расход топлива, путь и время набора высоты приведены в табл. 6.2-6.4.

4.2.2. Горизонтальный полет на заданном эшелоне

Набрав заданную высоту, не изменяя режима работы двигателей, перевести самолет в горизонтальный полёт. При достижении заданной скорости горизонтального полета перевести РУД на соответствующий режим.

Если набор высоты производился с работающим двигателем РУ19А-300, выключить двигатель РУ19А-300 и выравнять количество топлива между левой и правой группами баков.

Полет по маршруту осуществляется, как правило, на высотах 6000-7000 м и скоростях наибольшей дальности (см. табл. 6.1. стр.). В отдельных случаях, связанных с безопасностью полетов, разрешается выполнять полет на номинальном режиме и выше с учетом установленных ограничений по времени

непрерывной работы двигателей на этих режимах. Полет по маршруту выполнять, как правило, с включенным автопилотом. При отклонении скорости от заданной восстанавливать ее соответствующим изменением режима работы двигателей.

Во всех случаях полета по маршруту скорость полета должна быть не меньше 270 км/ч.

Высоту заданного эшелона устанавливать и выдерживать по УВИД-30-15, сверять с показаниями механического высотомера согласно Единой методике ввода поправок при измерении высоты на самолетах (вертолетах) авиации всех министерств и ведомств.

4.2.3. Снижение

Перед снижением просмотреть схему снижения и захода на посадку, расположение препятствий в районе аэродрома и их превышение. Сообщить экипажу маневр для захода на посадку, фактическую погоду в районе аэродрома и условия посадки.

Снижение самолета до заданной высоты полета по кругу выполнять при положении РУД на проходной защелке.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПЕРЕВОДИТЬ РЫЧАГИ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯМИ ЗА УПОР ПОЛЕТНОГО МАЛОГО ГАЗА (ЗА ИСКЛЮЧЕНИЕМ СЛУЧАЕВ ЭКСТРЕННОГО СНИЖЕНИЯ) В ПОЛЕТЕ НА ВСЕХ ВЫСОТАХ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

Рекомендуемые приборные скорости на снижении приведены в табл. 6.5. (стр.)

ПРИМЕЧАНИЕ. При снижении со всех высот удобно выдерживать скорость. 420-430 км/ч по тонкой стрелке указателя скорости, что обеспечивает выдерживание приборных скоростей, указанных в табл. 6.5. (стр.)

На эшелоне перехода на барометрических высотомерах установить давление аэродрома посадки, на радиовысотомере - сигнал "ОПАСНАЯ ВЫСОТА" на высоту, меньшую на 100 м высоты полета по кругу.

Установить рычаг упора полетного малого газа против отметки, соответствующей температуре воздуха аэродрома посадки.

При достижении высоты круга уменьшить приборную скорость до 330 км/ч и выполнить заход на посадку. Перед посадкой на высоте 200 м выключить систему наддува кабин и обогрев двигателя РУ19А-300.

Расход топлива, приборные скорости по высотам, путь и время снижения до высоты 500 м приведены в табл. 6.5.

4.2.4. Экстренное снижение

Экстренное снижение выполнять при :

- нарушении герметизации кабины;
- нарушении системы питания кислородом;
- пожаре на самолете;
- болезни одного из членов экипажа и по другим причинам по решению командира экипажа.

При экстренном снижении:

- предупредить экипаж о выполнении экстренного снижения;
- дать команду "Надеть кислородные маски";
- убрать РУД двигателей АИ-24ВГ до 0° по УПРТ;
- перевести самолет на снижение с вертикальной скоростью до 25 м/с;
- следить за перепадом давления в кабине.

При выполнении снижения не допускать увеличения приборной скорости до высоты 7000 м более 470 км/ч, с высоты 7000 м до 6000 м - более 510 км/ч, ниже высоты 6000 м - более 540 км/ч.

При подходе к высоте 2000 м начать вывод самолета из снижения и установить двигателям режим полетного малого газа. Вывод из экстренного снижения выполнять плавно с перегрузкой не более 1,5. Дальнейшее снижение выполнять обычным методом.

При достижении высоты круга уменьшить скорость полета до 330-350 км/ч и выполнить заход на посадку.

4.3. Особенности пилотирования самолета в сложных метеорологических условиях

4.3.1. Общие положения

Установленное на самолете пилотажно-навигационное оборудование обеспечивает выполнение полетов днем и ночью в сложных метеорологических условиях и заход на посадку с использованием посадочных систем ОСП и курсоглиссадных систем СП-50 и РСБН-2 при установленном минимуме погоды.

После запуска двигателей и готовности экипажа к полету вырубивание и взлет выполнять согласно рекомендациям 4.1.1 - 4.1.4.

После взлета перед входом в облака сличить показания авиагоризонтов с действительным положением самолета относительно естественного горизонта и перейти к пилотированию самолета по приборам.

Пробивание облаков вверх, набор высоты заданного эшелона, а также пробивание облаков вниз и выход в точку начала выполнения маневра для захода на посадку выполнять в соответствии с Инструкцией по производству полетов на данном аэродроме на режимах, указанных в 4.2.1 и 4.2.3.

Заход и расчет на посадку с использованием посадочных систем выполнять в зависимости от схемы захода, установленной на данном аэродроме, конкретных условий полета и воздушной обстановки в районе аэродрома посадки.

В случае отказа основных наземных или самолетных средств посадки заход и расчет на посадку осуществлять с помощью наземного автоматического радиопеленгатора или системы РСП, при этом четко выполнять команды руководителя посадки и строго выдерживать рекомендованные скорости и высоты полета на всех этапах захода на посадку.

4.3.2. Заход на посадку по большой коробочке с использованием системы ОСП

Полет выполнять по прямоугольному маршруту на высоте, установленной Инструкцией по производству полетов на данном аэродроме. Скорость полета выдерживать в соответствии с рекомендациями 4.1.5.

Прямолинейные участки большой коробочки выдерживать с учетом скорости и направления ветра.

Первый разворот влево (вправо) на 90° выполнять по времени полета с посадочным курсом после пролета ДПРМ или от начала взлета до набора высоты первого разворота (определяется Инструкцией по производству полетов на данном аэродроме).

Второй разворот выполнять при полете по левому кругу на курсовом угле радиостанции, равном 240° (120° при полете по правому кругу).

На траверзе ДПРМ (КУР, равный 270° при полете по левому кругу и 90° при полете по правому кругу) доложить руководителю полетов о пролете траверза, дать команду "Шасси выпустить", проверить включение РВ-4 и установку сигнализатора опасной высоты.

Третий разворот выполнять при КУР, равном 240° (120° при полете по правому кругу).

Между третьим и четвертым разворотом при КУР, равном 300° (60° при правом круге), дать команду "Закрылки 15° ".

Четвертый разворот выполнять на высоте круга при КУР, равном 290° (70° при полете по правому кругу) с креном $15-25^\circ$.

При выполнении четвертого разворота сравнивать показания магнитного курса и КУР по АРК.

Разворот на посадочный курс выполнять так, чтобы при выходе из разворота АРК показывал КУР, равный 0° , а магнитный курс был равен посадочному курсу. При боковом ветре после выхода на посадочную прямую повернуть самолет на угол сноса.

Если стрелка АРК подходит к КУР, равному 0° , раньше, чем магнитный курс к посадочному курсу, замедлить разворот, уменьшив крен, а если позже, ускорить разворот, увеличив крен.

После выполнения четвертого разворота выпустить закрылки в посадочное положение установить скорость $200-230$ км/ч в зависимости от веса самолета и перевести самолет на снижение с вертикальной скоростью $3-4$ м/с.

Проход ДМ выполнять на высоте, установленной для данного аэродрома. В случае снижения до высоты прохода ДПРМ или срабатывания сигнала "ОПАСНАЯ ВЫСОТА" до момента прохода ДПРМ прекратить снижение, сохраняя скорость и высоту до пролета ДПРМ.

Момент пролета ДПРМ определять по сигналу маркерного маяка (звонок, мигание лампы) и переходу

стрелки АРК на КУР, равный 180° .

Доложить руководителю полетов о проходе ДПРМ, получить разрешение на посадку и, выдерживая курс посадки, перевести самолет на снижение с вертикальной скоростью 3-4 м/с.

После прохода ДПРМ штурман переключает АРК на БПРМ. Проход БПРМ выполнять на высоте, установленной для данного аэродрома.

После выхода из облаков уточнить расчет на посадку и произвести посадку. При ухудшении метеорологических условий виде минимума, установленного для летчика или для аэродрома посадки, на высоте принятия решения снижение прекратить, уйти на второй круг, набрать высоту не менее безопасной и действовать по указанию руководителя полетов.

4.3.3. Заход на посадку отворотом на расчетный угол

Сущность захода и расчета на посадку отворотом на расчетный угол состоит в том, чтобы вывести самолет на посадочный курс в створе ВПП на расстоянии, обеспечивающем пробивание облаков вниз с заданным режимом снижения, и выход на ДПРМ на высоте, установленной для данного аэродрома.

В зависимости от высоты и курса выхода на ДПРМ, направления и скорости ветра определить расчетный угол отворота и время полета от ДПРМ до точки начала разворота (время полета от ДПРМ до точки начала разворота увеличивать от расчетного на 1 мин, чтобы обеспечить выход на установленную высоту до пролета ДПРМ).

При проходе ДПРМ взять курс, отличающийся от обратного посадочному на расчетный угол. Установить задатчики курса на ГИК и ГПК на курс посадки, включить (проверить включение) РВ-4 и на эшелоне перехода дать команду установить на барометрических высотомерах давление, соответствующее давлению на уровне аэродрома.

За минуту до разворота на скорости не больше 310 км/ч по прибору дать команду "Шасси выпустить", установить скорость 290-300 км/ч и за 15-20 с до разворота дать команду "Закрылки 15° ".

После выпуска закрылков на 15° установить скорость 240-280 км/ч в зависимости от веса (см. табл. 4.1) и на этой скорости выполнить разворот. Разворот на посадочный курс выполнять, используя показания магнитного курса и КУР по АРК, аналогично четвертому развороту при заходе по большой коробочке. После выхода из разворота перевести самолет на снижение с расчетной вертикальной скоростью 3-4 м/с.

На высоте полета по кругу для данного аэродрома довыпустить закрылки на 38° и установить скорость предпосадочного снижения в зависимости от веса самолета. В дальнейшем действовать так же, как и при полете по большой коробочке.

4.3.4. Заход на посадку по курсоглисадным системам СП-50 и РСБН-2

Заход и расчет на посадку с помощью курсоглисадных систем осуществлять, как правило, по большой коробочке или отворотом на расчетный угол.

При подходе к аэродрому посадки установить нужный канал курсоглисадной системы и включить ее.

Курсовая планка прибора КППМ при направлении самолета на ВПП в зоне курса посадки показывает сторону оси зоны курса, а планка глиссады - сторону оси зоны глиссады относительно самолета.

При полете по системе СП-50 на участке между вторым и третьим разворотом или перед разворотом при заходе отворотом на расчетный угол проверить установку переключателя в положение "Ж" и установку курсовой планки на электрический нуль, для чего на щитке управления СП-50 нажать ручку "БАЛАНС - КОНТРОЛЬ НУЛЯ". Если при этом курсовая планка не устанавливается на центр, вращением ручки в нажатом положении установить ее по центру. До четвертого разворота полет выполнять, как по системе ОСП.

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

В процессе четвертого разворота планка начинает отходить от края шкалы. В дальнейшем разворот выполнять, руководствуясь показаниями курсовой планки КППМ и магнитного курса, контролируя разворот по показаниям АРК.

Для обеспечения точного выхода в зону курса координировать показания магнитного курса и курсовой планки КППМ следующим образом:

- если перемещение курсовой планки КППМ происходит быстрее, чем изменение магнитного курса, ускорить разворот, увеличив крен;
- если перемещение курсовой планки происходит медленнее, чем изменение курса, замедлить разворот, уменьшив крен.

Для выполнения четвертого разворота можно также использовать основание (кружок) стрелки указателя заданного магнитного курса КППМ. Разворот начинать, как только планка курса начнет движение в сторону равносигнальной зоны. В дальнейшем при развороте удерживать планку курса в кружке стрелки задатчика курса. Если планка курса отстает от кружка, замедлить разворот, а если опережает, ускорить.

Как только курсовая планка КППМ подойдет к белому кружку, а показания магнитного курса будут подходить к посадочному курсу, вывести самолет из разворота на посадочный курс.

В дальнейшем стремиться планку курса удерживать в пределах черного кружка. После четвертого разворота в горизонтальном полете при подходе глиссадной планки к верхнему краю черного кружка довыпустить закрылки в посадочное положение, установить скорость предпосадочного снижения и при подходе планки глиссады к центру кружка перевести самолет на снижение по глиссаде.

Полет самолета в зоне курса контролировать по курсовой планке КППМ и магнитному курсу. Если курсовая планка отклонилась от центра, а посадочный курс выдерживается, самолет следует развернуть на 10-15° в сторону планки и в момент подхода стрелки к черному кружку повернуть самолет на посадочный курс с учетом угла сноса.

При выходе самолета из зоны глиссады вверх (глиссадная планка находится ниже центра черного кружка) возвращение его в зону глиссады производить увеличением вертикальной скорости снижения до 5 м/с.

При выходе самолета из зоны глиссады вниз уменьшить вертикальную скорость снижения или перевести самолет в горизонтальный полет и войти в зону глиссады.

При изменении вертикальной скорости сохранять скорость снижения соответствующим изменением режима работы двигателей.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ПРИ ПИЛОТИРОВАНИИ САМОЛЕТА ПО ГЛИССАДЕ НЕ ДОПУСКАТЬ, ЧТОБЫ ПЛАНКА ГЛИССАДЫ ВЫХОДИЛА ВВЕРХ ИЗ ПРЕДЕЛОВ ЧЕРНОГО КРУЖКА.
2. В СЛУЧАЕ ВЫХОДА САМОЛЕТА ИЗ ГЛИССАДУ ВВЕРХ ВХОД В НЕЕ ПОСЛЕ ПРОЛЕТА ДПРМ ЗАПРЕЩАЕТСЯ. В ЭТОМ СЛУЧАЕ ДО ВЫХОДА ИЗ ОБЛАКОВ ВЫДЕРЖИВАТЬ ЗАДАННУЮ ВЕРТИКАЛЬНУЮ СКОРОСТЬ СНИЖЕНИЯ ПО ВАРИОМЕТРУ.

В процессе полета в зоне курса снос самолета, устранять упреждением к посадочному курсу на угол сноса, при этом курсовую планку КППМ удерживать в пределах черного кружка.

По мере приближения самолета к началу ВПП уменьшается ширина зон курса и глиссады. В связи с этим пилотирование самолета усложняется. Допущенные отклонения следует исправлять плавными небольшими отклонениями рулей.

Посадка в пределах ВПП по направлению обеспечивается, если курсовая планка КППМ не выходит из пределов черного кружка.

Уточнение расчета на посадку выполнять обычным способом.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ОТКРЫТОЕ ПОЛОЖЕНИЕ БЛЕНКЕРА КУРСА ИЛИ ГЛИССАДЫ НА ПРИБОРЕ КППМ СВИДЕТЕЛЬСТВУЕТ О НЕИСПРАВНОСТИ САМОЛЕТНОГО ИЛИ НАЗЕМНОГО ПОСАДОЧНОГО ОБОРУДОВАНИЯ. В ЭТОМ СЛУЧАЕ ПИЛОТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА ПО КУРСОВОМ (ГЛИССАДНОЙ) ПЛАНКЕ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

4.3.5. Полеты в условиях обледенения

Общие сведения

Противообледенительная система самолета обеспечивает защиту от обледенения до температуры наружного воздуха -20 °С.

Условия обледенения: облачность, туман, мокрый снег, дождь, морось при температуре наружного воздуха +5 °С и ниже.

Признаки обледенения: загорание сигнальных ламп "ОБЛЕД. ПРАВ. ДВИГАТ.", "ОБЛЕД. ЛЕВ. ДВИГАТ." и табло "ОБЛЕД. САМОЛЕТА", появление льда на необогреваемых частях передних стекол кабины и на рычагах стеклоочистителей.

При подготовке к полету проверить работу противообледенительных систем (см. 8.9). Включение и выключение противообледенительных систем производить в соответствии с указаниями 8.9.

Перед запуском двигателей убедиться в отсутствии льда на поверхности самолета. Экипаж обязан

немедленно принять меры для выхода из района обледенения в следующих случаях:

- при попадании самолета в обледенение при температуре ниже -20°C ;
- при отказах ПОС;
- при отказе одного двигателя.

Взлет и набор высоты

Производить взлет запрещается, если на поверхности самолёта имеются отложения льда, снега или инея.

Если взлет и набор высоты производится в условиях обледенения, а также при температуре наружного воздуха $+5^{\circ}\text{C}$ и ниже включить на непрерывную работу:

- обогрев ВНА на земле после запуска двигателей и выхода их на режим малого газа;
- обогрев стекол после запуска двигателей в режим "ОСЛАБЛ.", а при необходимости через 8-10 мин в режим "ИНТЕНСИВ.";
- ПОС воздушных винтов на рулении, но не раньше чем за 10 мин до взлета установкой переключателя "ВИНТ" в положение "АВАР. СИСТ.";
- обогрев ПВД и ДУА на предварительном старте, но не раньше чем за 2 мин до взлета;
- ПОС крыла и оперения после взлета и уменьшения режима работы двигателей до номинального или максимального вручную.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ВКЛЮЧЕНИИ ПОС КРЫЛА И ОПЕРЕНИЯ РАСХОД ВОЗДУХА НА СИСТЕМУ СКВ УМЕНЬШИТЬ ДО 2 ЕД. ПО УРВК. ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ПОС КРЫЛА И ОПЕРЕНИЯ ВОССТАНОВИТЬ ОТБОР ВОЗДУХА НА СКВ ДО 3,5-4,5 ЕД.

Взлет и набор высоты выполнять в соответствии с 4.1.1. -4.1.4 и 4.2.1. После выхода из района с условиями обледенения при уверенности в отсутствии льда на обогреваемых поверхностях выключить ПОС крыла и оперения, а затем включить на автомат, переключатель "ВИНТ" установить в положение "ОСН. СИСТ.", обогрев стекла перевести на режим "ОСЛАБЛ."

Полет на эшелоне

Включение ПОС самолета и двигателей производить перед входом в зону с условиями обледенения.

При обледенении слабой интенсивности ПОС крыла и оперения должна работать непрерывно, а при обледенении средней и сильной интенсивности - периодически, для чего через каждые 8-10 мин полета включать ПОС крыла на 3-4 мин.

Сброс льда с носков крыла контролировать визуально.

Включение ПОС крыла и обогрева ВНА в полете приводит к уменьшению скорости на 10-20 км/ч. Для поддержания заданной скорости в этом случае необходимо увеличить режим работы двигателей.

Включение и выключение ПОС контролировать по сигнальным лампам (см. 8.9).

Запоздалое включение обогрева ВНА недопустимо, так как это приведет к сбросу льда в двигатель, что может вызвать нарушения в его работе, вплоть до выключения двигателя и повреждения лопаток компрессора.

При обнаружении в полете на носках воздухозаборников двигателей льда как при выключенном, так и при включенном обогреве ВНА, а также во всех случаях полета в условиях обледенения, при появлении хлопков в двигателях или колебаний стрелки ИКМ, необходимо:

- выключить обогрев ВНА, если он был включен (не включать, если он был выключен);
- установить режим работы двигателей не ниже 63° по УПРТ;
- немедленно принять меры к выходу из района обледенения;
- после выхода из зоны обледенения повысить внимание и быть готовым зафлюгировать винт в случае останова двигателя. Произвести посадку на ближайшем аэродроме;
- при невозможности выхода из зоны обледенения включить обогрев ВНА одного из двигателей. После сброса льда с носков воздухозаборников этого двигателя через 2-3 мин включить обогрев ВНА другого двигателя.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. В СЛУЧАЕ ОСТАНОВА ДВИГАТЕЛЯ ПОСЛЕ ВКЛЮЧЕНИЯ ОБОГРЕВА ВНА ОБОГРЕВ ВНА ДРУГОГО ДВИГАТЕЛЯ ВКЛЮЧАТЬ ТОЛЬКО ПОСЛЕ ЗАПУСКА ОСТАНОВИВШЕГОСЯ ДВИГАТЕЛЯ.

2. ПРИ НЕПРЕДНАМЕРЕННОЙ ПОТЕРЕ СКОРОСТИ И ВОЗНИКНОВЕНИИ РАСКАЧКИ САМОЛЕТА С КРЫЛА НА КРЫЛО В ПОЛЕТЕ С УБРАННЫМИ ЗАКРЫЛКАМИ

УВЕЛИЧИТЬ СКОРОСТЬ ДО 300-320 км/ч И ОДНОВРЕМЕННО ВЫПУСТИТЬ ЗАКРЫЛКИ НА 15°.

После выхода из зоны с условиями обледенения, убедившись в отсутствии льда на обогреваемой поверхности самолета, выключить ПОС крыла и оперения, а обогрев ВНА - при температуре наружного воздуха выше +5 °С.

Снижение, заход на посадку и посадка

Во всех случаях, когда снижение и заход на посадку производятся в условиях обледенения, а также при температуре наружного воздуха в пункте посадки ниже +10 °С, должны быть включены ПОС самолета и двигателей.

Включение ПОС производить перед входом в район с условиями обледенения, а также при температуре наружного воздуха в пункте посадки ниже +10 °С.

При заходе на посадку проверить включение ПОС по сигнальным лампам. Визуально убедиться в отсутствии льда на крыле. При отсутствии льда на крыле полет до выхода на посадочную прямую выполнять, как в обычном полете, в соответствии с рекомендациями 4.1.5, При наличии льда на крыле строго выдерживать рекомендованные скорости, не допуская их уменьшения.

При заходе на посадку с включенной ПОС самолёта во избежание возникновения отрицательной тяги режим работы двигателей, соответствующий примерно нулевой тяге (полетный малый газ), необходимо увеличить на 4° по УПРТ по сравнению с тем значением, которое устанавливается рычагом упора полетного малого газа по фактической температуре наружного воздуха.

После четвертого разворота перед выпуском закрылков в посадочное положение убедиться в отсутствии льда на стабилизаторе. Состояние передней кромки стабилизатора осматривать через окно по левому борту фюзеляжа (в ночное время использовать подсвет стабилизатора) и докладывать командиру экипажа.

В случае полной уверенности в отсутствии льда на стабилизаторе выпустить закрылки на 38° и выполнить заход на посадку в соответствии с указаниями 4.1.5.

В случае отказа ПОС крыла и оперения выйти из района обледенения и следовать на запасной аэродром, где нет условий обледенения. При невозможности выхода из района обледенения и необходимости выполнить посадку со льдом на несущих поверхностях самолета или в случае невозможности убедиться в отсутствии льда посадку выполнить с закрылками, отклоненными на 15°.

Полет по кругу, выпуск шасси, третий разворот, выпуск закрылков на 15° между третьим и четвертым разворотами выполнять на скоростях, указанных в 4.1.5.

Предпосадочное снижение о закрылками, отклоненными на 15°, до начала выравнивания выполнять на скорости 230-260 км/ч в зависимости от веса самолета (см. табл. 4.25. Скорость приземления 200-240 км/ч

Таблица 4.2

Посадочный вес, кгс	Скорость, км/ч		
	в полете, $\delta_3=15^\circ$	на предпосадочном снижении, $\delta_3=15^\circ$	приземления, $\delta_3=15^\circ$
Более 22000	280	260	240-230
22000-20000	270	250	230-220
20000-180000	260	240	220-210
Менее 18000	250	230	210-200

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ ПРИ НЕПРОИЗВОЛЬНОМ ПЕРЕХОДЕ САМОЛЕТА В КРУТОЕ СНИЖЕНИЕ (ВОЗМОЖНО ПРИ ОТКЛОНЕНИИ ЗАКРЫЛКОВ БОЛЕЕ ЧЕМ НА 25° И ЗНАЧИТЕЛЬНОМ ПРЕВЫШЕНИИ СКОРОСТИ ПО СРАВНЕНИЮ С РЕКОМЕНДОВАННОЙ) НЕОБХОДИМО ЭНЕРГИЧНО ОТКЛОНИТЬ ШТУРВАЛ НА СЕБЯ

И УМЕНШИТЬ УГОЛ ОТКЛОНЕНИЯ ЗАКРЫЛКОВ. В ПРОЦЕССЕ ВЫВОДА САМОЛЕТА НЕ ДОПУСКАТЬ УВЕЛИЧЕНИЯ ПЕРЕГРУЗКИ БОЛЕЕ 1,5. ДО ВЫВОДА САМОЛЕТА ИЗ КРУТОГО СНИЖЕНИЯ РЕЖИМ РАБОТЫ ДВГАТЕЛЕЙ НЕ УВЕЛИЧИВАТЬ.

При уходе на второй круг, а также в полете с одним работающим двигателем разрешается использовать взлетный режим работы двигателей при включенной ПОС самолета и двигателей. Выключение ПОС в условиях обледенения производить:

- ПОС крыла и оперения - после приземления;
- обогрев ПВД, ДУА и ПОС воздушных винтов - не позже 2 мин после приземления;
- сигнализаторы обледенения ВНА и РИО, обогрев ВНА и обогрев стекол - после зарули-вания на стоянку.

4.4. Полеты ночью

4.4.1. Общие положения

При подготовке к ночным полетам, так же как и перед дневными полетами, всем членам экипажа выполнить предполетный осмотр самолета.

Проверить целость и чистоту остекления посадочных фар, АНО и строевых огней. После посадки в кабину проверить освещенность панелей приборной доски, пультов и щитков, для чего реостатами отрегулировать яркость освещения и установить лампы, так, чтобы все приборы были хорошо освещены и не было бликов от источников света на остеклении кабины и приборов; проверить исправность кабинных ламп белого света.

Убедиться в исправности работы световых табло и установить необходимую яркость их свечения.

Затемнить поворотом колпачков светофильтров вправо до отказа все лампы сигнализации. Проверить работу проблесковых маяков и аэронавигационных огней в различных режимах яркости.

Проверить исправность строевых огней.

Проверить исправность посадочных фар в режимах большого и малого света, для чего фары выпустить и включить на короткий промежуток времени.

Центры световых пятен фар (режим "Большой свет") должны находиться впереди самолета на удалении 50-60 м. После проверки фары выключить и убрать. Использование ПОС производить так же, как и при полетах днем.

4.4.2. Руление

Руление выполнять с включенными проблесковыми маяками и аэронавигационными огнями, установленными на 30 или 100 % яркости свечения, с включенными посадочными фарами в режиме малого или большого света. Посадочные фары в режиме большого света включать поочередно (непрерывное горение одной фары не должно превышать 5 мин). В темную ночь или при плохой видимости руление выполнять с включенными строевыми огнями.

4.4.3. Взлет

Взлет, как правило, выполнять с включенными в режим "Большой свет" посадочными фарами. При наличии осадков или дымки, когда при включении фар создается световой экран, взлет выполнять с выключенными фарами.

Техника выполнения взлета ночью аналогична технике выполнения взлета днем. Направление на разбеге выдерживать по огням ВПП и по осевой линии ВПП при включенных посадочных фарах. После того как самолет оторвется от земли, выдерживание производить с постепенным отходом от земли и увеличением скорости. Пилотирование самолета выполнять по авиагоризонту, указателю скорости и вариометру.

Перед проходом пограничных огней ВПП полностью перейти к пилотированию по приборам.

На высоте 50-70 м выключить и убрать фары.

Уборку шасси и закрылков и изменение режима работы двигателей производить на тех же скоростях и высотах полета, что и днем.

4.4.4. Заход на посадку и посадка

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

При снижении после четвертого разворота уделять особое внимание выдерживанию заданных скоростей и высот прохода ДПРМ и БПРМ.

Посадочные фары при заходе на посадку выпускать на высоте 300 м и включать на высоте 150-100 м. Пользоваться фарами при наличии осадков или дымки, когда при включении фар создается световой экран, запрещается, выравнивание самолета перед посадкой выполнять только в полосе, освещенной прожекторами. Посадку на полосу, освещенную прожекторами, выполнять так же, как и днем.

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

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

После освобождения ВПП посадочные фары переключить на малый свет. Если при посадке ночью в дождь, снегопад или дымку на не освещенную наземными прожекторами ВПП при включении посадочных фар создается световой экран, ухудшающий видимость и затрудняющий посадку, необходимо уйти на второй круг. доложить руководителю полетов и действовать по его указаниям.

Заруливание на стоянку выполнять по рулежным дорожкам с посадочными фарами, включенными в режим малого света, большой свет использовать при необходимости.

После заруливания на стоянку дать команду "Выключить фары и подготовиться к выключению двигателей".

4.5. Особенности эксплуатации самолета при полетах с грунтовых и заснеженных ВПП

4.5.1. Общие положения

Выполнение полетов с грунтовых ВПП возможно при прочности грунта, равной 5 кгс/см^2 и более, при этом на ВПП с пониженной прочностью грунта ($5-6 \text{ кгс/см}^2$) разрешается выполнение только одиночных полетов.

Выполнение массовых полетов на самолетах со взлетным весом до 24000 кгс с грунтовых ВПП разрешается производить при прочности грунта 6 кгс/см^2 и более (глубина колеи при рулении на скорости 10-15 км/ч не более 7 см).

Для выполнения массовых полетов с грунтовых ВПП в зимнее время следует производить очистку ВПП от снега. При необходимости можно выполнять полеты с грунтовых ВПП со снеговым покровом при неукатанном снеге (плотность не более $0,2 \text{ г/см}^3$ на всю глубину снегового покрова) толщиной до 20 см и при укатанном снеге (плотность не менее $0,5 \text{ г/см}^3$ на всю глубину снегового покрова) толщиной до 15 см при температуре снега не выше -3°C .

Предельно передняя центровка при взлете с грунтовых и заснеженных ВПП 19 % САХ, рекомендуемая центровка 22-26 % САХ.

4.5.2. Руление

Руление по грунтовой ВПП при прочности грунта 6 кгс/см^2 и более по заснеженной ВПП с толщиной покрова до 15 см и по свежевывавшему снегу толщиной до 20 см особенностей не имеет.

Для страгивания самолета с места необходимо увеличить режим работы двигателей до 18-30 по УПРТ. После страгивания с места на рулении со скоростью 15-20 км/ч потребное положение РУД по УПРТ составляет $14-24^\circ$.

Руление по грунтовой ВПП имеющей места пониженной прочности, производить, не допуская остановки и застревания самолета. При рулении по такому грунту нельзя допускать крутых разворотов. Радиус разворота при скорости руления 15-20 км/ч должен быть не менее 20 м.

При рулении по грунтовой ВПП, залитой водой, или по заснеженной ВПП с заледеневшими участками эффективность управления самолетом от передних колес, а также тормозов значительно снижается. Для повышения эффективности торможения на рулении выключать автомат тормозов. При разворотах (особенно на 180°) использовать увеличение мощности двигателя, противоположного развороту, учитывая при этом возможность увеличения радиуса разворота самолета.

Руление по заснеженной ВПП с уплотненным снегом толщиной более 15 см производить на скорости 20-30 км/ч, не допуская остановки самолета.

4.5.3. Взлет

Перед взлетом установить самолет по оси ВПП. прорулить 15-20 м по прямой с включенным взлетно-посадочным управлением передними колесами. Включить автомат тормозов, если он выключался на рулении.

При взлете с грунтовых и заснеженных ВПП установить двигателю РУ19А-300 номинальный режим, а двигателям АИ-24ВТ режим работы 30-40° по УПРТ, отпустить тормоза и в процессе разбега довести мощность двигателей АИ-24ВТ до взлетного режима.

При взлете с грунтовой ВПП имеющей пониженную прочность (5-6 кгс/см²), взлет начинать с выбранного заранее стартового участка повышенной прочности (более 6 кгс/см²), а при его отсутствии взлет производить без остановки самолета (с хода), выполнив заранее все необходимые действия, предусмотренные в 4.1.2.

Взлет с ровной грунтовой ВПП с прочностью грунта 8 кгс/см² и более по сравнению со взлетом с бетонированной ВПП особенностей не имеет, за исключением небольшой тряски самолета.

При взлете с грунтовой ВПП с неровным и неравнопрочным грунтом, особенно с пониженной прочностью и с ВПП со снеговым покровом на разбеге имеет место:

- поперечная и продольная раскачка самолета;
- неравномерное нарастание скорости;
- тряска самолета.

Для уменьшения тряски, продольной раскачки самолета и нагрузок на переднюю опору шасси начинать подъем передней опоры на скорости 150 км/ч. Подъем передних колес в этом случае происходит, как правило, на скорости, близкой к скорости отрыва.

Направление разбега выдерживать соответствующим отклонением педалей РН без применения тормозов.

Командиру экипажа необходимо стремиться не допускать преждевременного отрыва самолета на пониженной скорости. При отрыве на пониженной скорости принять меры для исключения повторного касания колесами грунта.

После взлета с размокшей грунтовой или заснеженной ВПП во избежание замерзания грязи в замках шасси на высоте круга произвести контрольный выпуск и уборку шасси.

При взлете с грунтовой ВПП длина разбега самолета увеличивается по сравнению с длиной разбега на бетонированной ВПП. Увеличение длины разбега в зависимости от прочности грунта определять по номограмме рис. 6.12.

При взлете с заснеженной ВПП с толщиной неуплотненного снегового покрова 15-20 см длина разбега увеличивается на 400-600 м, а с заснеженной ВПП с уплотненным снеговым покровом плотностью 0,5-0,55 г/см³ - на 100-200 м.

4.5.4. Посадка

Заход и расчет на посадку при полетах с грунтовых ВПП особенностей не имеет. Расчет на посадку и определение высоты начала выравнивания при полетах с заснеженных ВПП значительно сложнее, чем при полетах с бетонированной и грунтовой ВПП. Для улучшения условий расчета на посадку и определения высоты начала выравнивания необходимо производить маркировку (окраску) снегового покрова на участке 300-400 м от начала ВПП.

Посадка самолета на грунтовую и заснеженную ВПП имеет следующие особенности:

- после касания колес основных опор шасси самолет более резко опускается на передние колеса. Для уменьшения нагрузок на переднюю опору шасси после приземления штурвал удерживать в отклоненном

полностью на себя положении; снимать винты с упоров на 2-3 с позже, чем при посадке на бетонированную ВПП;

- в процессе пробега имеет место продольная и поперечная раскачка и тряска самолета. Торможение колес производить только при необходимости во второй половине пробега, так как применение тормозов колес приводит к более интенсивному разрушению грунтовой и заснеженной ВПП.

В конце пробега после посадки на грунтовую ВПП с пониженной прочностью грунта командир экипажа, не ожидая остановки самолета, должен увеличить мощность двигателей и вырुлить на участок с более прочным грунтом или на специально подготовленную площадку.

Длина пробега самолета при посадках на грунтовые и заснеженные ВПП зависит от интенсивности применения тормозных средств на пробеге, прочности грунта и толщины снегового покрова и составляет 700-1000 м.

4.6. Особенности эксплуатации самолета при высоких температурах наружного воздуха и на высокогорных аэродромах.

При эксплуатации самолета в тропических условиях руководствоваться всеми правилами эксплуатации в нормальных условиях, учитывая следующие особенности:

- в тропических условиях (особенно с влажным климатом и при наличии морских туманов) при длительной стоянке самолета следует через 2-3 суток осматривать самолет и двигатели для выявления коррозии, особенно на деталях из магниевых сплавов;

- при подготовке к полетам определить максимально допустимый взлетный вес, длину разбега и скорость отрыва в соответствии с подразделами 6.3 и 6.4;

- набор высоты заданного эшелона выполнять на максимальном режиме работы двигателей АИ-24ВТ и на номинальном режиме работы двигателя РУ19А-300;

- при заходе на посадку убедиться в правильной установке упора полетного малого газа в зависимости от фактической температуры наружного воздуха на аэродроме посадки.

Для успешного выполнения полетов на высокогорных аэродромах экипаж должен твердо знать высоту расположения аэродрома, особенности взлета и посадки на нем, правила пользования барометрическими высотомерами при взлете и посадке на высокогорных аэродромах.

4.7. Полет в турбулентной атмосфере

Зоны с интенсивной болтанкой могут встречаться на всех высотах в мощнокучевых и грозовых облаках, а также в струйных течениях.

При входе в зону сильной турбулентности воздуха ($\Delta \eta_y > \pm 0,5$):

- отключить автопилот;
- дать команду "Подтянуть привязные ремни";
- дать команду "Подтянуть привязные ремни";
- установить скорость полета 330-340 км/ч;
- принять меры для выхода из зоны сильной турбулентности.

При полете в турбулентной атмосфере не допускать резких эволюции самолета по крену и тангажу и избегать резких движений рулем высоты.

Развороты выполнять на исходной скорости с креном не больше 10°. При правильных и своевременных действиях летчика при попадании самолета в мощный порыв непроизвольное сваливание самолета исключается.

В мощном восходящем порыве самолет может выйти на углы атаки, близкие к критическому, при этом возникает тряска самолета. При запаздывании вмешательства летчика в управление самолетом и еще большем увеличении угла атаки самолет может выйти на сваливание.

Для вывода самолета из сваливания отклонить штурвал от себя, удерживая элероны и РН в нейтральном положении, при этом самолет уменьшает угол атаки и быстро набирает скорость. Не превышая предельно допустимой скорости и перегрузки, перевести самолет в горизонтальный полет.

Контроль за положением самолета при выводе из сваливания осуществлять по естественному горизонту, авиагоризонту, указателю поворота и скольжения, указателю скорости, вариометру, указателю углов атаки и перегрузки.

При правильных и своевременных действиях летчика самолет выходит из сваливания без запаздывания с потерей высоты 100-300 м.

Скорости сваливания для различных конфигураций самолета показаны на рис. 15 (приложение I).

Силовая установка самолета, а также все самолётные системы при болтанке и при сваливании работают нормально, однако в отдельных случаях может нарушаться работа высотомеров, вариометров и указателей скорости.

В условиях сильной болтанки выдерживание заданного режима полета можно достичь поддержанием постоянного режима работы двигателей (по УПРТ) и угла тангажа по авиагоризонту.

При попадании в мощный восходящий (нисходящий) поток большой протяженности следует:

- не препятствовать изменению высоты полета;
- сохранять приборную скорость (угол атаки) небольшими отклонениями РВ. Зоны грозовой деятельности внутримассового характера обходить стороной на удалении не менее 10 км.

При встрече с зоной фронтальной грозовой деятельности и невозможности обхода ее разрешается полет над облаками на высоте, превышающей верхнюю границу облаков не менее чем на 1000 м.

В визуальном полете на заданном эшелоне в зоне фронта отдельные вершины кучево-дождевых облаков обходить на расстоянии не менее 10 км от границы облака, при этом изменение курса полета следует производить плавно в момент уменьшения болтанки с креном не более 15°.

Не рекомендуется входить в облака при неустановившемся режиме полета с креном. Пилотирование самолета в условиях слабой ($0,05 \leq \Delta \eta_y \leq 0,2$) и умеренной ($0,2 \leq \Delta \eta_y \leq 0,5$) болтанки особенностей не имеет как при включенном, так и при выключенном автопилоте.

При выполнении захода на посадку в условиях сильной ($\Delta \eta_y > 0,5$) болтанки выдерживать скорости полета по кругу на 10 км/ч больше, чем в нормальных условиях.

4.8. Полет и посадка с открытым грузовым люком

Открытие грузового люка производить на скорости не более 360 км/ч. При открытом грузовом люке скорость полета уменьшается на 10-15 км/ч, балансировка самолета практически не изменяется.

Закрытие грузового люка от основной гидросистемы производить на скорости не более 320 т/ч, а от аварийной - не более 350 км/ч.

При открытом грузовом люке, а также при его открытии и закрытии дополнительной тряски самолета не возникает.

При посадке с открытым грузовым люком скорость на снижении с закрылками, выпущенными на 38°, выдерживать на 10 км/ч больше, чем в обычном полете. Для исключения касания рампы грузового люка о ВПП посадку производить в трехточечном положении. Участок выдерживания составляет 200-250 м. Скорость приземления на 20-25 км/ч больше, чем при обычной посадке.

4.9. Особенности выполнения полетов на аэродромах с ограниченными воздушными подходами

4.9.1. Общие сведения

При выполнении полетов на аэродромах с ограниченными воздушными подходами, а также при необходимости сокращения зон и времени набора высоты, снижения и захода на посадку в простых метеорологических условиях разрешается:

- маневрирование с креном до 45° во взлетной, полетной и посадочной конфигурации самолета на приборных скоростях, приведенных в табл. 4.3;

Минимально допустимые приборные скорости в зависимости от конфигурации самолета, полетного веса и угла крена

Конфигурация самолета	Угол крена, градусы	Полетный вес, т	
		до 21	21 и более
		Приборная скорость, км/ч	
$\delta_3 = 0^\circ$	30	280	300
	45	320	340
$\delta_3 = 15^\circ$	30	260	280
	45	290	320
$\delta_3 = 38^\circ$	30	240	260
	45	260	---

- использовать режим работы двигателя АИ-24ВТ "земной малый газ" (ЗМГ, УПРТ = 0°) на высотах не менее 300 м;
- использовать режим работы двигателя АИ-24ВТ "земной малый газ" (ЗМГ, УПРТ = 0°) на высотах не менее 300 м;
- производить уборку (выпуск) механизации крыла при разворотах с креном до 30 на высотах не менее 100 м над рельефом местности.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ МАНЕВРИРОВАНИИ С ВЫПУЩЕННЫМИ ЗАКРЫЛКАМИ НЕ ДОПУСКАТЬ ПЕРЕГРУЗКУ БОЛЕЕ ДВУХ.

4. 9.2. Типовые схемы набора высоты, снижения и захода на посадку

1. Взлет и набор высоты (рис. 4.1):

- взлет и набор высоты до 100 м выполнять согласно ст. 4.1.3 Руководства;
- на высоте 100 м над рельефом местности при скорости 280 км/ч начать разворот на курс, обратный взлетному с креном 30° и уборку закрылков с одновременным увеличением скорости до 310 км/ч;
- после выполнения разворота установить двигателям номинальный режим и двигателю РУ19А-300 0.9 номинального режима;
- дальнейший набор высоты производить на скорости 310 км/ч вдоль оси ВПП с разворотом на 180 над БПРМ или торцом ВПП или спирали над ВПП.

2. Заход на посадку двумя разворотами на 180° (рис. 4.2):

- на высоте 3000 м произвести выход на БПРМ с посадочным курсом на скорости 250-260 км/ч с выпущенным шасси и закрылками, отклоненными на 38°;
- установить двигателям АИ-24ВТ режим земного малого газа (ЗМГ), двигателю РУ19А-300 режим малого газа и произвести прямолинейное снижение до конца ВПП на скорости 250-260 км/ч;
- над дальним торцом ВПП выполнить разворот на 180° с креном 30-45°;
- произвести снижение с курсом, обратным посадочному, до точки начала разворота на посадочный курс;
- разворот на посадочный курс выполнять с креном 30-45° через 12-13 с после пролета траверза БПРМ;
- на высоте не менее 300 м установить двигателям АИ-24ВТ режим полетного малого газа (ПМГ), для чего перевести РУД на 1-2 с в положение около 40° по УПРТ, затем установить режим ПМГ или потребный;
- после выхода на посадочный курс и входа в глиссаду установить скорость в соответствии с рекомендациями ст. 4.1.5 Руководства.

3. Заход на посадку отворотом на расчетный угол (рис. 4.3):

- на высоте 3000 м произвести выход на БПРМ с курсом, отличающимся от обратного посадочному на 30°, на скорости 250-260 км/ч с выпущенным шасси и закрылками, отклоненными на 38°;

- установить двигателям АИ-24ВТ режим ЗМГ и двигателю РУ19А-300 режим малого газа и произвести прямолинейное снижение до удаления от БПРМ на 6000 м (время снижения 75 с) на скорости 250-260 км/ч;
- выполнить разворот на посадочный курс со снижением до высоты 800-1000 м (на высоте около 1000 м установить двигателям АИ-24ВТ режим ПМГ);
- после выхода на посадочный курс и входа в глиссаду установить скорость в соответствии с рекомендациями ст. 4.1.5 Руководства.

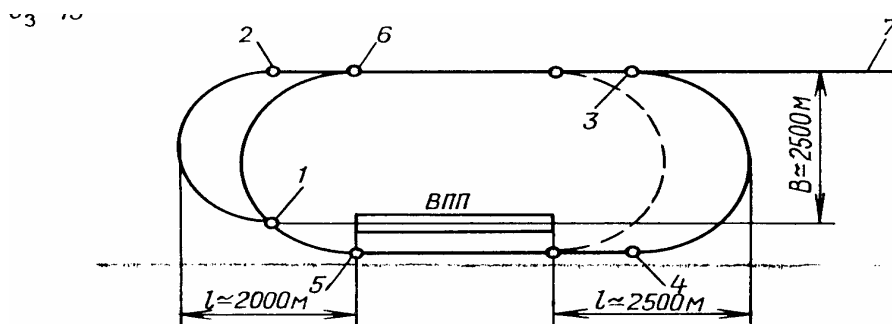
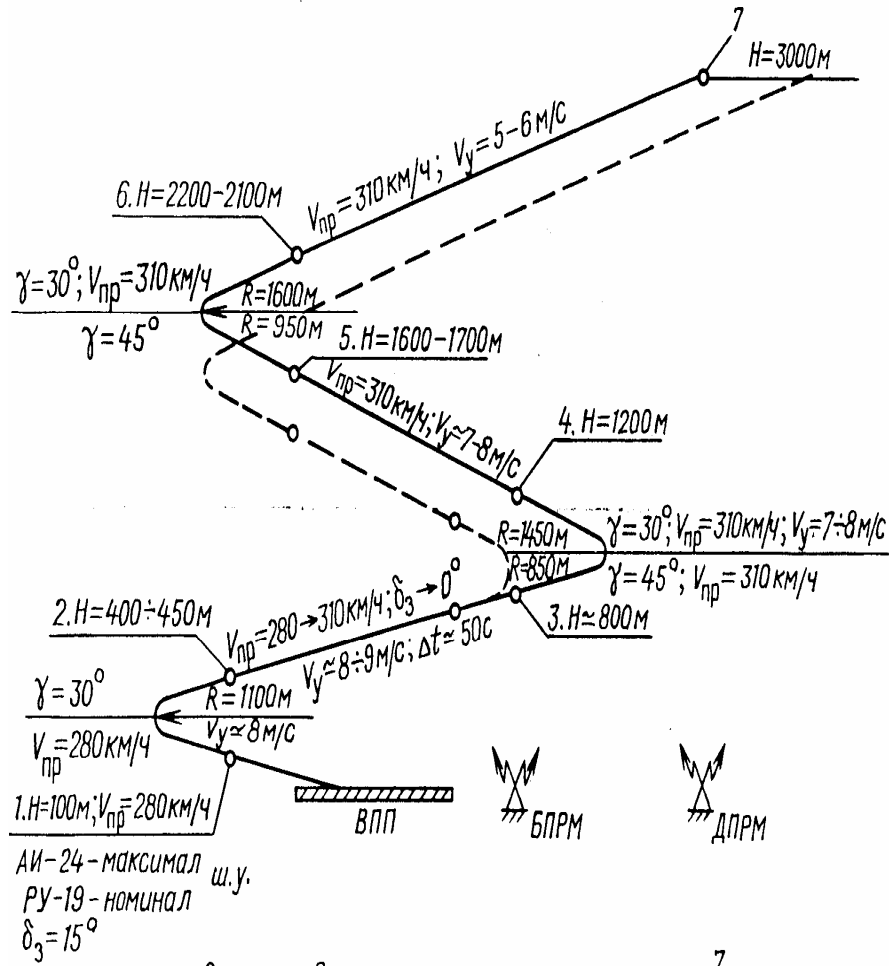
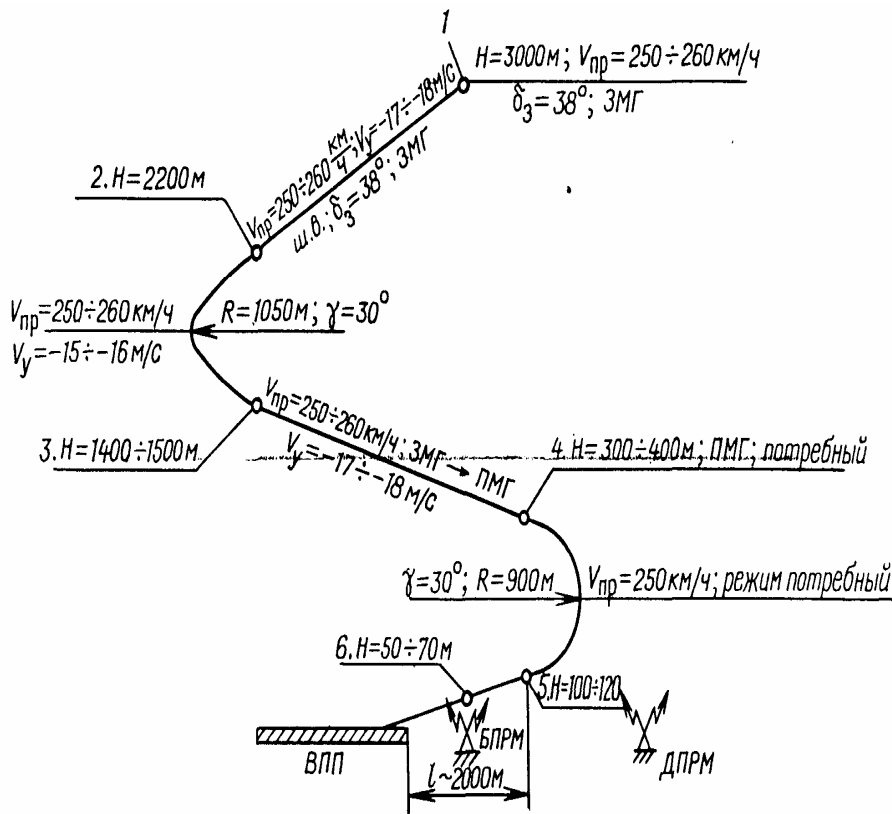


Рис. 4.1. Типовая схема набора высоты



1-2-снижение с посадочным курсом до торца ВПП;

$$V_{пр} = 250 \div 260 \text{ км/ч}; \delta_3 = 35^\circ; \text{ ш.б.}; 3\text{МГ}$$

2-3-разворот над торцом ВПП с креном 30° , $V_{пр} = 250 \div 260 \text{ км/ч}$;

3-4-снижение до точки, удаленной от траверза БПРМ на $\sim 1000 \text{ м}$

4-5-разворот на посадочный курс. На $\geq 300 \text{ м}$ 3МГ \rightarrow ПМГ

5-6-вход в глиссаду

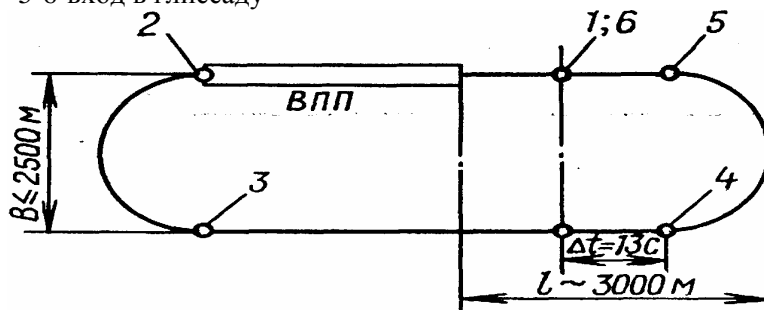


Рис. 4.2. Схема захода на посадку двумя разворотами на 180°

4. Заход на посадку двумя разворотами на 270° (рис. 4.4):

- на высоте 3000 м произвести выход на БПРМ с курсом, близким к обратному посадочному, на скорости 250-260 км/ч с выпущенным шасси и закрылками, отклоненными на 38° ;

- установить двигателям АИ-24ВТ режим 3МГ и двигателю РУ19А-300 режим малого газа и произвести снижение с разворотом на 270° (на курс, перпендикулярный посадочному) на скорости 250-260 км/ч с креном $30-45^\circ$;

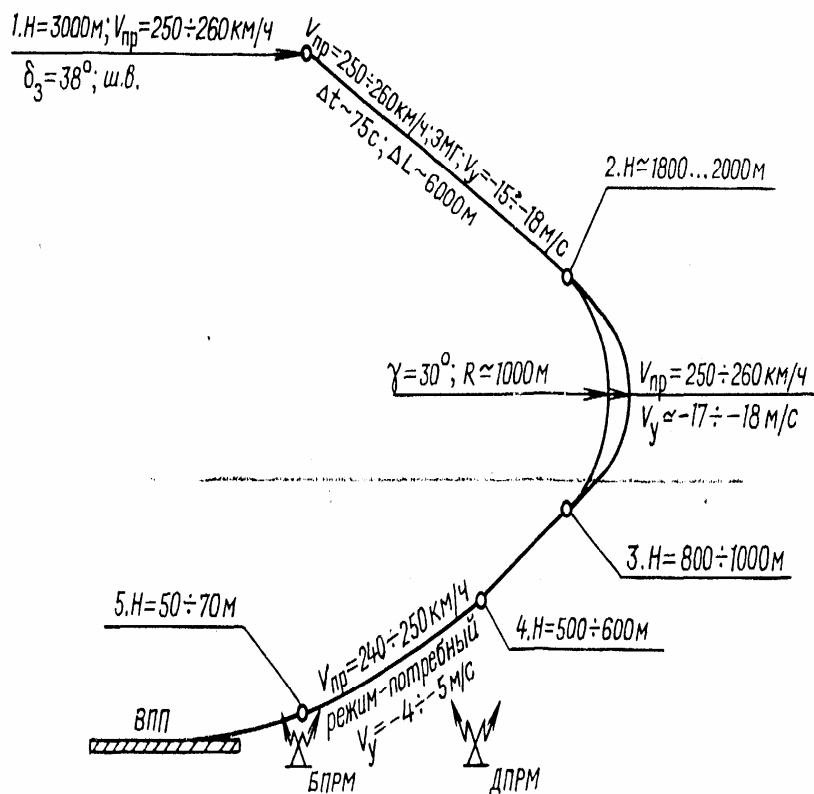
- произвести прямолинейное снижение в течение 35-40 с и выполнить разворот со снижением на посадочный курс. На высоте не менее 300 м установить двигателям АИ-24ВТ режим ПМГ или потребный;

- после выхода на посадочный курс и входа, в глиссаду установить скорость в соответствии с рекомендациями ст. 4.1.5 Руководства.

При указанных методах набора, высоты и захода на посадку максимальное боковое отклонение самолета от оси ВПП составляет 3000 м. максимальное удаление от торца ВПП -3000 м (при заходе на посадку отворотом на расчетный угол - 7500 м).

Время набора, высоты 3000 м составляет около 7 мин (при взлете с аэродрома, расположенного на высоте 2000 м над уровнем моря - II мин). •

Время снижения с высоты 3000 м до посадки составляет 3,5-4,5 мин.



1-2 - снижение на $V_{пр} = 250 \div 260 \text{ км/ч}$; $\delta_3 = 38^\circ$; ш.в.; $V_y = -15 \div 17 \text{ м/с}$; $\Delta t = 75 \text{ с}$; ЗМГ

2-3 - разворот на посадочный курс; ЗМГ; $V_y \approx -17 \div 18 \text{ м/с}$;

3-4 - снижение с $V_y \approx -18 \div 10 \text{ м/с}$; ЗМГ \rightarrow ПМГ

4-5 - вход в глиссаду. $V_{пр} = 250 \div 240 \text{ км/ч}$. Режим двигателей - потребный.

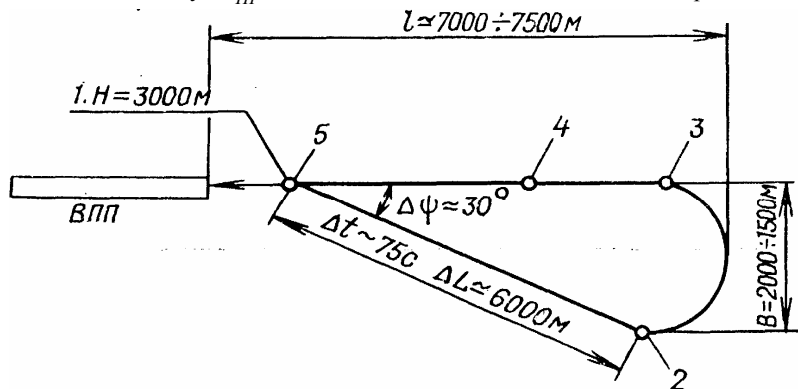
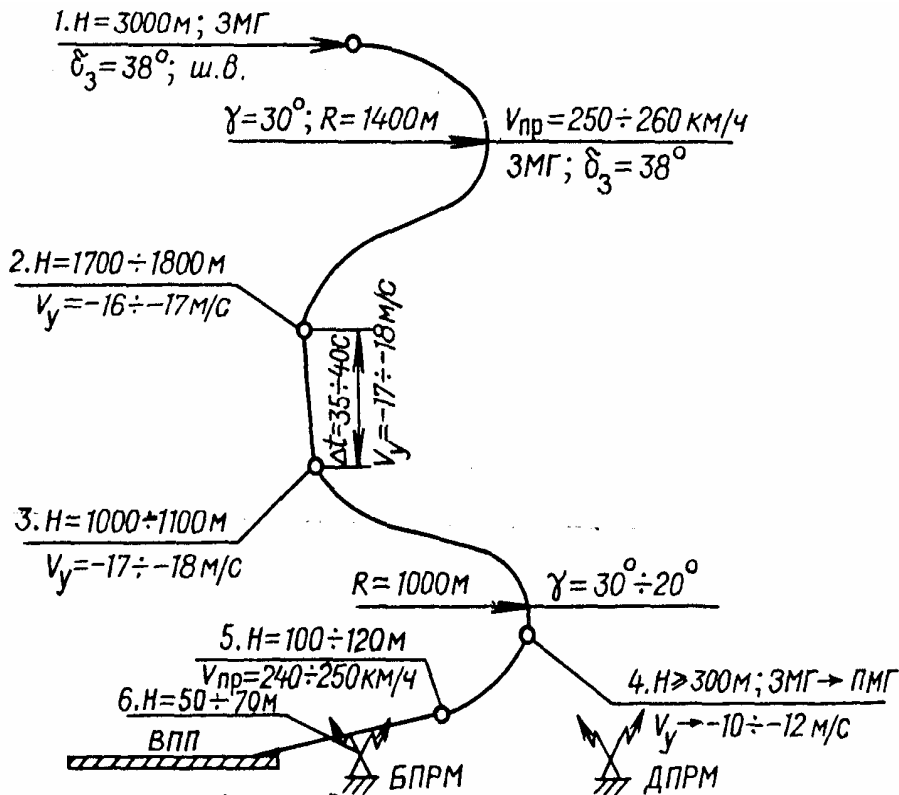


Рис. 4.3. Схема захода на посадку отворотом на расчетный угол



- 1-2-разворот на $\Delta\varphi = 270-300^\circ$; $\gamma = 30^\circ$; $V_{пр} = 250 \div 260$ км/ч, 3МГ.
- 2-3 - снижение \perp ВПП, 3МГ; $\Delta t = 35 \div 40$ с
- 3-4 - разворот на посадочный курс; $H \geq 300$ м; 3МГ \rightarrow ПМГ.
- 4-5-режим 'потребный', $\gamma \sim 20^\circ \div 10^\circ$.
- 5-6- вход в глиссаду.

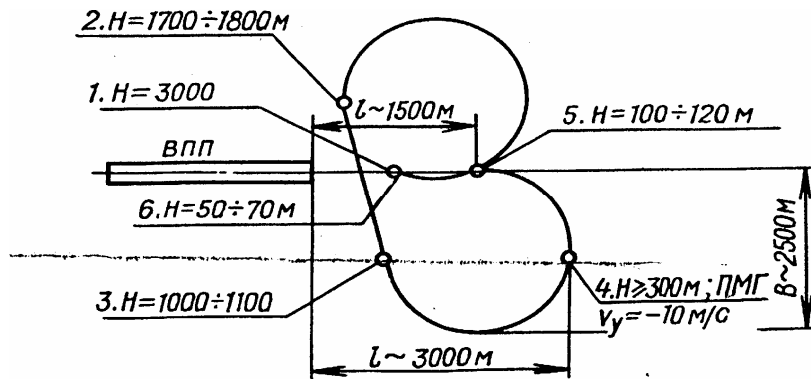


Рис. 4.4. Схема захода на посадку двумя разворотами на 270
РАЗДЕЛ 5

ОСОБЫЕ СЛУЧАИ В ПОЛЕТЕ

5.1. Отказ двигателя АИ-24ВТ

5.1.1. Признаки отказа

Отказ двигателя АИ-24ВТ можно определить по следующим признакам:

1. загорается красное световое табло "ОТКАЗ ДВИГ. ЛЕВ." или "ОТКАЗ ДВИГ. ПРАВ." и красная сигнальная лампа-кнопка КФЛ-37;
2. падает давление масла по указателю ИКМ при неизменном положении РУД;
3. падают (колеблются) мгновенный расход топлива и давление топлива перед рабочими форсунками при неизменном положении РУД;
4. увеличивается (снижается) частота вращения ротора двигателя выше (ниже) допускаемых пределов (более 106 и менее 102 % на установившихся режимах);
5. повышается (понижается) температура газов за турбиной выше (ниже) допустимых пределов;
6. падает давление масла на входе в двигатель ниже $3,5 \text{ кгс/см}^2$;
7. загорается табло "ОПАС. ВИБР. ЛЕВ. ДВИГ." или "ОПАС. ВИБР. ПРАВ. ДВИГ." с одновременным уходом стрелки показывающего прибора до максимально допустимой величины вибраций (6,0 и более);
8. загорается лампа "ВИНТ СНЯТ С УПОРА" при положении "ВИНТ НА УПОРЕ" выключателя упора винтов;
9. загорается зеленая лампа "ВЫВОД ИЗ ФЛЮГ. ЛЕВ. ДВ." или "ВЫВОД ИЗ ФЛЮГ. ПРАВ. ДВ.";
10. загорается лампа-кнопка (световое табло) "ПОЖАР МОТОГОН. ЛЕВ. ДВ." ("ПОЖАР ПРАВ. ДВ.") или красная лампа "ПОЖАР ВНУТРИ ЛЕВ. ДВ. " ("ПОЖАР ВНУТРИ ПРАВ. ДВ.");

При появлении хотя бы одного из перечисленных признаков отказа, если не произошло автоматического флюгирования винта, винт отказавшего двигателя зафлюгировать принудительно.

Загорание в полете ламп-кнопок КФЛ-37 не всегда является признаком отказа двигателя. Они загораются также при нормальной работе двигателя в следующих случаях:

- при запуске и выключении двигателя;
- после установки РУД, на 0° по УПРТ в момент снятия лопастей воздушного винта с промежуточного упора на пробеге;
- при экстренном снижении на высотах ниже 4000 м.

Следствием отказа двигателя (падения тяги) в полете являются прогрессивно увеличивающиеся крен и разворот самолета, а на разбеге - разворот самолета в сторону отказавшего двигателя.

5.1.2. Выключение отказавшего двигателя

В случае отказа двигателя при работе на режиме выше $37,5^\circ$ по УПРТ происходит его автоматическое выключение (прекращение подачи топлива на рабочие форсунки) с одновременным флюгированием лопастей воздушного винта по крутящему моменту.

Если при отказе двигатель работал на режиме, не защищенном системой автофлюгирования, или если система автофлюгирования отказала, его винт перейдет на режим авторотации, при этом возникает большая отрицательная тяга, значительно усложняющая пилотирование самолета. В этом случае винт отказавшего двигателя необходимо зафлюгировать принудительно, для чего:

- нажать и через 2-3 с отпустить кнопку КФЛ-37;
- если винт не зафлюгировался от кнопки КФЛ-37, зафлюгировать его краном "ГИДРАБЛ. ФЛЮГИРОВАНИЕ".

После автоматического или принудительного флюгирования винта отказавшего двигателя при продолжении полета;

- установить РУД в положение 0° по УПРТ;
- закрыть пожарный кран и установить выключатель стоп-крана в положение "ЗАКРЫТО";
- дать команду радисту выключить генераторы отказавшего двигателя;
- при необходимости применить систему пожаротушения.

- ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:**
1. ПРИ АВТОМАТИЧЕСКОМ И ПРИНУДИТЕЛЬНОМ ФЛЮГИРОВАНИИ ПРЕРЫВАТЬ ЦИКЛ ФЛЮГИРОВАНИЯ ВЫТЯГИВАНИЕМ КНОПКИ КФЛ-37 ЗАПРЕЩАЕТСЯ.
 2. В СЛУЧАЕ ЗАГОРАНИЯ ЛАМПЫ "ВЫВОД ИЗ ФЛЮГ. ЛЕВ. ДВ." ("ВЫВОД ИЗ ФЛЮГ. ПРАВ. ДВ.") ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЯ ПРОИЗВОДИТЬ КРАНОМ "ГИДРАВЛ. ФЛЮГИРОВАНИЕ". УБЕДИВШИСЬ, ЧТО "ВИНТ" ЗАФЛЮГИРОВАЛСЯ ОТ КРАНА "ГИДРАВЛ. ФЛЮГИРОВАНИЕ" (ЧАСТОТА ВРАЩЕНИЯ ОКОЛО 15-20 %), НАЖАТЬ КНОПКУ КФЛ-37 ДЛЯ ПОЛНОЙ ОСТАНОВКИ ВИНТА.
 3. ПРИ ОБНАРУЖЕНИИ В ПОЛЕТЕ ИНТЕНСИВНОГО УМЕНЬШЕНИЯ КОЛИЧЕСТВА МАСЛА В МАСЛОБАКЕ ПО МАСЛОМЕРУ И ЗАГОРАНИИ ТАБЛО "ГЛИН. ОСТ. МАСЛ. ЛЕВ." ("ГЛИН. ОСТ. МАСЛ. ПРАВ.") ВЫКЛЮЧИТЬ ДВИГАТЕЛЬ КРАНОМ "ГИДРАВЛ. ФЛЮГИРОВАНИЕ" С ПОСЛЕДУЮЩИ ДОФЛЮГИРОВАНИЕМ ОТ КНОПКИ КФЛ-37.

4. ПРИ САМОПРОИЗВОЛЬНОМ ВЫХОДЕ ВИНТА ИЗ ФЛЮГЕРА ПОВТОРНО ЗАФЛЮГИРОВАТЬ ЕГО.

5.1.3. Отказ двигателя АИ-24ВТ на разбеге при скорости, меньшей или равной 200 км/ч

В случае отказа одного из двигателей на разбеге при скорости, меньшей или равной 200 км/ч, прекратить взлет, для чего:

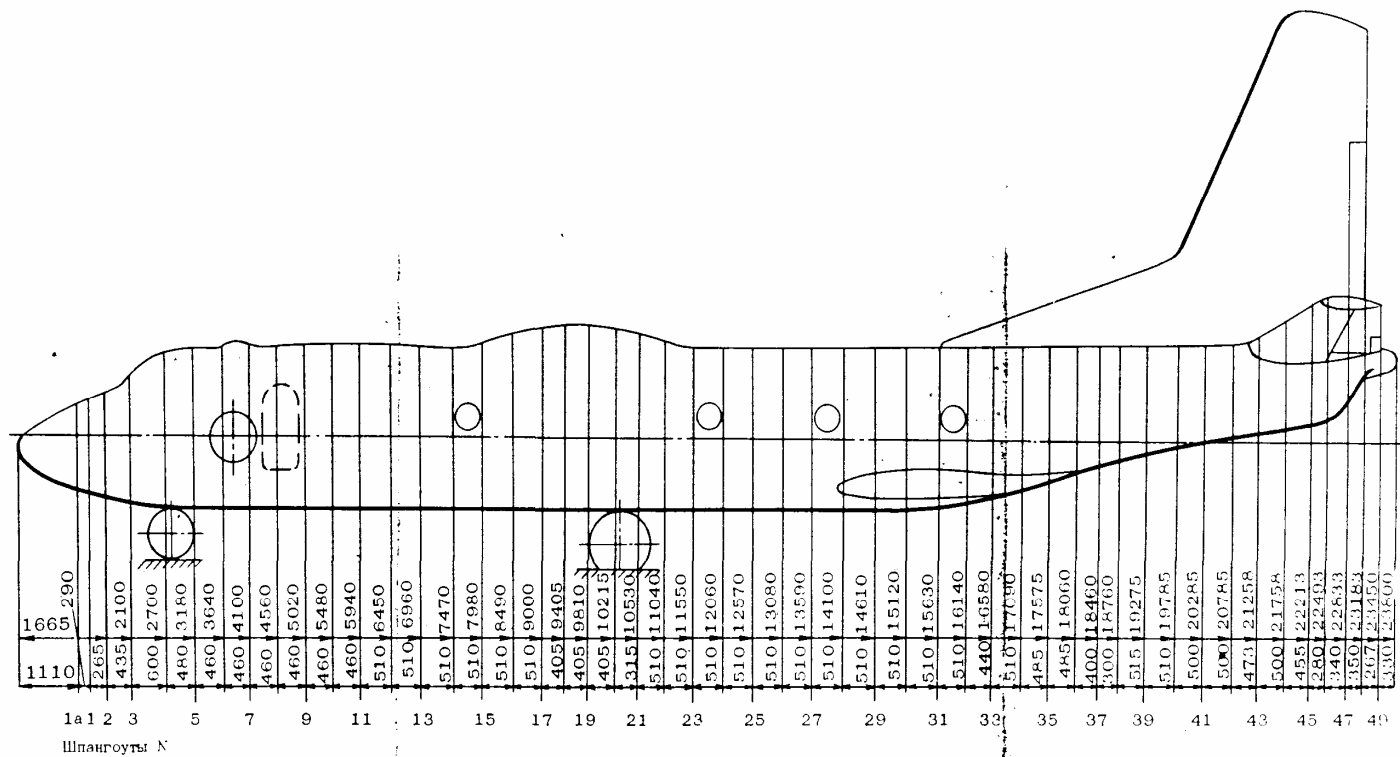
- удерживать самолет от разворота рулем направления, элеронами и тормозами, убрать РУД двигателей АИ-24ВТ до 0° по УПРТ;
- выключить двигатель РУ19А-300;
- отклонить штурвал полностью от себя, снять винты с упора, применить основное, а в случае необходимости и аварийное торможение;
- при опасности столкновения с препятствиями выключить работающий двигатель краном "ГИДРАВЛ. ФЛЮГИРОВАНИЕ", отвернуть самолет от препятствия и обесточить его.

5.1.4. Отказ двигателя АИ-24ВТ на взлете при скорости, большей 200 км/ч

При отказе двигателя на скорости, большей 200 км/ч, продолжить взлет, для чего:

- до отрыва удерживать самолет от разворота рулем направления и элеронами;
- убедиться, что винт отказавшего двигателя зафлюгировался. Если его винт автоматически не зафлюгировался, дать команду борттехнику зафлюгировать его принудительно (см. 5.1.2);
- на скорости 210 км/ч плавным отклонением штурвала на себя придать самолету взлетный угол;
- после отрыва удерживать самолет от крена и разворота и создать крен 2-4° в сторону работающего двигателя;
- на высоте не меньше 5 м и скорости 230-240 км/ч затормозить колеса и дать команду борттехнику "Шасси убрать";
- увеличить скорость до 250 км/ч и перевести самолет в набор высоты;
- на высоте не ниже 120 м над рельефом местности на скорости 270 км/ч дать команду "Закрылки убрать". Закрылки убирать импульсами по 3-5° с постепенным увеличением скорости с таким расчетом, чтобы скорость к концу уборки была 290 км/ч. В процессе уборки закрылков не допускать уменьшения высоты;
- дальнейший набор высоты производить на скорости 290 км/ч;
- на высоте 400 м установить необходимый режим работы двигателям (АИ-24ВТ - вплоть до взлетного, РУ19А-300 - до номинального);
- выполнить полет по кругу и произвести посадку.

При взлете с неработающим двигателем РУ19А-300 в случае отказа двигателя АИ-24ВТ взлет продолжать. На высоте круга запустить РУ19А-300.



26,8509

Рис. 2.3. Схема расположении шпангоутов фюзеляжа

Таблица 2.3

Наименование весовых объектов	Р•Х, кгс • м	Х, м	Р, кгс	У, м	Р•У, кгс • м
Экипаж 5 человек:	1454,40	3,232	450	0,081	36,45
- летчики (2 чел.)	493,2	2,74	180	0,38	68,4
- штурман	351,9	3,91	90	- 0,275	- 24,75
- борттехник	291,6	3,24	90	- 0,02	- 1,8
- радист	317,7	3,53	90	- 0,06	- 5,4
Масло:	721,49		101		59,55
для АИ-24ВТ	656,45	6,91	95	0,57	54,15
для РУ19А-300	65,04	10,84	6	0,9	5,4
Кислород для экипажа	37,8	5,4	7	- 0,5	- 3,5
Служебная нагрузка	2213,69	3,967	558	0,166	92,5

Таблица 2.4

Наименование весовых объектов	Р•Х, кгс•м	Х, м	Р, кгс	У, м	Р•У, кгс•м
Химикаты для туалета	30,16	5,027	6	- 0,51	- 3,06
Вода для туалета	47,5	4,75	10	0,55	5,5
Служебная нагрузка (включая нагрузку по табл. 2.3)	2291,35	3,992	574	0,165	94,94

Таблица 2.5

Вес топлива Р, кгс	X, м	Р•X, кгс•м	У, м	Р•У, Кгс•м
240	9,818	2356,3	1,29	309,6
400	9,798	3919,2	1,323	529,2
600	9,772	5863,2	1,356	813,6
800	9,752	7801,6	1,414	1131,2
1000	9,715	9715	1,448	1448

Продолжение таблицы 2.5

Вес топлива Р, кгс	X, м	Р•X, кгс•м	У, м	Р•У кгс•м
1200	9,735	11682	1,422	1706,4
1400	9,757	13659,8	1,403	1964,2
1600	9,772	15635,2	1,401	2241,6
1800	9,776	17596,8	1,418	2552,4
2000	9,775	19550,0	1,420	2840
2200	9,772	21498,4	1,425	3135

2400	9,765	23436,0	1,435	3444
2600	9,754	25360,4	1,445	3757
2800	9,735	27258,0	1,462	4093,6
3000	9,738	29214,0	1,468	4404
3200	9,753	31209,6	1,452	4646,4
3400	9,756	33170,4	1,444	4909,6
3600	9,749	35096,4	1,438	5176,8
3800	9,736	36996,8	1,434	5449,2
4000	9,726	38904,0	1,431	5724,0
4200	9,717	40811,4	1,432	6014,4
4400	9,713	42737,2	1,434	6309,4
4600	9,708	44656,8	1,437	6610,2
4800	9,705	46584,0	1,441	6916,8
5000	9,701	48605,0	1,445	7225,0
5200	9,699	50434,8	1,452	7550,4
5500	9,696	53327,6	1,460	8029,2

Таблица 2.6

Наименование весовых объектов	P•X, кгс•м	X, м	P, Кгс	У, м	P•У, кгс•м
-------------------------------	---------------	---------	-----------	---------	---------------

Полная емкость топливных баков (с учетом 3 % недозаправки на тепловое расширение).	53327,6	9,696	5500	1,460	8029,2
В том числе:					
бак-отсек № 3а	10195,5	9,710	1050	1,451	1523,6
бак-отсек № 3	18232,5	9,750	1870	1,477	2762,0
мягкие баки	24899,6	9,651	2580	1,451	3743,6

Вес, координаты и моменты дополнительной нагрузки (съёмного оборудования) в зависимости от варианта применения самолета приведены в табл. 2.7.

Таблица 2.7

Наименование весовых объектов	Р•Х, кгс•м	Х, м	Р, Кгс	У, м	Р•У кгс•м
-------------------------------	---------------	---------	-----------	---------	--------------

Вариант транспортировки техники и грузов

Тельфер с лебедкой:					
тельфер	270,9	18,06	15	1,23	18,5
лебедка	292,2	14,61	20	1,23	24,6
Грузовые упоры транспортера	21,9	5,48	4	-0,55	-2,2
Упор под порог (домкрат)	45,0	5,63	8	-0,5	-4,0
Пульт управления БЛ-56 с кабелем	54,8	5,48	10	0,82	8,2
Башмаки наезда рампы	160,5	17,83	9	-0,37	-3,3
Колонка ручного привода транспортера	14,6	5,94	2,45	-0,5	-1,2
Итого. . .	859,9	12,56	68,45	0,59	40,6

ПРИМЕЧАНИЕ. Кроме того, в вес съемного оборудования входят веса швартовочных сеток, ремней и др.

Вариант транспортировки личного состава

Десантные сиденья с привязными ремнями	1080,9	11,03	98	-0,26	-25,5
--	--------	-------	----	-------	-------

Вариант парашютного десантирования грузов в штатной таре

Тельфер с лебедкой:					
тельфер	270,9	18,06	15	1,23	18,5
лебедка	292,2	14,61	20	1,23	24,6
Грузовые упоры транспортера	21,9	5,48	4	- 0,55	- 2,2
Упор под порог (домкрат)	45,0	5,63	8	- 0,5	- 4,0
Пилоны с держателями	370,5	8,233	45	- 0,63	- 28,4
Механизм уборки швартовоч-	485,2	10,783	45	0,63	- 28,4
ных лямок	703,7	19,02	37	1,19	44,0
Пульт управления БЛ-56 с ка-	54,8	5,48	10	0,82	8,2
белем					

Продолжение таблицы 2.7

Наименование весовых объектов	Р•Х, кгс•м	Х, м	Р, кгс	У, м	Р•У, кгс•м
Башмаки наезда рампы	160,5	17,83	9	- 0,37	- 3,3
Колонка ручного привода транспортера	14,6	5,95	2,45	- 0,5	- 1,2
Сигнализаторы П157ГП-0000-30			0,84		
Тросы принудительного раскрытия парашютов с кольцом выпускающего, механизм уборки вытяжных веревок	141,1	12,83	11	1,05	11,6
Ловители фалов	129,1	21,51	6	1,05	6,3
Итого...	2689,5	12,61	213,29	0,21	45,7

ПРИМЕЧАНИЕ. Кроме того, в вес съемного оборудования входит вес швартовочных лямок и др.

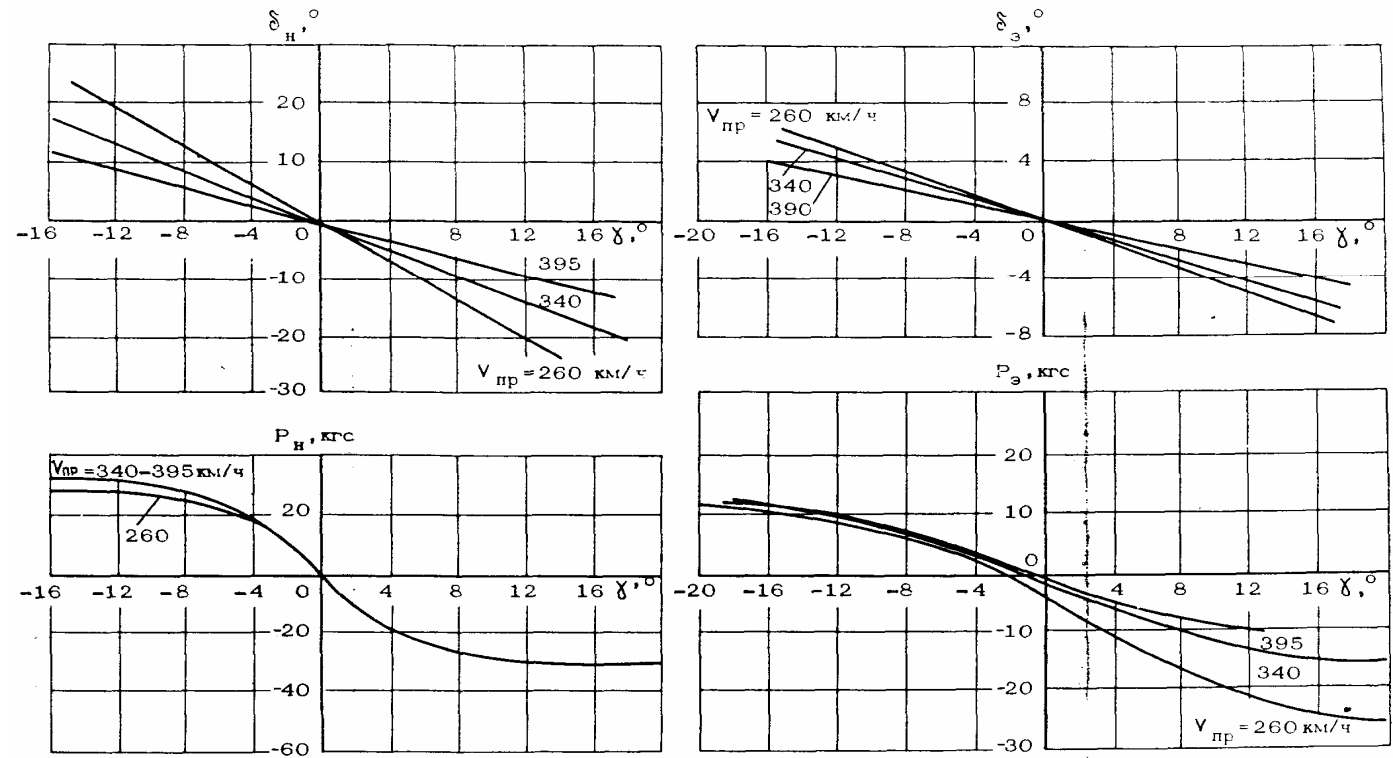
Вариант парашютного десантирования личного состава

Ограждение выпускающего	165,8	16,58	10	0	0
Десантные сиденья с привязными ремнями	1080,9	11,03	98	- 0,26	- 25,5
Тросы принудительного раскрытия парашютов с кольцом выпускающего, механизм уборки вытяжных веревок	141,1	12,83	11	1,05	11,6
Ловители фалов	129,1	21,51	6	1,05	6,3
Итого. . .	1516,9	12,14	125,0	- 0,06	- 7,6

Санитарный вариант

Больные на носилках

Санитарные стойки с санитарными лентами, привязными ремнями, кронштейнами крепления. Стол медработника	706,6	11,04	64	0,02	1,3
Бачки с дезраствором, подкладные судна, мочеприемники, поильник	38,54	4,45	8,66	- 0,64	- 5,54
Итого.....	- 745,14	- 10,25	72,66	- 0,06	- 4,24



26.8580-22

Рис. 1.21. Зависимость усилий на педалях и штурвале управления элеронами и отклонений элеронов и руля направления от угла крена при прямолинейном полете со скольжением при симметричной тяге (шасси и закрылки убраны) |

Особенности поведения самолета при отказе двигателя

Отказ одного двигателя приводит к появлению разворачивающего и кренящего моментов. Величина кренящего момента определяется суммарным действием двух факторов:

- наличием поперечной устойчивости самолета, которая вызывает появление кренящего момента в сторону отказавшего двигателя при возникновении скольжения в сторону работающего двигателя;
- значительным уменьшением подъемной силы части крыла за винтом отказавшего двигателя в связи с исчезновением дополнительной подъемной силы от обдува крыла струей винта.

Величина; разворачивающего момента (относительно вертикальной оси) обусловлена величиной асимметричной тяги двигателей .

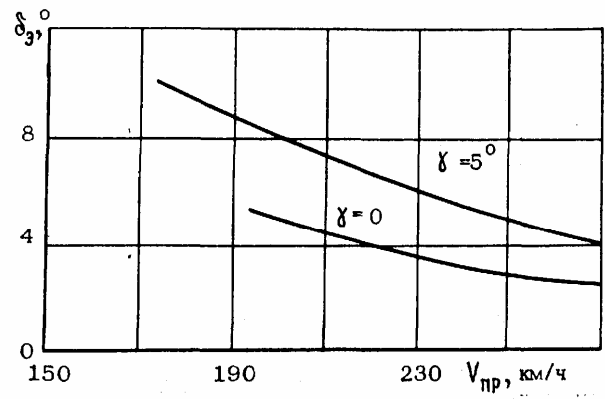
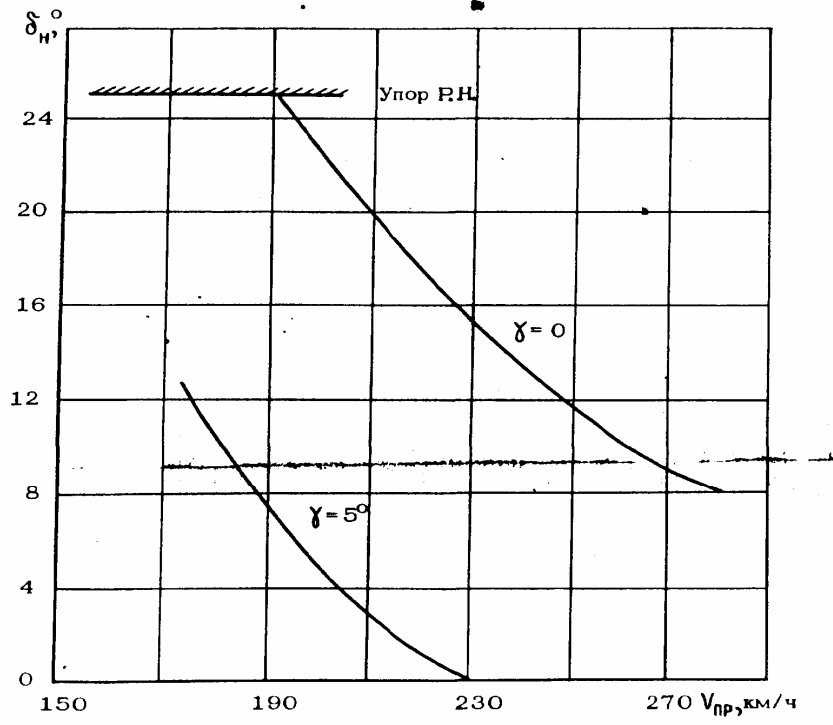
В случае отказа двигателя с последующим автоматическим флюгированием винта на взлете управляемость самолета достаточна для выдерживания прямолинейного разбега с поднятым колесом передней опоры на скорости по прибору 180 км/ч и выше, поэтому для обеспечения управляемости самолета в случае отказа двигателя скорость подъема передней опоры на разбеге должна быть не меньше 180 км/ч.

Минимальная скорость полета без крена и разворота во взлетной конфигурации с зафлюгированным винтом критического (левого) двигателя на взлетном режиме правого маршевого двигателя и номинальном режиме двигателя РУ19А-300 составляет 190 км/ч по прибору (рис. 1.22). При крене 5° в сторону работающего двигателя эффективность путевого и поперечного управления достаточна для прямолинейного полета практически до скорости сваливания.

При отказе двигателя на взлете и невмешательстве летчика в управление угол крена самолета через 5 с достигает $25-30^\circ$.

Отказ одного двигателя в наборе высоты в горизонтальном полете или при заходе на посадку с немедленным флюгированием винта отказавшего двигателя не вызывает трудностей в пилотировании самолета. Максимальные усилия на органах управления для удержания самолета от крена и разворота находятся в допустимых пределах и могут быть сняты триммерами.

В случае отказа одного двигателя на предпосадочном планировании и авторотации винта угол крена при невмешательстве летчика в управление достигает через 5 с около 25° .



26.8580-16.

Рис. 1.22. Балансировочные кривые по скорости для прямолинейного полета при асимметричной тяге (винт левого двигателя зафлюгирован, правый двигатель

работает на взлетном режиме, РУ19А-300 на номинальном режиме, $\delta_3 = 15^\circ$, $G = 22,5$ тс, $\bar{X}_T = 24,2$ % САХ, $H = 2000$ м)

Приложение 2

Инструкция по определению центровки самолета

Весовые данные

Максимальный рулежный вес.....	24230 кгс	*)
Максимальный взлетный вес	24000 кгс	
Максимальный посадочный вес	24000 кгс	
Максимальный допустимый вес загруженного самолета без топлива	22000 кгс	
Максимальный запас топлива (при $\gamma = 0,775$ г/см ³)	5500 кгс	
Максимальный вес десантной нагрузки (с учетом оборудования, установленного в счет десантной нагрузки)	5500 кгс	

ПРИМЕЧАНИЕ. При необходимости допускается максимальный вес десантной нагрузки 6300 кгс (в пределах максимально допустимого веса загруженного самолета без топлива).

Во взлетный вес самолета входят:

- вес пустого самолёта (с оборудованием в счёт десантной нагрузки);
- вес служебной нагрузки;
- вес топлива;
- вес десантной нагрузки;
- вес дополнительной нагрузки (съёмного оборудования) в зависимости от варианта применения самолета.

Вес и центровка пустого самолета изменяются по сериям, поэтому фактический вес пустого самолета и центровку брать из формуляра для каждого конкретного самолета.

Полный вес десантной нагрузки включает:

- десантную нагрузку;
- оборудование в счет десантной нагрузки, включенное в вес (указанный в формуляре) пустого самолета;
- дополнительную нагрузку (съёмное оборудование) конкретного варианта применения самолета.

Перечень и вес оборудования, установленного на самолете в счет десантной нагрузки, включенного в вес (указанный в формуляре) пустого самолета, приведены

в табл. 2.1. Перечень и вес дополнительной нагрузки (съёмного оборудования) по вариантам применения приведены в табл. 2.2.

*) Топливо, расходуемое на запуск, пробу двигателей и руление, во взлётный вес не входит.

Таблица 2.1

Наименование	Вес по сериям, кгс									
	с 03-01	с 08-02	с 09-06	с 11-03	с 14-01	с 15-01	с 16-01	с 32-05	с 57-01	с 62-01
Установка санитарного оборудования (стойки ленты и др. для обслуживания раненых)	98	18	15	15	15	15	15	15	15	15
Кислородное оборудование	125	125	75	75	75	75	65	65	65	65
Съемная часть транспортера	262	262	262	262	238	166	166	179	138	135
Электромеханизм с коробкой и пульт управления	49	49	49	36	36	36	26	26	26	26
Электрокипятильник, термос и сливной бачок	16	16	16	16	16	16	16	16	16	16
Итого...	550	470	417	404	380	308	288	301	260	257

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. С самолета №. 08-02 санитарные стойки отнесены в съемное оборудование (сняты с самолета).

2. Приведенные данные не касается самолета № 09-02

3. Состав и вес оборудования приведены по данным завода-изготовителя. Если при капитальном ремонте эти данные изменяются, к формулярам должны прикладываться уточненный перечень и весовые данные этого оборудования.

Таблица 2.2

Наименование весовых объектов	Вес, кгс
Вариант транспортировки техники и грузов Тельфер с лебедкой: тельфер - 15 кгс лебедка - 20 кгс Грузовые упоры транспортера Упор под порог (домкрат) Пульт управления БЛ-56 с кабелем Башмаки наезда рампы Колонка ручного привода транспортера	35 4 8 10 9 2,45 Итого... 68,45
ПРИМЕЧАНИЕ Кроме того, весу съемного оборудования относятся веса швартовочных сеток, ремней и др. Вариант транспортировки личного состава Десантные сиденья с привязными ремнями	98

Вариант парашютного десантирования ГРУЗОВ в штатной таре	
Тельфер с лебедкой:	35
тельфер - 15 кгс	
лебедка - 20 кгс	
Грузовые упоры транспортера	4
Упор под порог (домкрат)	8
Пилоны с держателями:	90
передние - 45 кгс	
задние - 45 кгс	
Механизм уборки швартовочных лямок	37
Пульт управления БЛ-56 с кабелем	10
Башмаки наезда рампы	9
Колонка ручного привода транспортера	2,45
Сигнализаторы П157ГП-0000-30	0,84
Тросы принудительного раскрытия парашютов с кольцом выпускающего, механизм уборки вытяжных веревок	11
Ловители фалов	6
	Итого... 213,29

ПРИМЕЧАНИЕ. Кроме того, к весу съемного оборудования относится вес швартовочных лямок и др.

Продолжение таблицы 2.2

Наименование весовых объектов	Вес, кгс
Вариант парашютного десантирования личного состава	
Ограждение выпускающего	10
Десантные сиденья с привязными ремнями	98
Тросы принудительного раскрытия парашютов с кольцом выпускающего, механизм уборки вытяжных веревок	11
Ловители фалов	6
	Итого... 125

Санитарный вариант	
Больные на носилках	
Санитарные стойки с санитарными лентами, привязными ремнями, кронштейнами крепления, стол медработника	64
Бачки с дезраствором, подкладные судна, мочеприемники, поильник	8,66
	Итого... 72,66
На бортовых сиденьях	
Десантные сиденья с привязными ремнями	98
Бачки с дезраствором, подкладные судна, мочеприемники, поильник	8,66
	Итого... 106,66

Центровочные данные

Эксплуатационные центровки при выпущенном шасси:

- предельно передняя - 15 % САХ;
- предельно задняя - 33 % САХ.

ПРИМЕЧАНИЯ: I. После выброски грузов и парашютистов в воздухе, а также при перегонке самолета возможны посадки (при повышенном внимании летчика) с центровкой не меньше 12,7 % САХ (шасси выпущено), что соответствует 8,8 % САХ (шасси убрано). Для получения центровки перед посадкой 15 % САХ и более рекомендуется одному или двум членам экипажа перейти в хвостовую часть грузовой кабины.

2. При отказе в работе транспортера в момент нахождения грузов в заднем положении центровка самолета может достигать 42 % САХ. Посадку с центровкой 42 % САХ выполнять (при повышенном внимании летчика), не допуская резких перемещений штурвала.

Если взлетные центровки при выпущенном шасси находятся в пределах от 20 до 32 % САХ, а вес и центровка в полете будут изменяться только от выработки топлива, расчет посадочных центровок можно не производить.

При выработке максимального запаса топлива центровка смещается:

- при взлетных центровках, близких к предельно передней, до 4 % САХ вперед;
- при взлетных центровках, близких к предельно задней, до 1 % САХ назад. При уборке шасси центровка самолета перемещается вперед:

- для шасси с колесами КТ-94/2 от 2,33 до 3,6 % САХ (в зависимости от веса самолета);

- для шасси с колесами КТ-157 от 2,6. до 3,87 % САХ (в зависимости от веса самолета). Изменение центровки вследствие уборки шасси показано на рис. 2.1.

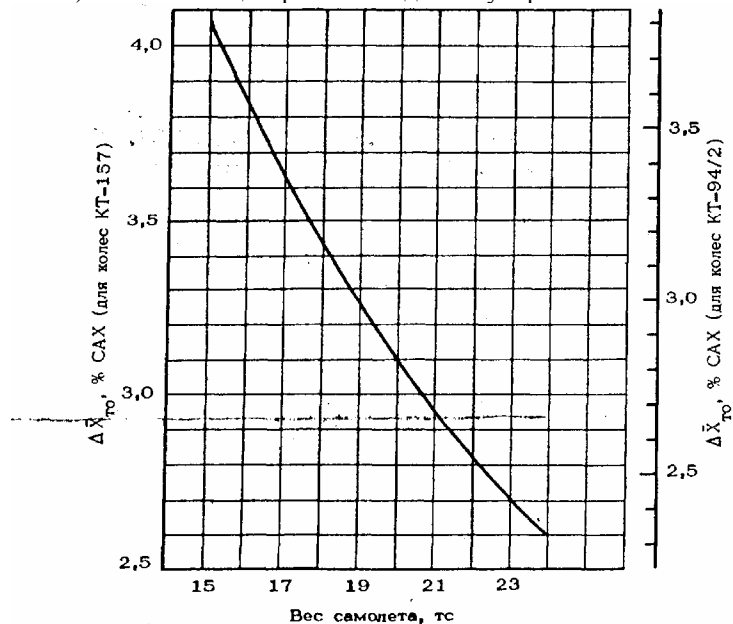


Рис. 2.1. Влияние уборки шасси на центровку в зависимости от веса самолета

Сдвиг рампы смещает центровку самолета вперед:

- при наименьшем полетном весе на 1,6 % САХ;
- при наибольшем полетном весе на 1,13 % САХ.

Пустой самолет взвешивается и центруется с оборудованием, установленным в счет десантной нагрузки.

В формуляр самолета заносятся вес, центровка и индекс пустого самолета с установленным в счет десантной нагрузки оборудованием.

Перед взвешиванием на самолет устанавливается:

- аптечка;
- узлы крепления стоек, лент и другого санитарного оборудования;
- мочеприемники и судна (без готовых изделий);
- гнездо поильника;
- два кислородных баллона на 150 кгс/см с креплением;
- два переносных кислородных баллона КБ-2 с прибором КП-21 и маской КМ-15И;

- электрокипятильник, термос и сливной бачок;
- съемная часть транспортера.

При взвешивании не устанавливается:

- съемное оборудование (дополнительная нагрузка), используемое в различных вариантах применения самолета;
- швартовочные приспособления;
- все виды оборудования и приспособлений для наземного обслуживания самолета.

Определение центровки по способу моментов

Системы координат:

- основная система координат XOY : начало координат - проекция передней точки-носки фюзеляжа на строительную горизонталь самолета; ось X совпадает со строительной горизонталью и направлена назад, ось Y перпендикулярна строительной горизонтали и направлена вверх;

- крыльевая система X_0OY_0 : ось X_0 проходит от носка CAH по хорде, ось Y_0 направлена от носка вниз перпендикулярно хорде;

X_B и Y_B - координаты носка средней аэродинамической хорды крыла в системе координат XOY ;

X_T и Y_T - координаты центра тяжести самолета в системе координат XOY ;

X_{T_0} и Y_{T_0} - координаты центра тяжести самолета в системе координат X_0OY_0 ;

\bar{X}_{T_0} - центровка в процентах CAH ;

β_{CAH} - длина средней аэродинамической хорды (CAH) крыла ($\beta_{CAH} = 2813$ мм);

β_0 - корневая хорда крыла ($\beta_0 = 3500$ мм);

α_0 - угол в плоскости симметрии самолета между CAH и строительной горизонталью самолета ($\alpha_0 = 3^\circ$).

Величина и положение средней аэродинамической хорды (CAH) показаны на рис. 2.2, схема разбивки шпангоутов фюзеляжа - на рис. 2.3.

Вес, координаты и моменты служебной нагрузки приведены в табл. 2.3.

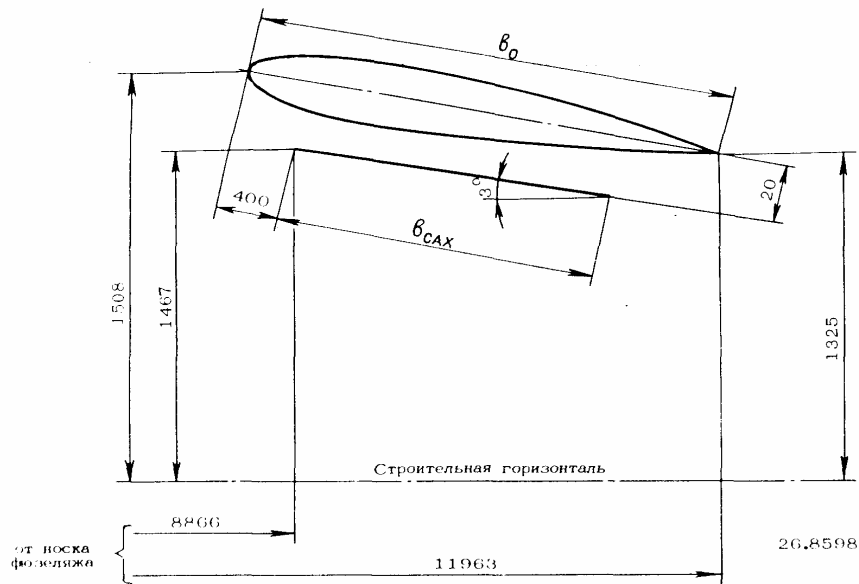
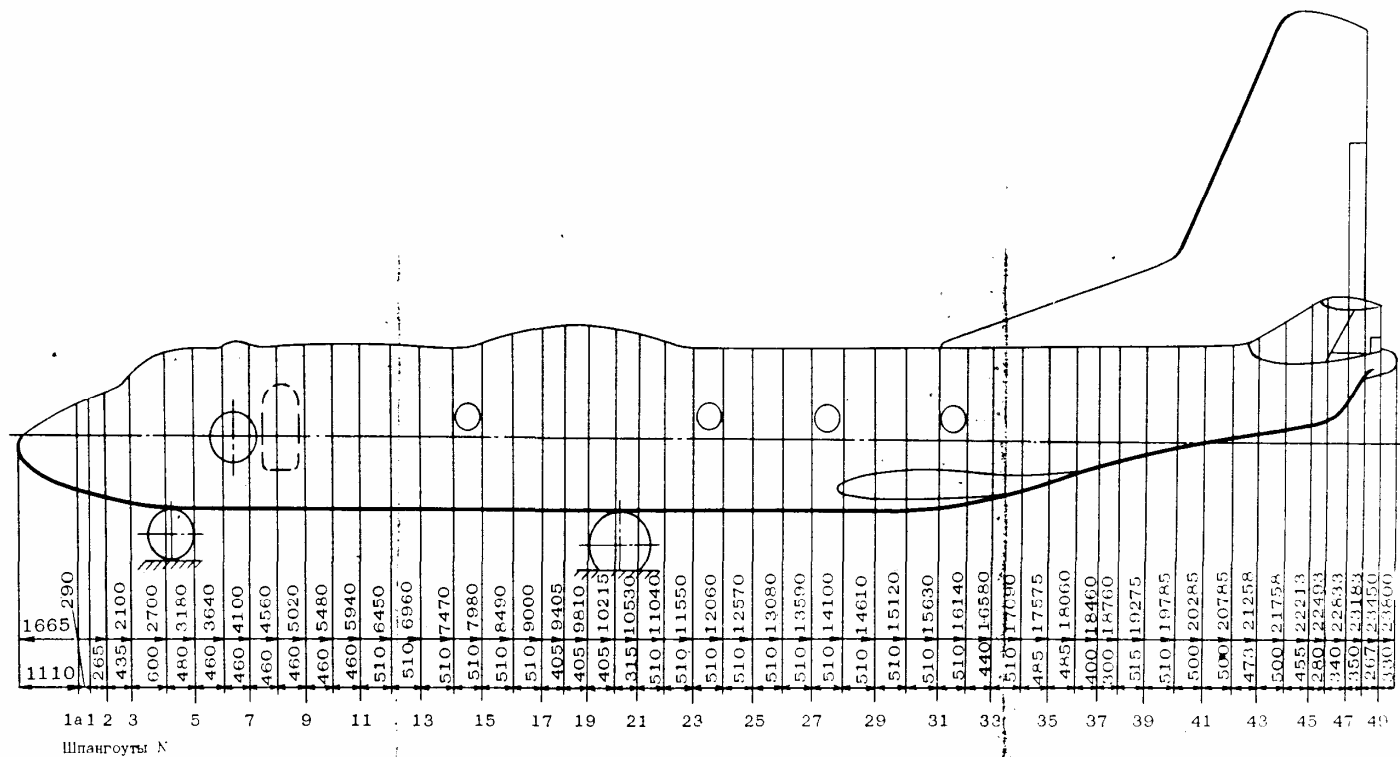


Рис. 2.2, Схема расположения САХ крыла

ПРИМЕЧАНИЕ. При перевозке десантников полная заправка кислородных баллонов равна 8,7 кгс.

Для самолетов до № 16-01 в вес служебной нагрузки дополнительно включается вес химикатов и воды для туалета в соответствии с табл. 2.4.

Вес и координаты центра тяжести топлива в крыле (эксплуатационная заправка при $\gamma = 0,775 \text{ г/см}^3$) приведены в табл. 2.5 и 2.6; координаты центра тяжести топлива X и Y в зависимости от количества заправленного топлива в табл. 2.5;



26.8500

Рис. 2.3. Схема расположении шпангоутов фюзеляжа

Таблица 2.3

Наименование весовых объектов	Р•Х, кгс • м	Х, м	Р, кгс	У, м	Р•У, кгс • м
Экипаж 5 человек:	1454,40	3,232	450	0,081	36,45
- летчики (2 чел.)	493,2	2,74	180	0,38	68,4
- штурман	351,9	3,91	90	- 0,275	- 24,75
- борттехник	291,6	3,24	90	- 0,02	- 1,8
- радист	317,7	3,53	90	- 0,06	- 5,4
Масло:	721,49		101		59,55
для АИ-24ВТ	656,45	6,91	95	0,57	54,15
для РУ19А-300	65,04	10,84	6	0,9	5,4
Кислород для экипажа	37,8	5,4	7	- 0,5	- 3,5
Служебная нагрузка	2213,69	3,967	558	0,166	92,5

Таблица 2.4

Наименование весовых объектов	Р•Х, кгс•м	Х, м	Р, кгс	У, м	Р•У, кгс•м
Химикаты для туалета	30,16	5,027	6	- 0,51	- 3,06
Вода для туалета	47,5	4,75	10	0,55	5,5
Служебная нагрузка (включая нагрузку по табл. 2.3)	2291,35	3,992	574	0,165	94,94

Таблица 2.5

Вес топлива Р, кгс	Х, м	Р•Х, кгс•м	У, м	Р•У, Кгс•м
240	9,818	2356,3	1,29	309,6
400	9,798	3919,2	1,323	529,2
600	9,772	5863,2	1,356	813,6
800	9,752	7801,6	1,414	1131,2
1000	9,715	9715	1,448	1448

Продолжение таблицы 2.5

Вес топлива Р, кгс	Х, м	Р•Х, кгс•м	У, м	Р•У кгс•м
1200	9,735	11682	1,422	1706,4
1400	9,757	13659,8	1,403	1964,2
1600	9,772	15635,2	1,401	2241,6
1800	9,776	17596,8	1,418	2552,4
2000	9,775	19550,0	1,420	2840
2200	9,772	21498,4	1,425	3135
2400	9,765	23436,0	1,435	3444
2600	9,754	25360,4	1,445	3757
2800	9,735	27258,0	1,462	4093,6
3000	9,738	29214,0	1,468	4404
3200	9,753	31209,6	1,452	4646,4
3400	9,756	33170,4	1,444	4909,6
3600	9,749	35096,4	1,438	5176,8
3800	9,736	36996,8	1,434	5449,2
4000	9,726	38904,0	1,431	5724,0
4200	9,717	40811,4	1,432	6014,4
4400	9,713	42737,2	1,434	6309,4
4600	9,708	44656,8	1,437	6610,2
4800	9,705	46584,0	1,441	6916,8
5000	9,701	48605,0	1,445	7225,0
5200	9,699	50434,8	1,452	7550,4
5500	9,696	53327,6	1,460	8029,2

Таблица 2.6

Наименование весовых объектов	Р•Х, кгс•м	Х, м	Р, Кгс	У, м	Р•У, кгс•м
----------------------------------	---------------	---------	-----------	---------	---------------

Полная емкость топливных баков (с учетом 3 % недозаправки на тепловое расширение).	53327,6	9,696	5500	1,460	8029,2
В том числе:					
бак-отсек № 3а	10195,5	9,710	1050	1,451	1523,6
бак-отсек № 3	18232,5	9,750	1870	1,477	2762,0
мягкие баки	24899,6	9,651	2580	1,451	3743,6

Вес, координаты и моменты дополнительной нагрузки (съёмного оборудования) в зависимости от варианта применения самолета приведены в табл. 2.7.

Таблица 2.7

Наименование весовых объектов	P•X, кгс•м	X, м	P, Кгс	У, м	P•У кгс•м
-------------------------------	---------------	---------	-----------	---------	--------------

Вариант транспортировки техники и грузов

Тельфер с лебедкой:					
тельфер	270,9	18,06	15	1,23	18,5
лебедка	292,2	14,61	20	1,23	24,6
Грузовые упоры транспортера	21,9	5,48	4	-0,55	-2,2
Упор под порог (домкрат)	45,0	5,63	8	-0,5	-4,0
Пульт управления БЛ-56 с кабелем	54,8	5,48	10	0,82	8,2
Башмаки наезда рампы	160,5	17,83	9	-0,37	-3,3
Колонка ручного привода транспортера	14,6	5,94	2,45	-0,5	-1,2
Итого. . .	859,9	12,56	68,45	0,59	40,6

ПРИМЕЧАНИЕ. Кроме того, в вес съёмного оборудования входят веса швартовочных сеток, ремней и др.

Вариант транспортировки личного состава

Десантные сиденья с привязными ремнями	1080,9	11,03	98	-0,26	-25,5
--	--------	-------	----	-------	-------

Вариант парашютного десантирования грузов в штатной таре

Тельфер с лебедкой:					
тельфер	270,9	18,06	15	1,23	18,5
лебедка	292,2	14,61	20	1,23	24,6
Грузовые упоры транспортера	21,9	5,48	4	- 0,55	- 2,2
Упор под порог (домкрат)	45,0	5,63	8	- 0,5	- 4,0
Пилоны с держателями	370,5	8,233	45	- 0,63	- 28,4
Механизм уборки швартовочных лямок	485,2	10,783	45	0,63	- 28,4
Пульт управления БЛ-56 с кабелем	703,7	19,02	37	1,19	44,0
	54,8	5,48	10	0,82	8,2

Продолжение таблицы 2.7

Наименование весовых объектов	Р•Х, кгс•м	Х, м	Р, кгс	У, м	Р•У, кгс•м
Башмаки наезда рампы	160,5	17,83	9	- 0,37	- 3,3
Колонка ручного привода транспортера	14,6	5,95	2,45	- 0,5	- 1,2
Сигнализаторы П157ГП-0000-30			0,84		
Тросы принудительного раскрытия парашютов с кольцом выпускающего, механизм уборки вытяжных веревок	141,1	12,83	11	1,05	11,6
Ловители фалов	129,1	21,51	6	1,05	6,3
Итого...	2689,5	12,61	213,29	0,21	45,7

ПРИМЕЧАНИЕ. Кроме того, в вес съемного оборудования входит вес швартовочных лямок и др.

Вариант парашютного десантирования личного состава

Ограждение выпускающего	165,8	16,58	10	0	0
Десантные сиденья с привязными ремнями	1080,9	11,03	98	- 0,26	- 25,5
Тросы принудительного раскрытия парашютов с кольцом выпускающего, механизм уборки вытяжных веревок	141,1	12,83	11	1,05	11,6
Ловители фалов	129,1	21,51	6	1,05	6,3
Итого. . .	1516,9	12,14	125,0	- 0,06	- 7,6

Санитарный вариант

Больные на носилках

Санитарные стойки с санитарными лентами, привязными ремнями, кронштейнами крепления. Стол медработника	706,6	11,04	64	0,02	1,3
Бачки с дезраствором, подкладные судна, мочеприемники, поильник	38,54	4,45	8,66	- 0,64	- 5,54
Итого.....	- 745,14	- 10,25	72,66	- 0,06	- 4,24

Продолжение таблицы 2.7

Наименование весовых объектов	Р•Х, кгс•м	Х, м	Р, кгс	У, м	Р•У, кгс•м
-------------------------------	---------------	---------	-----------	---------	---------------

Санитарный вариант

Больные на бортовых сиденьях

Десантные сиденья с привязными ремнями	1080,9	11,03	98	- 0,26	25,5
Бачки с дезраствором, подкладные судна, мочеприемники, поильник	38,54	4,45	8,66	- 0,64	- 5,54
Итого. . .	1119,44	10,5	106,66	- 0,29	- 31,04
ПРИМЕЧАНИЕ. Баллоны НГ могут быть установлены в любом варианте	554,9	10,88	51	0,62	31,62

Расчет центровки по способу моментов

Расчет центровки самолета производить в следующем порядке :

1. Внести в типовую таблицу все весовые объекты, их вес и координаты.

ПРИМЕЧАНИЕ. Для облегчения определения координат центра тяжести, нагрузки и оборудования (дополнительного) прилагается схема фюзеляжа Ан-26 (см. рис. 2.3).

2. Подсчитать статические моменты $P \cdot X$ и $P \cdot Y$.
3. Просуммировать (с учетом знаков) моменты $P \cdot X$ и $P \cdot Y$, а также веса.
4. Определить координаты центра тяжести загруженного самолета X_T и Y_T в метрах по формулам:

$$X_T = \frac{\sum P \times X}{\sum P}; \quad Y_T = \frac{\sum P \times Y}{\sum P};$$

5. Определить координату X_{T_0} центра тяжести загруженного самолета в крыльевой системе координат $X_{T_0} = X_T - X_B + (Y_B - Y_T) \times \sin \alpha_0$;
6. Определить центровку загруженного самолета в процентах САХ

$$\bar{X}_{T_0} = \frac{X_{T_0}}{\beta_{САХ}} \times 100. \%$$

Учет влияния уборки шасси, выработки топлива и сдвига ramпы на положение центра тяжести самолета

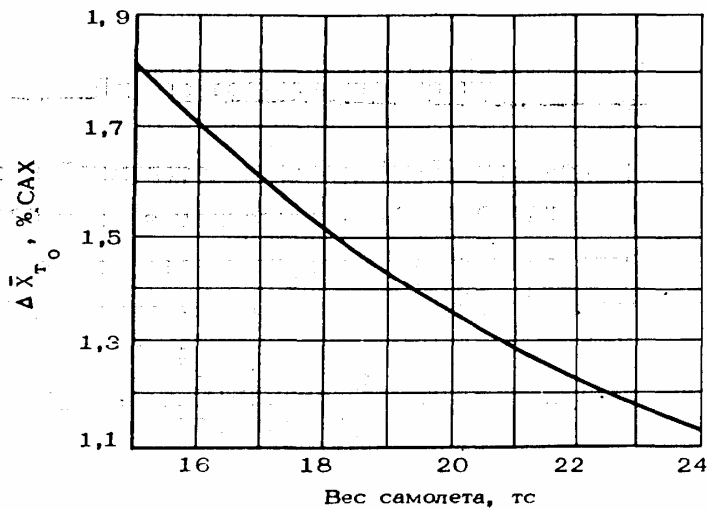
1. Для учета влияния уборки и выпуска шасси на взлете и посадке произвести изменение статических моментов $P \cdot X$ и $P \cdot Y$:

а) на самолетах с колесами КТ-94/2 при уборке шасси момент $P \cdot X$ уменьшается на 1510 кгс•м, а момент $P \cdot Y$ увеличивается на 1590 кгс•м;

б) на самолете с колесами КТ-157 при уборке шасси момент $P \cdot X$ уменьшается на 1652 кгс•м, а момент $P \cdot Y$ увеличивается на 1724 кгс•м.

2. Для учета влияния выработки топлива на центровку рассчитать полетные центровки для нескольких значений количества топлива вплоть до остатка топлива на посадке. Для нахождения центра тяжести топлива при различных его количествах пользоваться табл. 2.5.

3. Для учета влияния сдвига ramпы на центровку самолета момент $P \cdot X$ уменьшить на 782 кгс•м, а момент $P \cdot Y$ на 253,5 кгс•м. Влияние сдвига ramпы на центровку можно определить по графику рис. 2.4.



26.8580-41

Рис. 2.4. Влияние сдвига рампы на центровку в зависимости от полетного веса самолета

Пример расчета центровки

Допустим, что в формуляре самолета Ан-26 дан вес пустого самолета с колесами КТ-94/2, равный 15730 кгс, а центровка - 20,48 % САХ.

Для теоретического расчета центровки необходимо знать координаты X_T и Y_T пустого самолета. Значение Y_T принимаем равным 0,682 м. Значение X_T определяется по формуле:

$$X_T = \frac{\bar{X}_{T_0} \times \beta_{САХ}}{100 \times \cos \alpha_0} + X_B - (Y_B - Y_T) \times \operatorname{tg} \alpha_0 ;$$

При $\bar{X}_{T_0} = 20,48 \%$ САХ (шасси выпущено)

$$\begin{aligned} X_T &= \frac{20,48 \times 2,813}{100 \times 0,9986} + 8,866 - (1,467 - 0,682) \times 0,0524 = \\ &= 0,5769 + 8,866 - 0,785 \times 0,0524 = 9,402 \text{ м} \end{aligned}$$

Дальнейший расчет производить, как указано в табл. 2.8.

Таблица 2.8

Наименование весовых объектов	Р•Х, кгс•м	Х, м	Р, кгс	У, м	Р•У, кгс•м
Самолет перед взлетом шасси выпущено)	229312,57	9,555	24000	0,572	13739,32
Пустой самолет (шасси выпущено)	147893,46	9,402	15730	0,682	10727,86
Служебная нагрузка	2291,35	3,992	574	0,165	94,94
Экипаж (5 чел.):	1454,40	3,232	450	0,081	36,45
два летчика	493,20	2,740	180	0,380	68,40
штурман	351,90	3,910	90	-0,275	-24,75
борттехник	291,60	3,240	90	-0,020	-1,80
радист	317,70	3,530	90	-0,060	-5,40
Масло:	721,70		101		59,55
для АИ-24ВТ	656,45	6,91	95	0,57	54,15
для РУ19А-300	65,04	10,84	6	0,90	5,40
Кислород для экипажа	37,80	5,40	7	-0,50	-3,50
Химикаты для туалета	30,16	5,027	6	-0,51	-3,06
Вода для туалета	47,50	4,75	10	0,55	5,50
Десантная нагрузка:	42630		4000		-2200
груз № 1	3900	6,50	600	-0,55	-330
груз № 2	4710	7,85	600	-0,55	-330
груз № 3	4600	9,20	500	-0,55	-275
груз № 4	5200	10,40	500	-0,55	-275
груз № 5	5850	11,70	500	-0,55	-275
груз № 6	6450	12,90	500	-0,55	-275
груз № 7	5704	14,26	400	-0,55	-220

Продолжение таблицы 2.8

Наименование весовых объектов	Р•Х, кгс•м	Х, м	Р, кгс	У, м	Р•У, кгс•м
груз № 8	6216	15,24	400	-0,55	-220
Топливо	34547,79	9,751	3543	1,439	5098,38
Механизм уборки швартовочных лямок	817,86	19,02	43	1,19	51,17
Лебедка БЛ-56	241,64	13,93	19,5	1,23	23,99
Балочные держатели БД-34 (съёмные):	860,47		90,5		-57,02
два передних	372,54	8,233	45,25	-0,63	-28,51
два задних	487,93	10,783	45,25	-0,63	-28,51

$$X_{T_0} = X_T - X_B + (Y_B - Y_T) \times \sin \alpha_0 = 9,555 - 8,866 + (1,467 - 0,572) \times 0,0523 = 0,736 \text{ м};$$

$$\bar{X}_{T_0} = \frac{X_{T_0}}{\beta_{САХ}} \times 100.\% = \frac{0,736}{2,813} \times 100.\% = 26,16 \% \text{ САХ (шасси выпущено)}.$$

Для учета влияния уборки шасси к статическим моментам Р•Х и Р•У взлетного веса самолета (шасси выпущено) прибавить соответственно Р•Х = - 1510 кгс•м и Р•У= 1590 кгс•м. Получаем результат, приведенный в табл. 2.9.

Таблица 2.9

Наименование весовых объектов	Р•Х, кгс•м	Х, м	Р, кгс	У, м	Р•У, кгс•м
Самолет в полете (шасси убрано)	227802,57	9,492	24000	0,639	15329,32
Самолет перед взлетом (шасси выпущено)	229312,57	99,55	24000	0,572	13739,32
Влияние уборки шасси	-1510	5			1590

$$X_{T_0} = X_T - X_B + (Y_B - Y_T) \times \sin \alpha_0 = 9,492 - 8,866 + (1,467 - 0,639) \times 0,0523 = 0,669 \text{ м};$$

$$\bar{X}_{T_0} = \frac{X_{T_0}}{\beta_{САХ}} \times 100.\% = \frac{0,669}{2,813} = 23,78 \text{ САХ (шасси убрано)}.$$

Определим, например, центровку самолета после выработки 2743 кгс топлива.

По табл. 2.5 находим координаты центра тяжести оставшихся 800 кгс топлива и рассчитываем вес и центровку с оставшимся количеством топлива, как указано в табл. 2.10,

Таблица 2.10

Наименование весовых объектов	Р•Х, кгс•м	Х, м	Р, кгс	У, м	Р•У, кгс•м
-------------------------------	------------	------	--------	------	------------

Самолет в полете после выработки топлива (шасси убрано)	201056,38	9,458	21257	0,534	11362,74
Пустой самолет (шасси выпущено)	147893,46	9,402	15730	0,682	10727,86
Служебная нагрузка	2291,35	3,992	574	0,165	94,94
Топливо	7801,6	9,752	800	1,414	1131,2
Десантная нагрузка	42630		4000		-2200
Механизм уборки швартовочных лямок	817,86	19,02	43	1,19	51,17
Лебедка БЛ-56	271,64	3,93	19,5	1,23	23,99
Балочные держатели (съёмные)	860,47		90,5		-57,02
Влияние уборки шасси	-1510				1590

$$X_{T_0} = X_T - X_B + (Y_B - Y_T) \times \sin \alpha_0 = 9,458 - 8,866 + (1,467 - 0,534) \times 0,0523 = 0,641 \text{ м};$$

$$\bar{X}_{T_0} = \frac{X_{T_0}}{\beta_{CAH}} \times 100\% = \frac{0,641}{2,813} = 22,79\% \text{ САХ (шасси убрано).}$$

Результаты определения центровки самолета в полете при открытом положении ramпы приведены в табл. 2.11.

Таблица 2.11

Наименование весовых объектов	P•X, кгс•м	X, кгс•м	P, кгс	Y, м	P•Y, кгс•м
Самолет в полете (шасси убрано, ramпа в открытом положении)	200274,38	9,422	21257	0,523	11109,24
Самолет в полете (шасси убрано)	201056,38	9,458	21257	0,534	11362,74
Влияние сдвига ramпы	-782				-253,5

$$X_{T_0} = X_T - X_B + (Y_B - Y_T) \times \sin \alpha_0 = 9,422 - 8,866 + (1,467 - 0,523) \times 0,0523 = 0,605 \text{ м};$$

$$\bar{X}_{T_0} = \frac{X_{T_0}}{\beta_{CAH}} \times 100\% = 21,51\% \text{ САХ (шасси убрано, ramпа в откры -}$$

том положении).

При расчете центровки самолета на посадке учитывать влияние выпуска шасси, выработки топлива, выброса грузов и т.п.

Предположим, что в приведенном примере на посадке выработано все топливо (за исключением АНЗ 580 кгс), шасси выпущено и 4000 кгс груза находится в грузовой кабине Порядок расчета приведен в табл. 2.12.

Таблица 2.12

Наименование весовых объектов	Р•Х, кгс•м	Х, м	Р, кгс	У, м	Р•У, кгс•м
Самолет на посадке (шасси выпущено)	26049977	-9,528	21037	0,448	9425,68
Пустой самолет (шасси выпущено)	147893,46	9,402	15730	0,682	10727,86
Служебная нагрузка	2291,35	3,992	574	0,165	94,94
Топливо	5668,92	9,774	580	1,353	784,74
Десантная нагрузка	42630		4000		-2200
Механизм уборки швартовочных лямок	817,86	19,02	43	1,19	51,17
Лебедка БЛ-56	271,64	13,93	19,5	1,23	23,99
Балочные держатели БД-34 (съёмные)	860,47		90,5		-57,02

$$X_{T_0} = X_T - X_B + (Y_B - Y_T) \times \sin \alpha_0 = 9,528 - 8,866 + (1,467 - 0,448) \times 0,0523 = 0,715 \text{ м};$$

$$\bar{X}_{T_0} = \frac{X_{T_0}}{\beta_{САХ}} \times 100. \% \quad X = 25,42 \% \text{ САХ (шасси выпущено).}$$

Расчет центровки с помощью центровочной линейки

С помощью центровочной линейки можно легко и быстро определить:

- центровку самолета при принятом расположении грузов;
- необходимое расположение центровочного (перемещаемого) груза для получения заранее заданной центровки;
- изменение центровки при уборке и выпуске шасси и сдвиге ramпы,
- изменение центровки от снятия, перестановки и установки оборудования самолета по всей его длине (т.е. в пределах грузовой кабины, носовой и хвостовой частей фюзеляжа);
- изменение центровки при выбросе грузов;
- изменение центровки по мере выработки топлива. Линейка имеет шкалы суммирования, с помощью которых можно определить вес загруженного самолета.

Линейка состоит из корпуса, движка и бегунка. На лицевой и тыльной сторонах корпуса и движка нанесены шкалы.

Определение веса загруженного самолета и расчет центровки производятся по шкалам на лицевой стороне линейки.

Центровка загруженного самолета определяется по конечному положению визирной линии бегунка и весу загруженного самолета на тыльной стороне линейки.

Лицевая сторона линейки

На лицевой стороне линейки (рис. 2.5) расположены следующие шкалы и номограммы. I. В нижней части линейки на корпусе и движке имеются шкалы сложения, по которым определяется взлетный (посадочный) вес самолета. Нуль шкалы сложения на движке устанавливается на деление шкалы на корпусе, соответствующее весу снаряженного самолета. Затем последовательным прибавлением (с помощью движка и бегунка) к весу снаряженного самолета весов всех видов нагрузки определяется вес загруженного самолета. Цена деления на этих шкалах равна 100 кгс.

Вес снаряженного самолета больше веса пустого самолета (взятого из формуляра) на 558 кгс для самолетов с № 16-01 и на 574 кгс - для самолетов до № 16-01. В вес снаряжения входит вес, кгс:

	с № 16-01	до № 16-01
Два летчика	180	180
Штурман	90	90
Радист	90	90
Борттехник	90	90
Масло:	101	101
.....для АИ-24ВТ	95	95
.....для РУ19А-300	6	6
Кислород для экипажа	7	7
Химикаты для туалета		6
Вода для туалета		10
	Итого... 558	574

ПРИМЕЧАНИЕ. При перевозке десантников или раненых полная заправка кислородом равна 8,7 кгс.

2. В верхней части линейки на корпусе расположена шкала индексов снаряженного самолета. Цена деления шкалы I см. Индекс снаряженного самолета при весе снаряжения 558 кгс на 14,1 см меньше индекса пустого самолета.

Для определения индекса снаряженного самолета индекс пустого самолета брать из формуляра самолета или с вкладыша на футляре линейки.

3. На лицевой стороне движка имеется три основные номограммы для "загрузки" любого груза на любой дистанции грузовой кабины (дистанция в грузовой кабине отсчитывается так, как указано на рис. 2.6.).

Слева расположена треугольная номограмма. С помощью этой номограммы можно "загрузить" грузы на дистанции от 2 до 8 м. Причем началом отсчета на линейке дистанций от 2 до 5 м является крайняя правая наклонная линия, а дистанций от 5 до 8 м - крайняя левая наклонная линия. Соответственно под этой номограммой даны стрелки направления отсчета и цифры веса "загруженных" грузов. Каждая наклонная линия имеет два значения веса. При отсчете справа вес читается по правым числам, а при отсчете слева - по левым числам.

В средней части движка расположена трапециевидная номограмма. С помощью этой номограммы "загружаются" грузы на дистанциях от 0 до 2 м (начало отсчета - правая наклонная линия, направление отсчета влево показано стрелкой вниз, вес грузов задается на нижней шкале) и на дистанциях от 8 до 10 м (начало отсчета - левая наклонная линия, направление отсчета вправо показано стрелкой вверх, вес грузов задается на верхней шкале). Справа расположена трапециевидная номограмма, с помощью которой "загружаются" грузы на дистанциях от 10 до 13 м (начало отсчета - левая вертикальная линия, направление отсчета вправо показано стрелкой вверх, вес грузов можно задавать по верхней и по нижней шкалам).

4. В верхней части лицевой стороны движка имеются следующие шкалы:

- "ТОПЛИВО" - для учета влияния на центровку фактически заправленного топлива, цена деления на шкале 200 кгс;
- "ЗСЗ" - для учета погрузки на самолет задней подвески бомб с бомбодержателями, цена деления на шкале 100 кгс;
- "ПСЗ" - для учета погрузки на самолет передней подвески бомб с бомбодержателями, цена делений на шкале 200 кгс;
- "ДОП. НАГРУЗКА" - для учета влияния на центровку дополнительной нагрузки: лебедки с тельфером, механизма уборки швартовочных лямок.

Направления отсчета показаны стрелками для каждой шкалы.

Дополнительную нагрузку (съемное оборудование) в каждом конкретном варианте применения учитывать по шкалам для грузов, используя дистанции, приведенные в табл. 2.13.

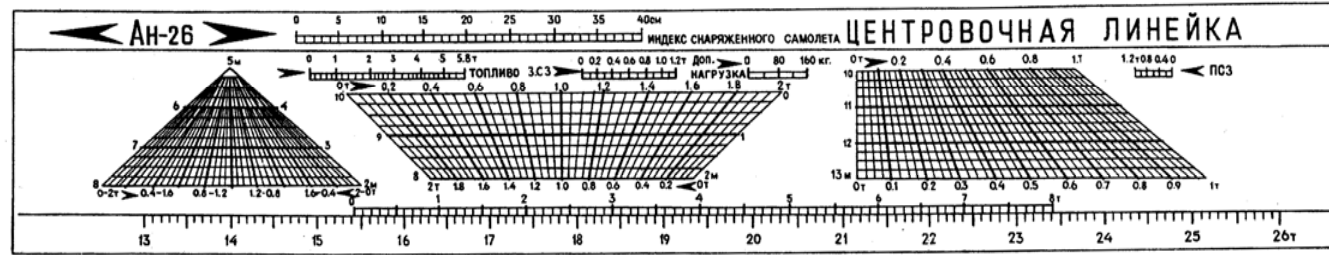


Рис. 2.5. Лицевая сторона линейки и движка

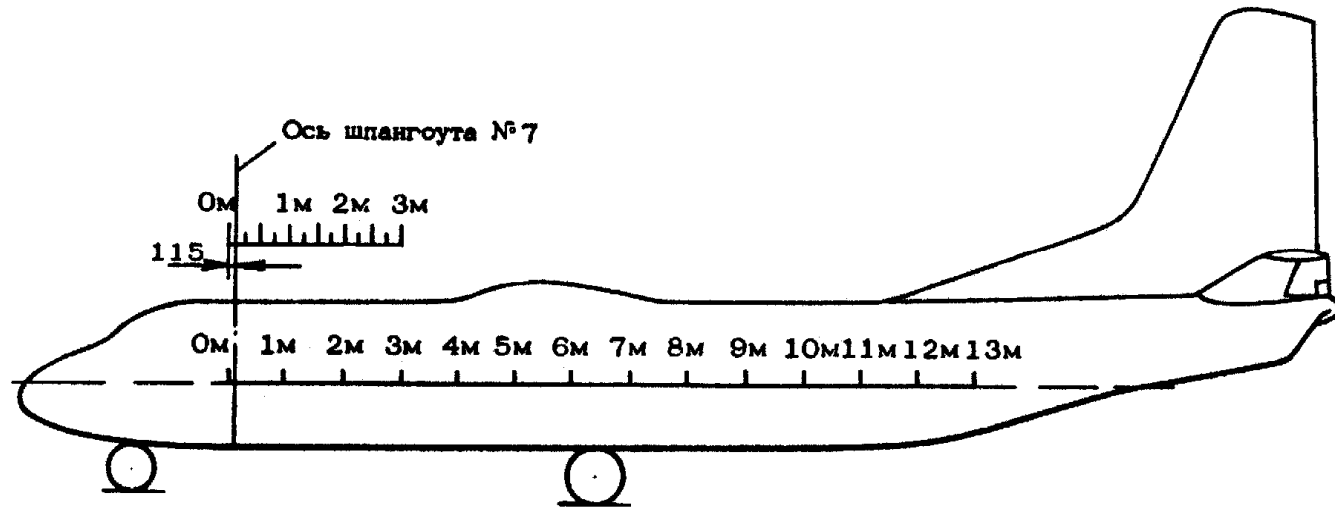


Рис. 2.6. Схема шкалы дистанций грузовой кабины

ПРИМЕЧАНИЕ. Средства швартовки (сетки, ремни, ляжки и др). относятся к весу съемного оборудования.

Таблица 2.13

Наименование варианта	Вес дополнительной нагрузки, кгс	Дистанция, м
Вариант транспортировки техники и грузов	68,45	8,58
Вариант транспортировки личного состава -	98	7,05
Вариант парашютного десантирования грузов в штатной таре	213,29	8,62
Вариант парашютного десантирования личного состава	125,0	8,15
Санитарный вариант:на носилках	72,66	6,26
.....на бортовых сиденьях	106,66	6,52
Установка баллонов НГ	51,0	6,9

Тыльная сторона линейки

На тыльной стороне линейки (рис. 2.7) расположены номограммы, позволяющие определить:

- центровку загруженного самолета по конечному положению визирной линии бегунка при данном взлетном (посадочном) весе. Эта операция производится после "загрузки" последнего груза с помощью шкал на лицевой стороне линейки;
- влияние на центровку положения шасси при различных взлетных весах;
- на сколько при каждом взлетном весе самолета необходимо передвинуть груз весом 100 кгс, чтобы изменить центровку самолета на 1 % САХ.

ПРИМЕЧАНИЕ. На номограмме центровок загруженного самолета незаштрихованной оставлена зона эксплуатационных центровок (15-33 % САХ).

Лицевая сторона линейки при перевернутом движке

Слева на движке (рис. 2.8) даны номограммы для учета влияния на центровку установки или снятия грузов (оборудования) вне пределов грузовой кабины при выполнении спецполетов. Расчет с помощью этих номограмм аналогичен расчету по основным "загрузочным" номограммам лицевой стороны движка. Дистанции на этих номограммах обозначены номерами шпангоутов носовой и хвостовой частей фюзеляжа.

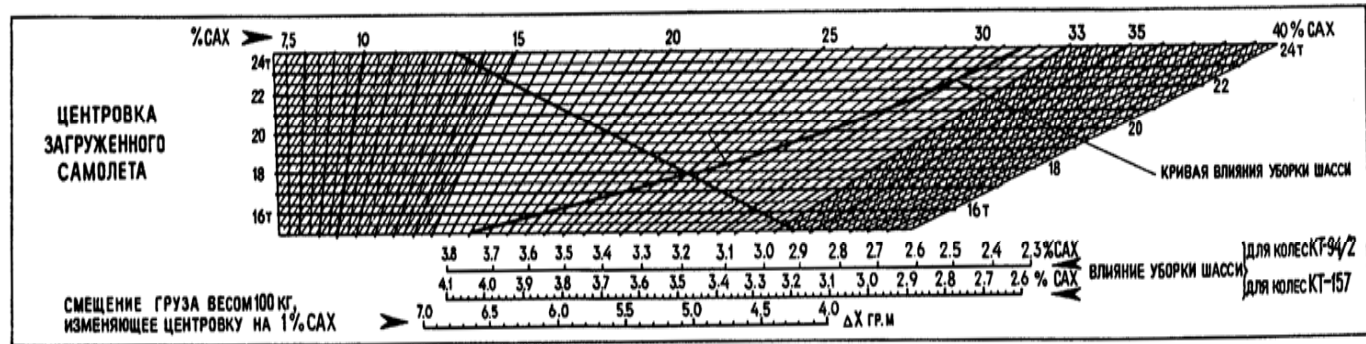


Рис. 2.7. Тыльная сторона линейки



Рис. 2.8. Лицевая сторона линейки при перевернутом движении

В центре и справа на движке даны поправки веса и индекса пустого самолета на снаряжение и состав снаряжения самолета.

ЛИЦЕВАЯ СТОРОНА ЛИНЕЙКИ БЕЗ ДВИЖКА

На внутренней поверхности корпуса (рис. 2.9) имеются справочные данные по самолету и линейке.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. НА ЛИНЕЙКАХ СТАРОГО ОБРАЗЦА ПРЕДЕЛЬНО ПЕРЕДНЯЯ ЦЕНТРОВКА ДАНА ПРИ УБРАННОМ ШАССИ, ПРЕДЕЛЬНО ЗАДНЯЯ - ПРИ ВЫПУЩЕННОМ.

В настоящее время для всех самолетов установлен единый диапазон допустимых эксплуатационных центровок (шасси выпущено) :

- предельно передняя - 15 % САХ;
- предельно задняя - 33 % САХ.

Пример расчета центровки самолета с помощью центровочной линейки

Определить центровку самолета Ан-26 с колесами КТ-157 со следующей нагрузкой:

- топливо 4742 кгс;
- груз на дистанции 3,5 м - 1400 кгс;
- груз на дистанции 8,5 м - 1000 кгс;
- груз на дистанции 10,5 м - 1100 кгс;
- снаряжение 558 кгс.

На самолете в счет десантной нагрузки устанавливается механизм уборки швартовочных лямок весом 37 кгс.

Допустим, что вес пустого самолета (из формуляра или вкладыша на футляре линейки) 15200 кгс.

Центровка пустого самолета 23,28 % САХ (шасси выпущено).

Индекс пустого самолета (из формуляра самолета или вкладыша на футляре линейки) 33,7 см.

Индекс пустого самолета ($I_{п.с}$ в см), записанный в формуляре, рассчитывается заводом-изготовителем самолета на основании результатов фактического взвешивания и центровки самолета по формуле:

$$I_{п.с} = \frac{G_{п.с} \times (X_T - 900 - Y_T \times \text{tg} \alpha_0)}{20000}$$

где $G_{п.с}$ - вес пустого самолета;

X_T, Y_T - координаты центра тяжести, см;

$\alpha = 3^\circ$ - угол в плоскости симметрии самолета между хордой крыла и строительной горизонталью самолета.

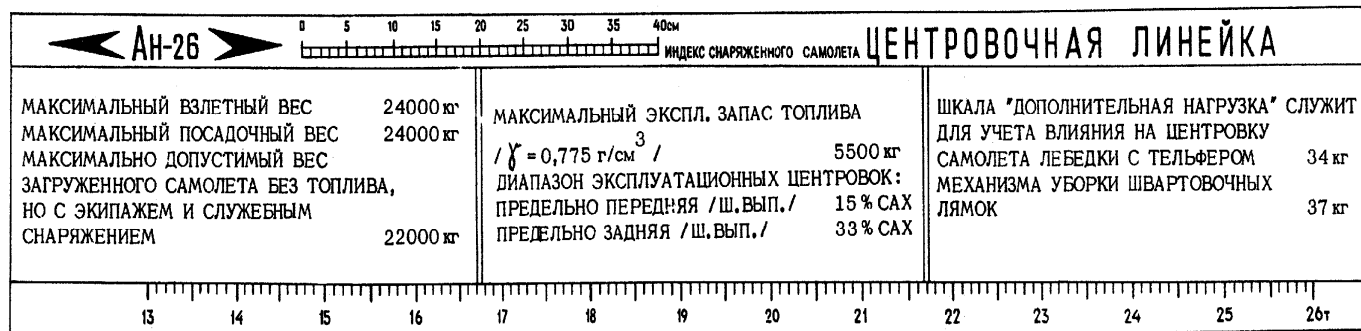


Рис. 2.9. Лицевая сторона линейки без движка

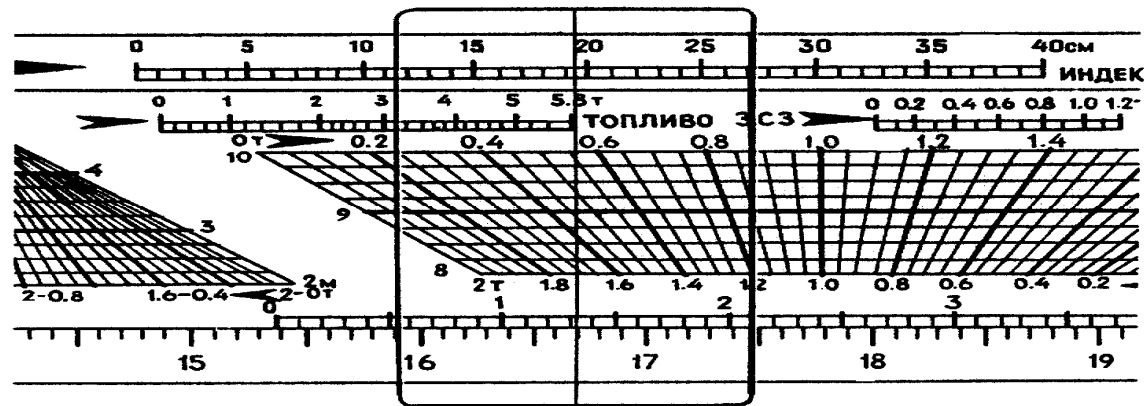


Рис. 2.10. Линейка. Положение "1" движка.

Порядок определения центровок самолета

1. Определяется взлетный вес самолета с помощью шкал сложения последовательным прибавлением к весу пустого самолета веса снаряжения, топлива, десантной нагрузки, механизма уборки швартовочных лямок. В примере взлетный вес равен 24000 кгс.

2. Определяется индекс снаряженного самолета (индекс снаряженного самолета на 14,1 см меньше индекса пустого самолета): $33,7 \text{ см} - 14,1 \text{ см} = 19,6 \text{ см}$.

3. На лицевой стороне линейки визирная линия бегунка устанавливается на деление 19,6 см шкалы индексов снаряженного самолета (рис. 2.10).

4. Перемещением движка вправо начало шкалы "ТОПЛИВО" подводится под визирную линию бегунка (рис. 2.11). Бегунок смещается вправо до совпадения визирной линии с делением 4742 кгс шкалы "ТОПЛИВО", соответствующим заправке топлива на взлете (рис. 2.12).

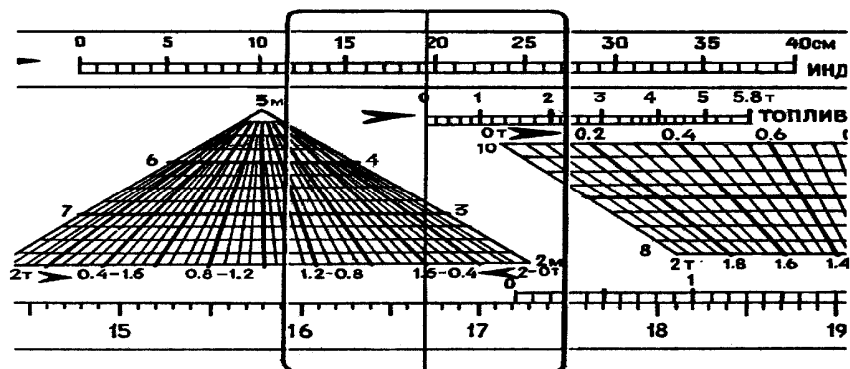


Рис. 2.11. Линейка. Положение "2" движка

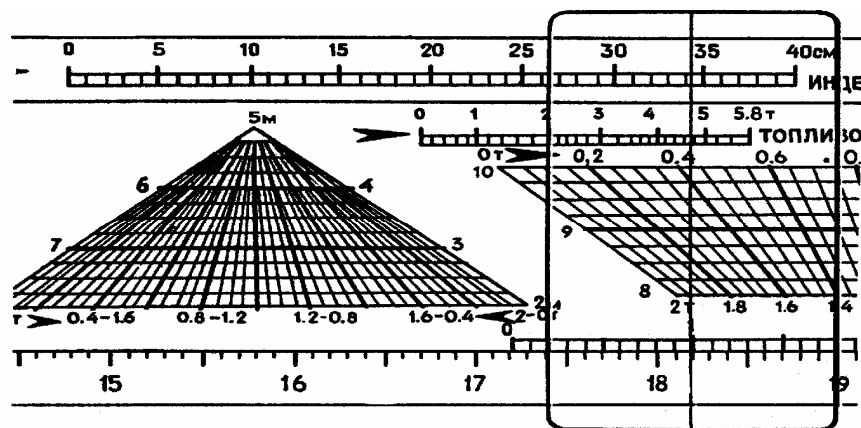


Рис. 2.12. Линейка. Положение "3" движка

5. Перемещением движка вправо начало дистанции 3,5 м подводится под визирную линию бегунка (рис. 2.13). Бегунок смещается влево до совпадения с точкой пересечения горизонтали 3,5 м с наклонной линией 1400 кгс (рис. 2.14).

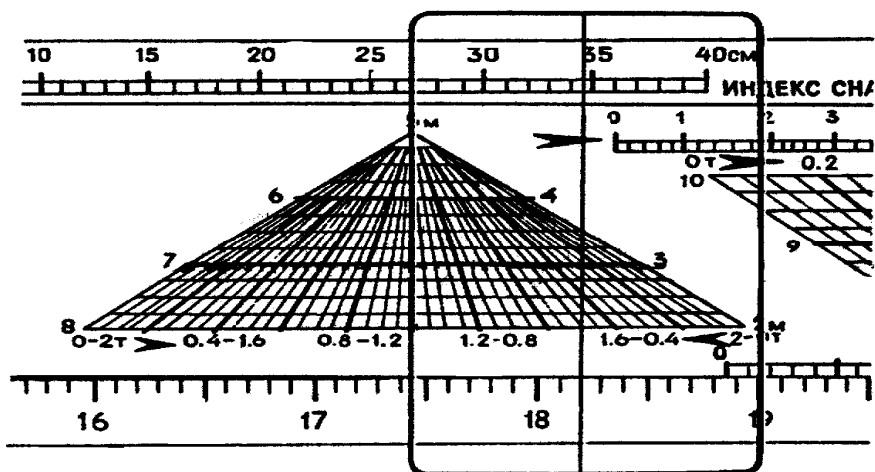


Рис. 2.13. Линейка. Положение "4" движка

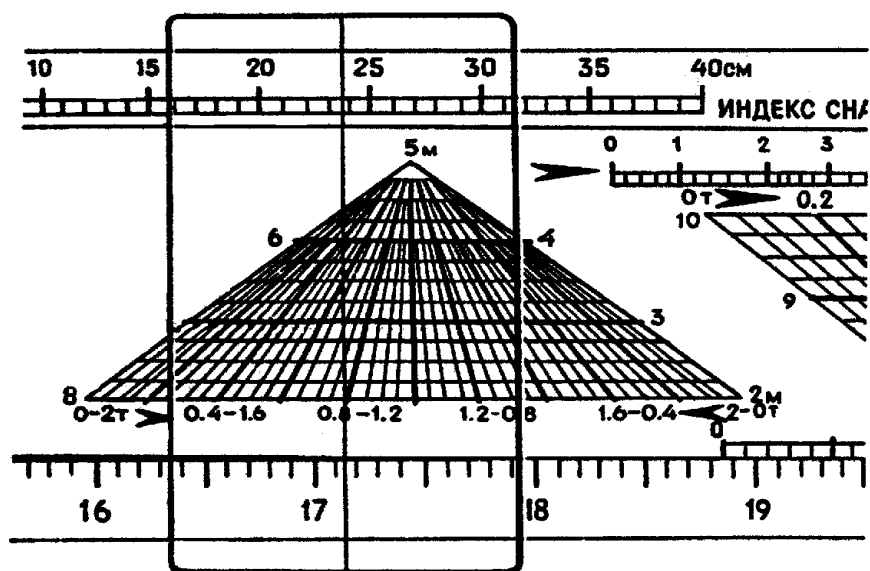


Рис. 2.14. Линейка. Положение "5" движка

6. Перемещением движка влево начало шкалы дистанции 8,5 м подводится под визирную линию бегунка (рис. 2.15). Бегунок смещается вправо до совпадения с точкой пересечения горизонтали 8,5 м с наклонной линией 1000 кгс (рис. 2.16).

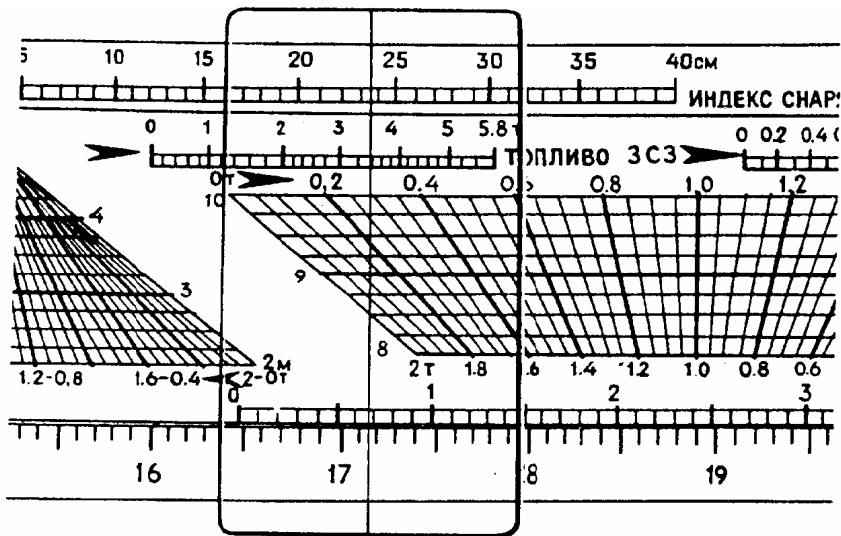


Рис. 2.15. Линейка. Положение "6" движка.

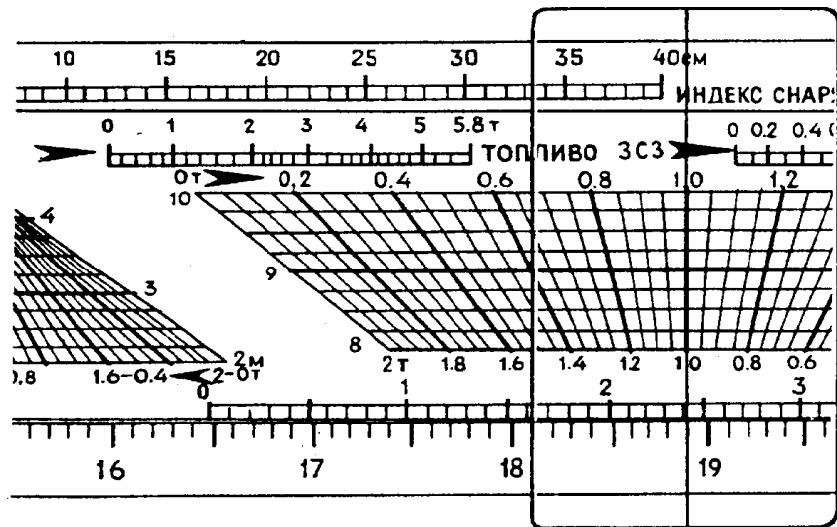


Рис. 2.16. Линейка. Положение "7" движка.

7. Следующим "загружается" груз 1100 кг на дистанции 10,5 м. Так как вес груза 1100 кг, а максимальное деление шкалы соответствует 1000 кг, операция учета влияния на центровку этого груза разбивается на две: сначала "загружается" 1000 кг, затем еще 100 кг на одной и той же дистанции 10,5 м. Перемещением движка влево начало шкалы дистанции 10,5 м подводится под визирную линию бегунка (рис. 2.17). Бегунок смещается вправо до совпадения с точкой пересечения горизонтали 10,5 м с наклонной линией, соответствующей грузу 1000 кг (рис. 2.18). Затем движок перемещается вправо до совпадения начала шкалы дистанции 10,5 м с визирной линией бегунка и по аналогии с предыдущим "загружается" еще 100 кг (рис. 2.19 и 2.20).

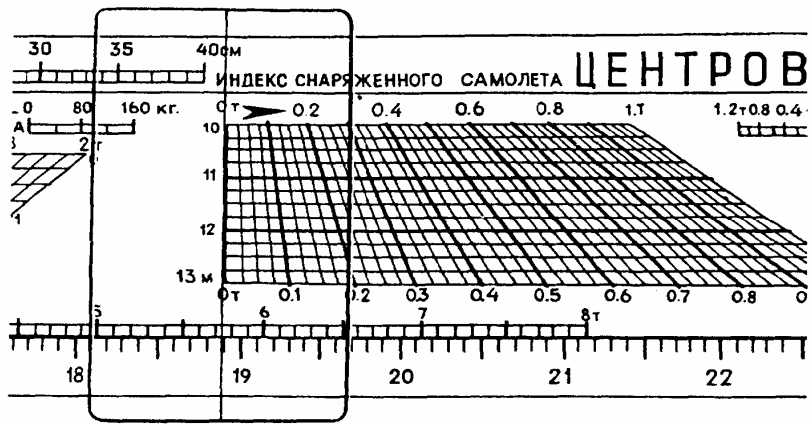


Рис. 2.17. Линейка. Положение "8" движка.

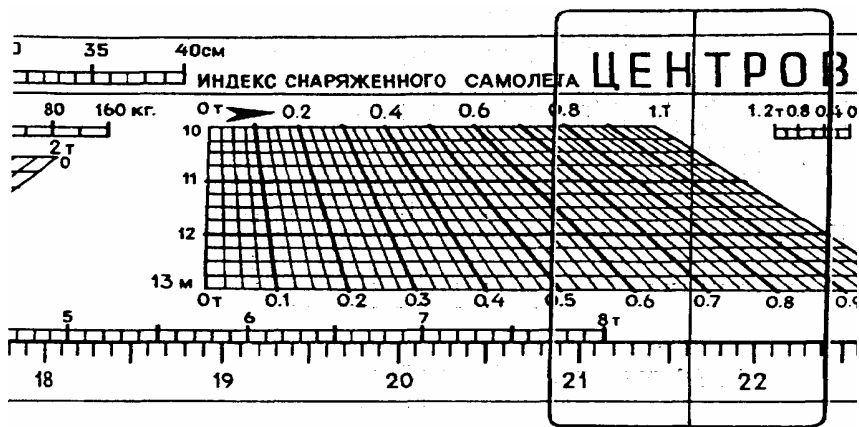


Рис. 2.18. Линейка. Положение "9" движка.



Рис. 2.19. Линейка. Положение "10" движка.

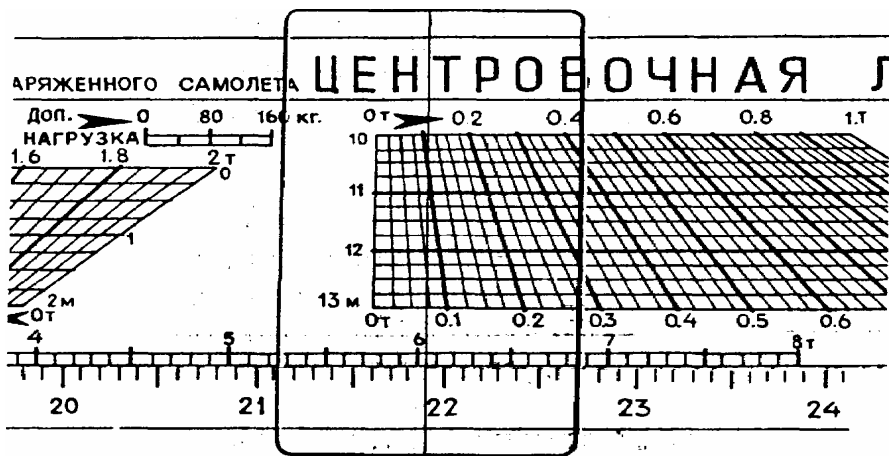


Рис. 2.20. Линейка. Положение "11" движка.

8. Перемещением движка вправо начало шкалы "ДОП. НАГРУЗКА" подводится под визирную линию бегунка (рис. 2.21).

Бегунок смещается вправо до совпадения визирной линии с величиной 37 кгс шкалы "ДОП. НАГРУЗКА", соответствующей весу механизма уборки швартовочных лямок (рис. 2.22).

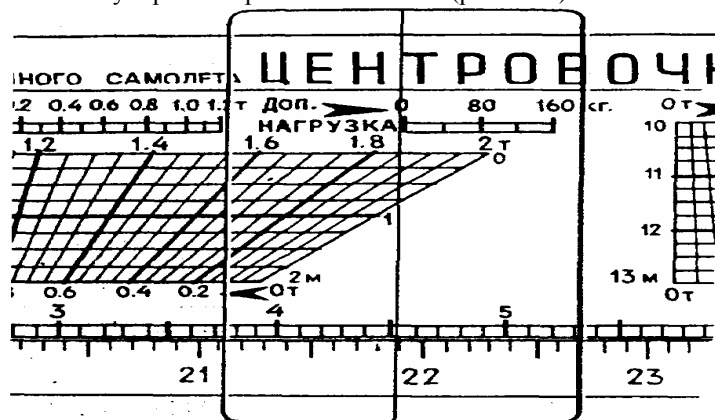


Рис. 2.21. Линейка. Положение "12" движка.

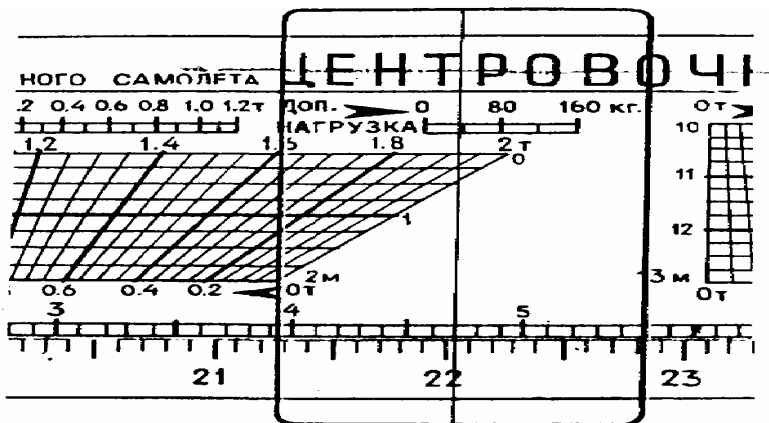


Рис. 2.22. Линейка. Положение "13" движка.

9. При неподвижных движке и бегунке на тыльной стороне линейки по местоположению точки пересечения линии взлетного веса 24000 кгс с визирной линией бегунка определяется взлетная центровка (рис. 2.23)

$$\bar{X}_{T_0} = 29 \% \text{ САХ} \quad (\text{шасси выпущено}).$$

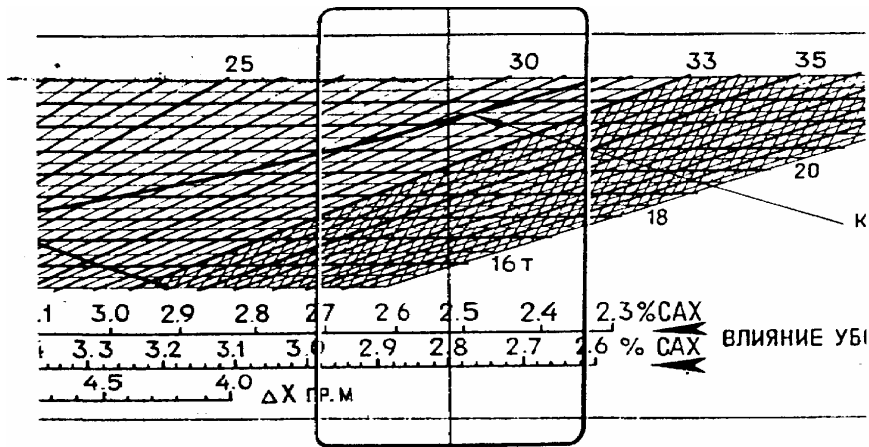


Рис. 2.23. Линейка. Положение "14" движка.

10. Для учета влияния на центровку уборки шасси бегунок смещается до совпадения визирной линии с точкой пересечения горизонтали веса 24000 кгс с кривой влияния уборки шасси и на пересечении визирной линии бегунка и шкалы влияния прочитывается величина, на которую изменится центровка. Она равна 2,6 % САХ (рис. 2.24).

Таким образом, центровка на взлете после уборки шасси будет равна $29 \% \text{ САХ} - 2,6 \% \text{ САХ} = 26,4 \% \text{ САХ}$.

Визирную линию бегунка устанавливаем на пересечении горизонтали 24000 кгс с наклонной линией, соответствующей центровке 26,4 % САХ (рис. 2.25).

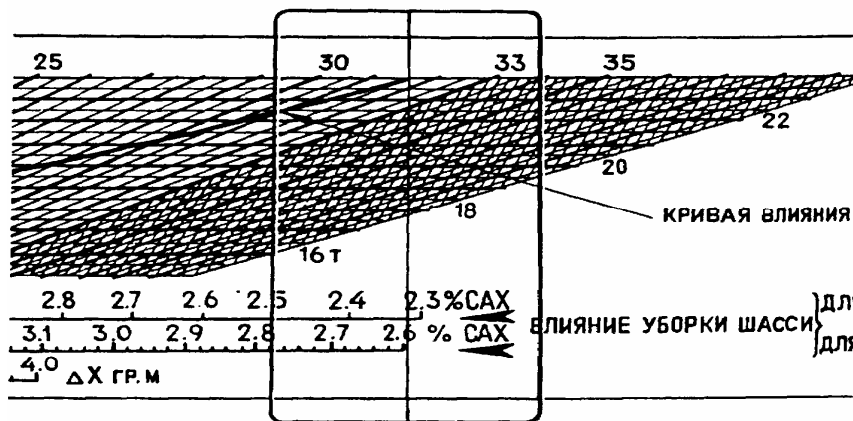


Рис. 2.24. Линейка. Положение "15" движка.

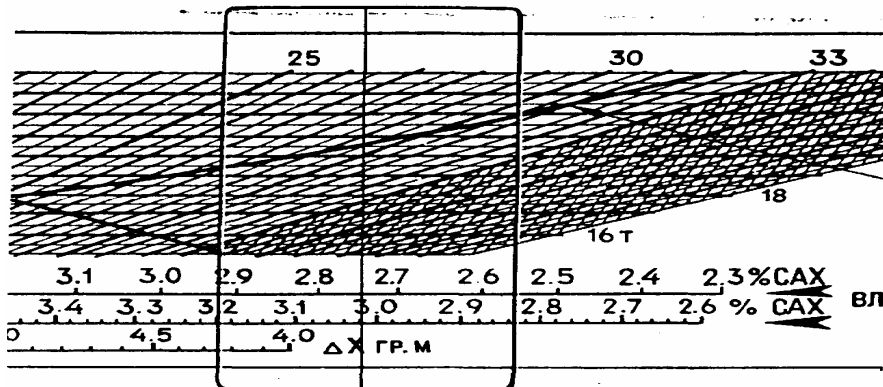


Рис. 2.25. Линейка. Положение "16" движка.

11. Предположим, что выработано 2000 кг топлива. Полетный вес самолета будет равным 24000 кг - 2000 кг = 22000 кг. Топлива останется 2742 кг (4742 кг - 2000 кг). Порядок определения полетной центровки самолета (шасси убрано):

- при неподвижных бегунке и движке линейка переворачивается лицевой стороной;
- перемещением движка вправо деление 4742 кг шкалы "ТОПЛИВО" подводится под визирную линию бегунка (рис. 2.26);
- визирная линия бегунка перемещается с деления топлива на взлете 4742 кг на деление топлива 2742 кг (рис. 2.27).

На тыльной стороне линейки по местоположению точки пересечения линии полетного веса 22000 кг и визирной линии бегунка прочитывается центровка (рис. 2.28) 26,1 % САХ (шасси убрано).



Рис. 2.26. Линейка. Положение "17" движка.

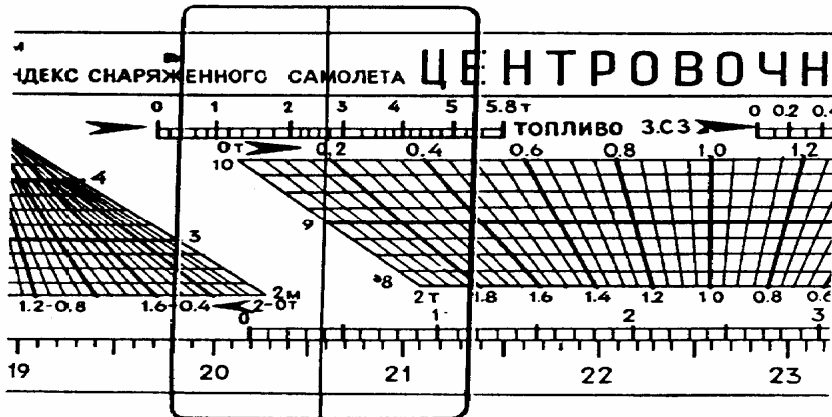


Рис. 2.27. Линейка. Положение "18" движка.

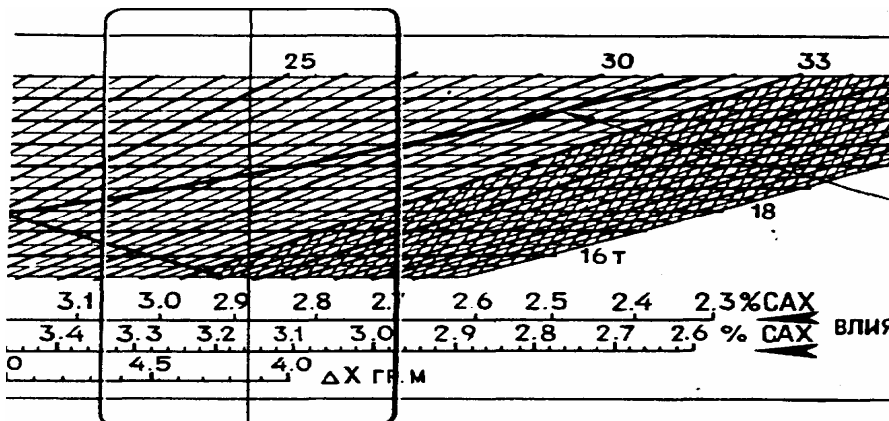


Рис. 2.28. Линейка. Положение "19" движка.

12. Предположим, что полетную центровку при весе 22000 кгс необходимо изменить на 1% САХ. Необходимое перемещение одного из имеющихся грузов (допустим весом 200 кгс) для изменения центровки на 1 % САХ определяется с помощью нижней шкалы на тыльной стороне линейки.

Бегунок смещается до совпадения визирной линии с точкой пересечения горизонтали веса 22000 кгс с линией смещения груза и на пересечении визирной линии бегунка и

шкалы ΔX гр внизу прочтем величину необходимого смещения груза весом 100 кгс, равную 6,2 м (рис. 2.29).

При грузе весом 200 кгс необходимая величина смещения груза в два раза меньше, т.е. $6.2 \text{ м} : 2 = 3,1 \text{ м}$.

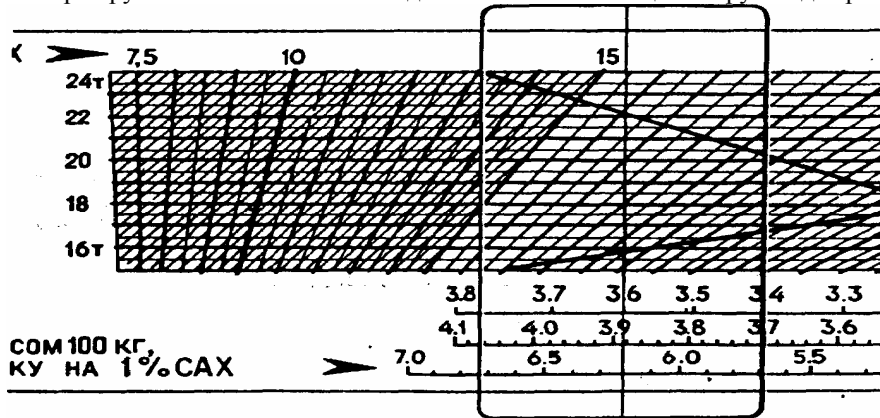


Рис. 2.29. Линейка. Положение "20" движка.

13. Изменение центровки при установке дополнительного оборудования вне пределов грузовой кабины подсчитывается с помощью номограмм на обратной стороне движка. Предположим, что вес самолета 22000 кгс, а центровка 26,5 % САХ.

На тыльной стороне линейки визирная линия бегунка устанавливается на центровке 26,5 % САХ при весе 22000 кгс (рис. 2.30).

Допустим, что необходимо определить центровку от установки на шпангоуте № 4 оборудования весом 50 кгс. Нуль номограммы для шпангоута № 4 на перевернутом движке подводится под визирную линию бегунка (рис. 2.31). Бегунок смещается влево в направлении стрелки внизу на точку пересечения горизонтали шпангоута № 4 с наклонной линией, соответствующей 50 кгс (рис. 2.32).

На тыльной стороне линейки при весе самолета 22050 кгс находим новое значение центровки. Оно равно 25,9 % САХ (рис. 2.33).

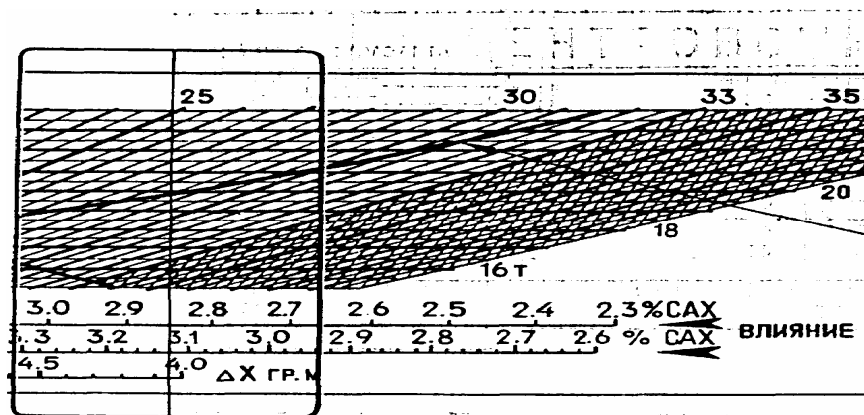


Рис. 2.30. Линейка. Положение "21" движка.



Рис. 2.31. Линейка. Положение "22" движка

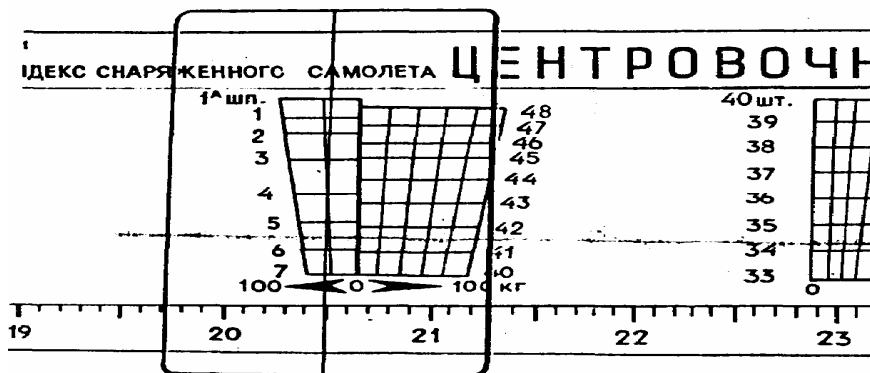


Рис. 2.32. Линейка. Положение "23" движка

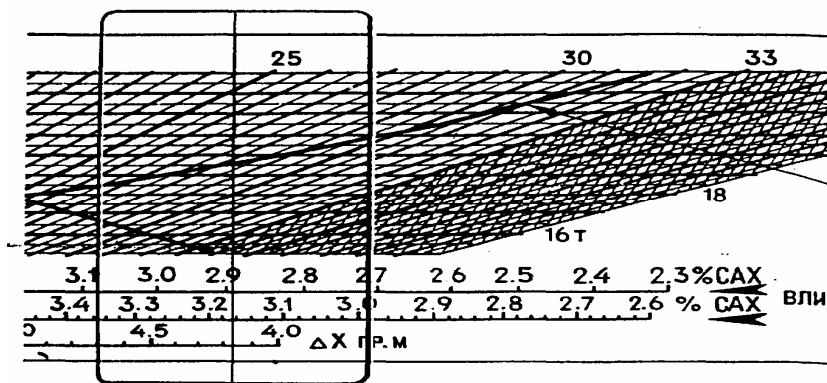


Рис. 2.33. Линейка. Положение "24" движка

Приложение 3

Перечень команд и докладов членов экипажа по внутренней связи (СПУ)

Запуск двигателей и подготовка к вырубиванию

ПОМОЩНИК КОМАНДИРА ЭКИПАЖА - выстраивает весь экипаж и докладывает командиру экипажа:

"Предполетный осмотр произведен. Самолет и экипаж к полету готовы".

КОМАНДИР ЭКИПАЖА - "Экипаж, занять рабочие места, подготовиться к запуску двигателей. Радисту включить самолет под ток, СПУ и щит АЗС к запуску".

БОРТРАДИСТ - "Самолет под ток включен, напряжение ... В. щит АЗС к запуску подготовлен".

КОМАНДИР ЭКИПАЖА - включает и маркирует МС-61: число, месяц, московское время, бортовой номер самолета, фамилия командира экипажа; даёт команду "Создать давление в гидросистеме".

БОРТТЕХНИК - создает давление в гидросистеме и докладывает: "Давление в гидросистеме есть", "Самолет на стояночном".

КОМАНДИР ЭКИПАЖА - "Экипаж, доложить о готовности к запуску".

ШТУРМАН - "Штурман готов".

ПОМОЩНИК КОМАНДИРА ЭКИПАЖА - "Помощник готов".

БОРТРАДИСТ - "Радист готов".

БОРТТЕХНИК - "Борттехник готов".

КОМАНДИР ЭКИПАЖА - "Запускаю РУ19", "РУ19 запущен", "Радист, включить ГС-24 и ПО-750".

БОРТРАДИСТ - "ПО-750 и ГС-24 включены, напряжение ... В, к запуску двигателей готов".

КОМАНДИР ЭКИПАЖА - "Запросить разрешение на запуск двигателей". ПОМОЩНИК КОМАНДИРА ЭКИПАЖА - докладывает по СПУ: "Запуск разрешен (запрещен)".

КОМАНДИР ЭКИПАЖА - "Самолет на стояночном, давление в гидросистеме есть. напряжение нормальное, запуск с первого (второго), от винтов." При запуске ночью включает АНО и кратковременным включением фары сигнализирует о начале запуска.

СВЯЗНОЙ - "Есть от винтов".

КОМАНДИР ЭКИПАЖА - приступает к запуску двигателей. БОРТРАДИСТ - "Напряжение ... В".

КОМАНДИР ЭКИПАЖА - "Три, четыре". Нажимает кнопку запуска и включает секундомер. СВЯЗНОЙ - "Первый (второй) пошел".

БОРТТЕХНИК - "Первый двигатель запущен".

КОМАНДИР ЭКИПАЖА - "Включить питание гиросприборов". БОРТТЕХНИК - "Второй двигатель запущен".

КОМАНДИР ЭКИПАЖА - "Радист, выключить ГС-24. ПО-750. включить генераторы".

БОРТРАДИСТ - "Генераторы включены, напряжение ... В. ГС-24 и ПО-750 выключены".

КОМАНДИР ЭКИПАЖА - "Радист, перейти на борт".

БОРТРАДИСТ - "На борт перешел. ПТ-1000 и АЗР включены". КОМАНДИР ЭКИПАЖА - по СПУ или выбросом руки в форточку дает команду отсоединить аэродромное питание и убрать агрегаты запуска.

СВЯЗНОЙ - прикладывая руку к головному убору дает знать, что команда выполнена.

КОМАНДИР ЭКИПАЖА - "Экипаж, включить питание аппаратуры, установить давление аэродрома" . Закрепиться привязными ремнями, доложить о готовности к полету".

ШТУРМАН - "Штурман готов".

ПОМОЩНИК КОМАНДИРА ЭКИПАЖА - "Помощник готов".

БОРТРАДИСТ - "Радист готов".

БОРТТЕХНИК - "Дежурные группы включены, топливная система на "АВТОМАТ ". "Работает нормально", "Борттехник готов".

КОМАНДИР ЭКИПАЖА - "Закрылки 15° ".

БОРТТЕХНИК - "Закрылки выпускаю". "Закрылки 15° ".

КОМАНДИР ЭКИПАЖА - "Запросить предварительный".

ПОМОЩНИК КОМАНДИРА ЭКИПАЖА - "Предварительный разрешен (запрещен)".

КОМАНДИР ЭКИПАЖА - "Связной, убрать колодки, отсоединить СПУ".

СВЯЗНОЙ - установленным сигналом дает разрешение на выруливание.

Выруливание со стоянки

КОМАНДИР ЭКИПАЖА - "Экипаж, выруливаю". "Штурвал держать", "Выпустить фары", "Включить обогрев стекол ...".

ПОМОЩНИК КОМАНДИРА ЭКИПАЖА - "Штурвал держу, обогрев включен".

КОМАНДИР ЭКИПАЖА - "Фары на малый (большой) свет включить" (ночью).

В начале руления на свободном участке РД

КОМАНДИР ЭКИПАЖА - "Проверяю основные тормоза", "Проверяю аварийные тормоза", "Проверяю управление передним колесом от педалей".

На линии предварительного старта

КОМАНДИР ЭКИПАЖА - проверяет отклонение рулей и дает команду "Триммеры нейтрально, закрылки 15° ", "Запросить исполнительный".

ПОМОЩНИК КОМАНДИРА ЭКИПАЖА - "Исполнительный разрешен (запрещен)".
КОМАНДИР ЭКИПАЖА - "Экипаж, вырубиваю на исполнительный".

На исполнительном старте и после взлета

ШТУРМАН - "ГИК и ГПК - на курсе взлета, АРК - на дальний, проверить авиагоризонты".
КОМАНДИР ЭКИПАЖА - "Винты на упор". "Запросить взлет".
БОРТТЕХНИК - "Винты на упоре".
ПОМОЩНИК КОМАНДИРА ЭКИПАЖА - "Курсовая включена, рули проверены, винты на упоре", "Разрешите взлет",
"Взлет разрешен (запрещен)".
КОМАНДИР ЭКИПАЖА - "Загружаю винты".
БОРТТЕХНИК - "Винты загружены".
КОМАНДИР ЭКИПАЖА - "Экипаж, взлетаем, фары включить. РУД держать".
БОРТТЕХНИК - "РУД держу".
ШТУРМАН - "Скорость 150 - 170 - 190 - 210. Самолет в воздухе".
КОМАНДИР ЭКИПАЖА - на высоте 5 м: "Шасси убрать".
БОРТТЕХНИК - "Шасси убираю", "Шасси убрано, створки закрыты, кран нейтрально, законтрен".

В полете по большой коробочке

ШТУРМАН - "Высота 50. скорость ...".
КОМАНДИР ЭКИПАЖА - "Фары выключить".
БОРТТЕХНИК - выключает фары и убирает их.
ШТУРМАН - "Высота 150. скорость...".
КОМАНДИР ЭКИПАЖА - "Закрылки убрать".
БОРТТЕХНИК - "Закрылки убираю", "Закрылки убраны".
ШТУРМАН - "Первый разворот, курс ...".
КОМАНДИР ЭКИПАЖА - "Разворот".
ШТУРМАН - "Второй разворот, курс ...".
КОМАНДИР ЭКИПАЖА - "Разворот".
БОРТТЕХНИК - после второго разворота: "Полетный вес ... тонн, центровка ...".
ШТУРМАН - "До траверза 10°".
КОМАНДИР ЭКИПАЖА - "Экипаж, приготовиться к посадке и выпуску шасси". "Взять управление. Запускаю РУ19".
ШТУРМАН - "Траверз".
КОМАНДИР ЭКИПАЖА - "Шасси выпустить".
БОРТТЕХНИК - "Шасси выпущено", "Давление в гидросистеме нормальное, кран шасси нейтрально, законтрен".
КОМАНДИР ЭКИПАЖА - "Скорость планирования ...".
ШТУРМАН - "Третий разворот, курс ...".
КОМАНДИР ЭКИПАЖА - "Разворот". Перед четвертым разворотом за 30° на КУР = 300° (60°) дает команду "Закрылки 15°".
БОРТТЕХНИК - "Выпускаю на 15°". "Стабилизатор чист". "Закрылки 15°". "Винты на упоре".
ШТУРМАН - "Четвертый разворот, курс ..." (с учетом угла сноса). КОМАНДИР ЭКИПАЖА - "Разворот" (на посадочный).
ШТУРМАН - "До полосы 12, скорость ...".
КОМАНДИР ЭКИПАЖА - "Закрылки 38°" (при обледенении не довыпускать).
БОРТТЕХНИК - "Выпускаю 38°". "Закрылки 38°".
ШТУРМАН - "Высота 300, скорость ... до полосы ...".
КОМАНДИР ЭКИПАЖА - "Фары выпустить".
ШТУРМАН - "Высота 230, дальний впереди" (в облаках добавить: "Прекратить снижение", "Дальний, высота скорость ...").
ПОМОЩНИК КОМАНДИРА ЭКИПАЖА - над ДПРМ запрашивает посадку и докладывает: "Посадка разрешена (запрещена)".
ШТУРМАН - "Высота 150, скорость ближний впереди".
ПОМОЩНИК КОМАНДИРА ЭКИПАЖА - "Земли не вижу".
КОМАНДИР ЭКИПАЖА - снизившись до высоты своего установленного минимума и не пробив облачность вниз, дает команду "Экипаж, ухажу на второй круг". После этого набирает высоту и действует по указанию руководителя полетов.
ШТУРМАН - после выхода из облаков: "Высота ... скорость ..., полоса прямо (слева, справа)".

КОМАНДИР ЭКИПАЖА - "Полосу вижу", "Фары включить" (на высоте 150-100 м или при выходе из облаков).

ШТУРМАН - после перехода командира экипажа на визуальный полет следит за высотой и скоростью по приборам и периодически докладывает их значения до момента приземления. При пролете БПРМ докладывает: "Ближний, высота ..., скорость ...".

После приземления

КОМАНДИР ЭКИПАЖА - "РУД за проходную", "Винты с упора".

БОРТТЕХНИК - "РУД 0°", "Снимаю с упора" (предварительно убедившись в правильном выборе переключателя).

КОМАНДИР ЭКИПАЖА - в конце пробега: "Штурвал держать". ПОМОЩНИК КОМАНДИРА ЭКИПАЖА - "Штурвал держу".

КОМАНДИР ЭКИПАЖА - после освобождения ВПП: "Закрылки убрать" (при повторном полете - "Закрылки убрать до 15°"), "Фары на малый свет".

БОРТТЕХНИК - "Закрылки убираю".

КОМАНДИР ЭКИПАЖА - после заруливания на стоянку: "Выключить фары, питание аппаратуры и доложить о готовности, к выключению двигателей".

ШТУРМАН - "Штурман готов".

ПОМОЩНИК КОМАНДИРА ЭКИПАЖА - "Помощник готов".

БОРТРАДИСТ - "Радиот готов".

БОРТТЕХНИК - "Борттехник готов".

КОМАНДИР ЭКИПАЖА - "Выключить двигатели".

БОРТТЕХНИК - "Выключаю двигатели", "Левый остановился".

ПОМОЩНИК КОМАНДИРА ЭКИПАЖА - "Правый остановился".

БОРТТЕХНИК - "Выбег нормальный".

КОМАНДИР ЭКИПАЖА - "Экипаж, привести в порядок рабочие места, выходи строиться, радиисту обесточить самолет".

БОРТРАДИСТ - "Самолет обесточен".

КОМАНДИР ЭКИПАЖА - "Застопорить рули, снимаю со стояночного".

ПОМОЩНИК КОМАНДИРА ЭКИПАЖА - выстраивает экипаж и докладывает командиру экипажа.

КОМАНДИР ЭКИПАЖА - опрашивает экипаж о работе авиатехники в полете, записывает замечания в контрольный лист и производит разбор, с экипажем.

Полет в зону

Подготовка к полету, запуск двигателей и руление производятся, как при полете по большой коробочке.

КОМАНДИР ЭКИПАЖА - перед выруливанием для полета на высоту более 4000 м дает команду "Экипаж, открыть кислородные вентили".

ШТУРМАН - по достижении высоты полета по кругу: "Высота перехода".

КОМАНДИР ЭКИПАЖА - "Экипаж, установить на высотомерах стандартное давление" (при полете в зону и по маршруту).

КОМАНДИР ЭКИПАЖА - на высоте 4000 м: "Помощнику командира экипажа надеть кислородную маску" или надевает ее сам.

ПОМОЩНИК КОМАНДИРА ЭКИПАЖА - "Вход в зону № ... разрешен (запрещен)".

ШТУРМАН - "Находимся в зоне № ...".

ПОМОЩНИК КОМАНДИРА ЭКИПАЖА - "Задание выполнять разрешено (запрещено)".

ШТУРМАН - "Время пребывания в зоне вышло, курс на аэродром ...".

ПОМОЩНИК КОМАНДИРА ЭКИПАЖА - "Выход на привод разрешен на высоте ... условия посадки принял".

КОМАНДИР ЭКИПАЖА - по достижении на снижении эшелона перехода: "Экипаж, установить на высотомерах давление аэродрома ..." (устанавливает и сам).

ШТУРМАН - "Первый разворот, курс ...".

КОМАНДИР ЭКИПАЖА - "Разворот".

В дальнейшем внутренняя связь осуществляется, как и при полете по большой коробочке.

При взлете на максимальном режиме работы двигателей АИ-24ВТ и номинальном режиме работы двигателя РУ19А-300 в случае отказа двигателя АИ-24ВТ взлет продолжать, не изменяя режима работы двигателей. Увеличение режима работы двигателя до взлетного при необходимости производить на скорости не менее 220 км/ч после набора высоты 5 м.

5.1.5. Полет по кругу и посадка при одном неработающем двигателе (винт отказавшего двигателя зафлюгирован)

Полет по кругу выполнять на скорости 300 км/ч. Развороты производить с креном не более 15 как на работающий, так и на отказавший двигатель.

Если взлет производился с выключенным двигателем РУ19А-300, на высоте круга запустить его и установить необходимый режим.

Перед третьим разворотом доложить руководителю полетов о заходе на посадку с одним неработающим двигателем.

После четвертого разворота до входа в глиссаду в горизонтальном полете или на снижении выпустить шасси, а затем закрылки на 15°. После выпуска закрылков установить скорость 220-250 км/ч в зависимости от веса (см. табл. 5.1) и выдерживать ее до начала выравнивания.

Таблица 5.1

Посадочный вес, тс	Скорость, км/ч	
	на предпосадочном снижении, $\delta_3 = 15^\circ$	приземления, $\delta_3 = 15^\circ$
Больше 22	250	220-210
22-20	240	210-200
20-18	230	200-190
Меньше 18	220	190-180

Перед выравниванием установить двигателю РУ19А-300 режим малого газа. Выравнивание начинать на высоте 8-10 м и заканчивать на высоте 0,5-1 м. В процессе выравнивания плавно убирать РУД работающего двигателя АИ-24ВТ до режима ПМГ (проходная защелка). Приземление самолета происходит на скорости 220-180 км/ч в зависимости от веса самолета (см. табл. 5.1).

После приземления опустить колеса передней опоры шасси на ВПП, РУД работающего двигателя убирать до 0° по УПРТ, снять винт с упора и применить торможение колес.

Направление пробега выдерживать отклонением педалей РН и по мере необходимости торможением колес.

В конце пробега, используя работающий двигатель и рулевое управление передними колесами, освободить ВПП.

5.1.6. Уход на второй круг с одним работающим двигателем АИ-24ВТ

Уход на второй круг с одним работающим двигателем АИ-24ВТ (винт отказавшего двигателя зафлюгирован) выполнять с закрылками, выпущенными на 15°. Решение об уходе на второй круг должно быть принято на высоте не менее 70 м.

Для ухода на второй круг необходимо:

- дать команду экипажу "Ухожу на второй круг";
- создать крен 4-6° в сторону работающего двигателя;
- плавно увеличить режим работающего двигателя АИ-24ВТ до взлетного, а двигателя РУ19А-300 до номинального;
- дать команду "Шасси убирать";
- выдерживая скорость предпосадочного снижения, перевести самолет в набор высоты;
- на высоте не менее 120 м над рельефом местности увеличить скорость до 270 км/ч и дать команду "Закрылки убирать". Закрылки убирать короткими импульсами. В дальнейшем действовать, как при продолженном взлете (см. 5.1.4).

Потеря высоты от момента увеличения режима работы двигателей до перехода в горизонтальный полет составляет 20-30 м.

5.1.7. Отказ двигателя в полете

При отказе двигателя на режиме $\alpha_B \geq 37,5^\circ$ по УПРТ винт должен автоматически зафлюгироваться, а при отказе на меньшем режиме - переходит на режим авторотации.

При отказе двигателя необходимо:

- удерживать самолет от крена и разворота;
- создать крен 2-4° в сторону работающего двигателя;
- увеличить режим работающего двигателя вплоть до взлетного;
- обеспечить скорость полета не менее 280 км/ч;
- если винт отказавшего двигателя автоматически не зафлюгировался, зафлюгировать его принудительно (см. 5.1.2);
- снять триммерами усилия с органов управления;
- на высоте менее 5000 м запустить двигатель РУ19А-300;
- произвести посадку на ближайшем аэродроме.

При необходимости набора высоты установить работающим двигателям номинальный режим и выдерживать до высоты 1000 м скорость 290 км/ч с последующим уменьшением ее на 5 км/ч на каждые 1000 м высоты, но не меньше 280 км/ч. Высота практического потолка самолета при одном неработающем двигателе в зависимости от веса приведена на рис. 6.2.

При отказе двигателя на высоте, на которой невозможен горизонтальный полет при одном неработающем двигателе, для получения наибольшей дальности следует увеличить режим работающего двигателя АИ-24ВТ до максимального (взлетного) и двигателя РУ19А-300 до номинального и на этих режимах произвести снижение до высоты, на которой возможен горизонтальный полет, выдерживая приборную скорость 290 юл/ч.

При длительном полете с одним неработающим двигателем обеспечить равномерность выработки топлива из симметрично расположенных баков.

5.1.8. Полет при авторотирующем винте отказавшего двигателя

При отказе двигателя в полете в случае несрабатывания всех систем флюгирования винт отказавшего двигателя будет авторотировать.

Величина отрицательной тяги авторотирующего винта зависит от высоты и скорости полета. Отрицательная тяга и соответственно разворачивающий и кренящий моменты достигают наибольшего значения на истинной скорости 390-400 км/ч, когда винт уходит с равновесной частоты вращения и становится на промежуточный упор. Значения приборных скоростей по высотам при полете на истинной скорости 390-400 км/ч приведены в табл. 5.2.

При полете на истинных скоростях больше 400 км/ч, когда частота вращения винта равновесная, отрицательная тяга сравнительно невелика и при уменьшении скорости несколько возрастает. При полетах на истинных скоростях меньше 390 км/ч, когда частота вращения винта меньше равновесной, по мере уменьшения скорости отрицательная тяга, а следовательно разворачивающий и кренящий моменты уменьшаются. С уменьшением высоты полета на одних и тех же истинных скоростях отрицательная тяга увеличивается пропорционально плотности воздуха.

Отрицательная тяга может достигать больших величин и значительно затруднять пилотирование особенно на малых высотах.

ПРИМЕЧАНИЕ. Минимально эволютивная скорость с одним авторотирующим на упоре винтом и работающим на взлетном режиме двигателем (при крене самолета до 5° на работающий двигатель) равна 190-200 км/ч.

На истинных скоростях меньше 390 км/ч при снятии винта с упора отрицательная тяга вначале возрастает, а затем по мере уменьшения оборотов уменьшается и становится меньше, чем при авторотирующем на промежуточном упоре винте, что облегчает пилотирование самолета.

Снимать винт с упора желательно на возможно большей высоте и только после того, как винт уйдет с равновесной частоты вращения.

Перед снятием винта с упора создать крен на работающий двигатель 10-15°. Дополнительное стремление самолета к развороту и кренению в сторону отказавшего двигателя при снятии винта с упора энергично парировать отклонением РН и элеронов.

Таблица 5.2

Высота, м	Скорость, км/ч
0	395-405
500	385-395
1000	375-385
2000	360-370
3000	340-350
4000	325-335
5000	310-320
6000	295-305

Перед снятием винта с упора создать крен на работающий двигатель 10-15°. Дополнительное стремление самолета к развороту и кренению в сторону отказавшего двигателя при снятии винта с упора энергично парировать отклонением РН и элеронов.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. СНИМАТЬ АВТОРОТИРУЮЩИЙ ВИНТ С ПРОМЕЖУТОЧНОГО УПОРА НА РАВНОВЕСНОЙ ЧАСТОТЕ ВРАЩЕНИЯ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

Во всех случаях отказа двигателя и несрабатывания всех систем флюгирования:

- удерживать самолет от крена и разворота;
- создать крен 5-8° в сторону работающего двигателя АИ-24ВТ;
- увеличить режим работающего двигателя до номинального (при необходимости - до взлетного);
- обеспечить скорость 240-270 км/ч в зависимости от веса (см. табл. 5.3), при этом вертикальная скорость снижения равна 2-3 м/с;
- снять триммерами усилия с органов управления;
- на истинной скорости менее 390 км/ч, когда авторотирующий винт встанет на упор и обороты его будут меньше равновесных, снять винт с упора. После уменьшения оборотов авторотирующего винта установить выключатель упора винтов в положение "ВИНТ НА УПОРЕ";
- на высоте меньше 5000 м запустить двигатель РУ19А-300 и установить ему номинальный режим;
- снизиться до высоты, на которой возможен горизонтальный полет, или установить двигателю РУ19А-300 необходимый для горизонтального полета режим, если отказ двигателя произошел на высоте, на которой возможен горизонтальный полет;
- выдерживать скорость 240-270 км/ч в зависимости от веса самолета, следовать на ближайший аэродром и произвести посадку.

Таблица 5.3

Вес самолета, кгс	Скорость снижения самолета с авторотирующим винтом, км/ч	
	$\delta_3 = 0$	$\delta_3 = 15^\circ$
Больше 22000	270	250
22000-20000	260	240

20000-18000	250	230
Меньше 18000	240	220

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. СНИМАТЬ АВТОРОТИРУЮЩИЙ ВИНТ С ПРОМЕЖУТОЧНОГО УПОРА НА ВЫСОТЕ МЕНЬШЕ 250 м ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

5.1.9. Заход на посадку и посадка при авторотирующем винте отказавшего двигателя

Горизонтальный полет на высоте круга возможен при работе двигателя АИ-24ВТ на взлетном режиме, а двигателя РУ19А-300 на номинальном. Для облегчения пилотирования расчет на посадку следует производить, используя запас высоты.

До выпуска закрылков полет выполнять на скорости 240-270 км/ч (см. табл. 5.3). Развороты выполнять с креном до 15°.

После четвертого разворота снижение производить с таким расчетом, чтобы пройти ДПРМ на высоте 300-320 м, а БПРМ - на высоте 100-110 м. При проходе ДПРМ выпустить шасси. При проходе БПРМ, убедившись в точности расчета на посадку, выпустить закрылки на 15° и установить скорость 220-250 км/ч в зависимости от веса (см. табл. 5.3).

Для уменьшения отклонения РН на снижении создать крен 4-6° в сторону работающего двигателя.

Выравнивание начинать на высоте 8-10 м. В процессе выравнивания плавно убрать РУД работающего двигателя АИ-24ВТ до полетного малого газа, а двигателя РУ19А-300 - до малого газа, при этом отклонения РН и элеронов для выдерживания прямолинейного полета уменьшаются. Перед приземлением убрать крен.

Приземление самолета происходит на скорости 190-220 км/ч.

После приземления и опускания передней опоры шасси убрать РУД работающего двигателя до 0° по УПРТ, снять винт работающего двигателя с упора и выключить двигатель РУ19А-300.

5.1.10. Пилотирование самолета при отказе двигателя на предпосадочном снижении

При отказе двигателя АИ-24ВТ на предпосадочном снижении эффективность путевого и поперечного

управления достаточна для парирования разворачивающего и кренящего моментов.

На предпосадочном снижении бортехнику усилить контроль за приборами, контролирующими работу силовой установки с тем, чтобы своевременно определить отказ двигателя. При появлении признака (признаков) отказа двигателя бортехнику доложить об этом командиру экипажа и по его команде зафлюгировать винт отказавшего двигателя, если высота полета более 20 м (см. 5.1.2).

При отказе двигателя на предпосадочном снижении на высоте более 50 м:

- удерживать самолет от крена и разворота;
- дать команду зафлюгировать винт отказавшего двигателя, если он не зафлюгировался автоматически;
- создать крен 5-8° в сторону работающего двигателя;
- установить работающему двигателю взлетный режим;
- короткими импульсами уменьшить угол отклонения закрылков до 15° с одновременным увеличением скорости до 250-220 км/ч в зависимости от веса самолета (см. табл. 5.3). В дальнейшем действовать, как при посадке с одним зафлюгированным двигателем (см. 5.1.5).

При отказе двигателя на высоте от 20 до 50 м действовать, как при отказе на высоте более 50 м, только не уменьшать угол отклонения закрылков. Сохранять скорость планирования до начала выравнивания и выполнить посадку при закрылках, отклоненных на 38°.

При отказе двигателя на высоте меньше 20 м посадку выполнять без флюгирования винта отказавшего двигателя и без изменения режима работающих двигателей. Флюгирование винта в этом случае вызывает раскачку самолета и усложняет посадку.

При отказе двигателя на высоте более 250 м и несрабатывании всех систем флюгирования:

- удерживать самолет от крена и разворота;
- создать крен в сторону работающего двигателя 5-8°;
- установить двигателю АИ-24ВТ взлетный режим, а двигателю РУ19А-300 - номинальный;
- короткими импульсами уменьшить угол отклонения закрылков до 15° с одновременным увеличением скорости до 250-220 км/ч в зависимости от веса самолета (см. табл. 5.3);
- снять винт отказавшего двигателя с упора (на высоте не менее 250 м);
- после выхода самолета на глиссаду снижения установить двигателям необходимый режим;
- произвести посадку, как указано в 5.1.9.

При отказе двигателя на высоте 20-250 м и несрабатывании всех систем флюгирования:

- удерживать самолет от крена и разворота;
- создать крен в сторону работающего двигателя 5-8°;

- установить двигателю АИ-24ВТ взлетный режим, а двигателю РУ19А-300 - номинальный;
- на высоте выравнивания плавно убрать РУД АИ-24ВТ до 63° по УПРТ, а в процессе выравнивания - до 25-30° по УПРТ и произвести посадку.

5 1. 11. Посадка самолета с отказавшими двигателями АИ-24ВТ (воздушные винты зафлюгированы)

При отказе двигателей необходимо:

- зафлюгировать винты кранами гидравлического флюгирования (если не произошло автоматического флюгирования);
- установить скорость на снижении 300 км/ч при весе самолета более 22000 кгс, 280 км/ч - при весе 20000-22000 кгс и 270 км/ч - при весе менее 20000 кгс (вертикальная скорость снижения 6-6,5 м/с) и выполнить разворот с креном 30° в сторону ближайшего аэродрома;
- оценить возможность захода на посадку по располагаемой дальности планирования. Зависимость располагаемой дальности планирования с учетом выхода на ДПРМ на высотах не менее 1600 и 500 м от высота полета в штиль показана в табл. 5.4,

ПРИМЕЧАНИЕ. Если один из двигателей (оба двигателя) АИ-24 был выключен по ошибке, можно запустить его (их). Разрешается две попытки запуска. Процесс запуска одного двигателя длится 30-45 с, потеря высоты при этом составляет 200-400 м. Если двигатель запустился, доложить об этом руководителю полетов и действовать по его указанию;

- перед заходом на посадку выключить на щите АЗС все потребители, за исключением:
 - а) потребителей аварийной шины;
 - б) ГИК-1;
 - в) насосной станции аварийной гидросистемы;
 - д) ПТ-1000Ц;
 - е) аварийного выпуска закрылков;
 - ж) аварийного торможения колес;
- доложить руководителю полетов (службе движения) об отказе двигателей и принятом решении на посадку. Установить связь с аэродромом посадки и запросить метеоусловия на аэродроме. Установить на высотомерах давление аэродрома посадки;
- убедиться в переключении потребителей электроэнергии на питание от аварийной шины по загоранию табло "АВАР. ПИТ. 27 В" на центральной панели приборной доски и сигнальной лампы на электрощитке радиста;

Таблица 5.4

Режим работы двигателя РУ19А-300	Высота выхода на ДПРМ, м	Располагаемая дальность планирования (в км) с различных высот полета (в м) при зафлюгированных воздушных винтах двигателей				
		6000	5000	4000	3000	2000
Не работает	1600	60	45	30	20	5
	500	78	65	49	35	20
Номинальный	1600	75	60	40	25	7
	500	98	82	65	46	27

- настроить АРК на ДПРМ аэродрома посадки и взять курс на ДПРМ;
- включить сигнал "БЕДСТВИЕ";
- произвести запуск двигателя РУ19А-300 (разрешается не более двух попыток запуска РУ19А-300). После запуска РУ19А-300 вывести его на номинальный режим. Уточнить располагаемую дальность планирования. При недостаточной располагаемой дальности планирования принять решение о посадке на площадку вне аэродрома или покидания самолета. Доложить о принятом решении руководителю полетов;
- при подходе к ДПРМ перевести питание на основную шину, открыть кран кольцевания гидросистем, выключить автомат тормозов и перевести РУ19А-300 на малый газ;
- включить насосную станцию НС-14;
- при выходе на ДПРМ на высоте более 2500 м снизиться по спирали с креном 30^0 с таким расчетом, чтобы выйти на ДПРМ с посадочным курсом на высоту 1600-2500 м (за один виток спирали теряется 900 м высоты). Момент пролета ДПРМ определяется по отклонению стрелки АРК и звонку маркера. Минимальная высота пролета ДПРМ, при которой обеспечиваются построение предпосадочного маневра и посадка на ВПП, составляет 1600 м (при расположении ДПРМ на удалении 4 км от ВПП);

- при подходе к ДПРМ на высоте 1500-2500 м выпустить шасси кратковременной (на 2-3 с) установкой крана шасси на выпуск (шасси выпускается от скоростного напора) и закрылки на 15° от аварийной системы. Установить скорость 260 км/ч и выдерживать ее постоянной до выравнивания (вертикальная скорость 7-7,5 м/с);

- в момент пролета ДПРМ запомнить высоту полета (H_{BX}), выполнить разворот с креном 30 на курс, обратный посадочному, и планировать с этим курсом до достижения контрольной высоты (рис. 5.1), равной

$$H_K = \frac{H_{BX}}{2} + 300, \text{ м};$$

- при выходе на ДПРМ на высоте 2500-1600 м с курсом, близким обратному посадочному, выполнить отворот с креном 30° на угол 90° к посадочному курсу и разворот на курс, обратный посадочному, и планировать до достижения контрольной высоты;

- при достижении контрольной высоты выполнить разворот на 180° с креном 30° с расчетом выйти на посадочный курс. Высота пролета ДПРМ на предпосадочной прямой в штиль 400 м, а при встречном ветре 5-10 м/с 450-500 м; высота пролета БПРМ 100 и 130 м соответственно. Превышение расчетной высоты пролета ДПРМ устранять скольжением.

Если высота пролета ДПРМ в штиль меньше 400 м, но не меньше 350 м или высота пролета БПРМ меньше 100 м, но не меньше 80 м, для уточнения расчета на посадку увеличить режим работы двигателя РУ19А-300 до номинального. При посадке ночью на высоте 100 м включить посадочные фары;

- при расчете на посадку с выходом на ДПРМ на высоте 400-500 м шасси и закрылки выпускать при подходе к ДПРМ;

- в случае посадки вне аэродрома или ошибки в расчете при посадке на аэродром перед выравниванием выключить двигатель РУ19А-300 и разрядить огнетушители внутрь двигателей (если они не были разряжены раньше);

- на высоте 10-15 м начать плавное выравнивание. Скорость приземления на 20-30 км/ч меньше скорости планирования;

- после приземления опустить самолет на колеса передней опоры шасси и применить торможение колес;

- после останова самолета обесточить его электросеть. Длина пробега в этом случае составляет 1250-1500 м.

Посадку на площадку вне аэродрома производить, как правило, на фюзеляж, при этом для расчета на посадку использовать те же рекомендации, что и при посадке на аэродром, учитывая, что вертикальная скорость снижения самолета с убраным шасси на 1 м/с меньше, чем с выпущенным.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ПИТАНИИ ЭЛЕКТРОСЕТИ САМОЛЕТА ОТ АККУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЙ. ЗАПАСА ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ ХВАТАЕТ НА 20-25 МИН ПОЛЕТА. ВКЛЮЧАЯ ОДНУ НЕУДАВШУЮСЯ ПОПЫТКУ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ АИ-24. РАБОТОСПОСОБНОСТЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ, ПОДКЛЮЧЕННЫХ К АВАРИЙНОЙ ШИНЕ, СОХРАНЯЕТСЯ ДО ПАДЕНИЯ НАПРЯЖЕНИЯ ДО 20,5 В

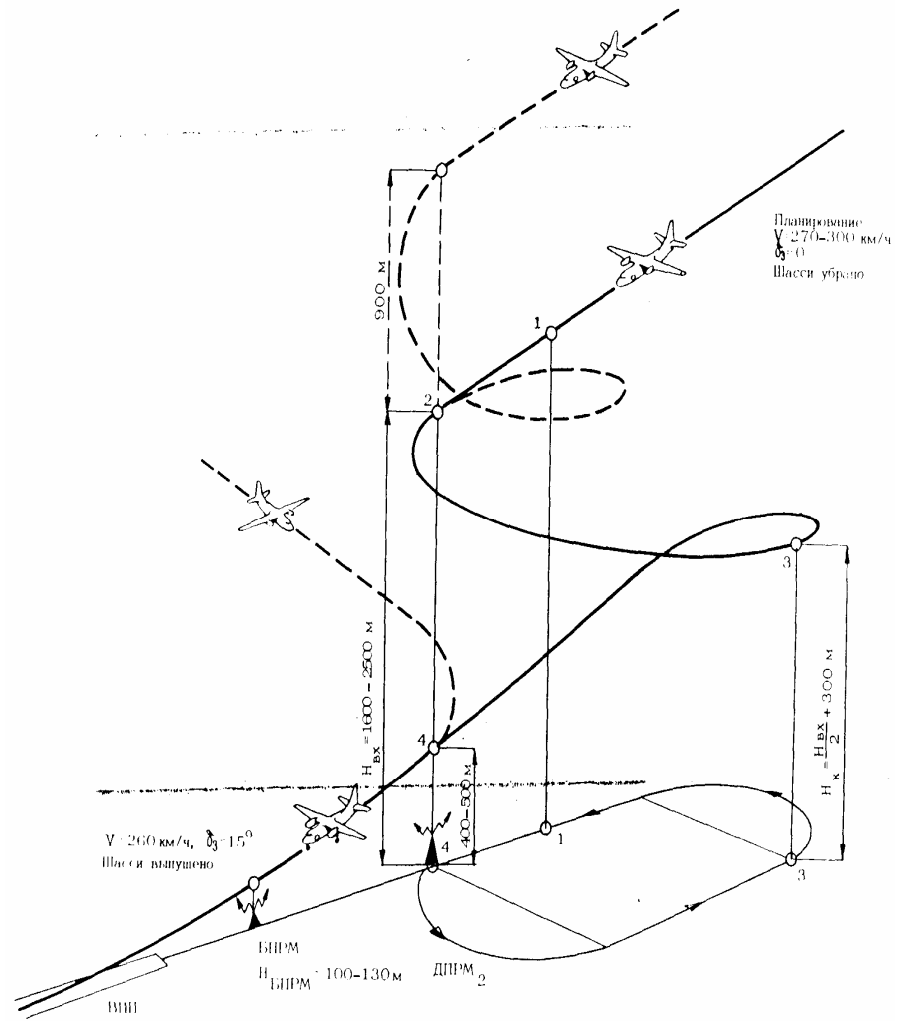


Рис. 5.1. Схема захода на посадку с отказавшими двигателями АИ-24ВТ:

1-выпуск шасси и закрылков на 15°;

2-выход на ДПРМ, начало разворота на курс обратный посадочному \pm УС;

3-выход на контрольную высоту, начало разворота на посадочный курс;

4-проход ДПРМ

5.1.12. Выключение и запуск двигателя АИ-24ВТ в полете

Выключение двигателя.

Выключение и запуск двигателя в учебных целях производить только при работающем двигателе РУ19А-300 и включенном на борт генераторе ГС-24Б.

Для выключения двигателя:

- установить РУД в положение полетного малого газа;
- закрыть отбор воздуха и выключить генераторы постоянного и переменного тока;
- нажать на 2-3 с кнопку КФЛ-37 и убедиться в том, что винт зафлюгировался;
- установить РУД в положение 0° по УПРТ.

Возникающие при флюгировании винта силы и моменты парировать соответствующим отклонением органов управления.

В случае необходимости флюгирование винта допускается при любом режиме работы двигателя.

Запуск двигателя

Запуск двигателя в полете разрешается только в случаях, когда исправный двигатель выключен с учебной целью или по ошибке экипажа.

Запуск двигателя разрешается производить не выше 6000 м на скоростях полета 260-300 км/ч при температуре масла на входе в двигатель не ниже 20 °С и отсутствии условий обледенения.

Перед запуском:

- установить РУД в положение 0° по УПРТ;
- убедиться, что в маслобаке двигателя не меньше 20 л масла;
- убедиться, что винт медленно вращается;
- убедиться, что переключатель "ЗЕМЛЯ - ВОЗДУХ" находится в положении "ВОЗДУХ", а выключатель упора винтов - в положении "ВИНТ НА УПОРЕ";
- убедиться, что стоп-кран и пожарный кран открыты. Запустить двигатель, для чего:
- нажать выключатель "ЗАПУСК В ВОЗДУХ";
- через 3-4 с кнопкой КФЛ-37 расфлюгировать винт до достижения частоты вращения ротора двигателя 15-18 %, после чего кнопку КФЛ-37 отпустить;
- при нарастании температуры газов за турбиной отпустить выключатель "ЗАПУСК В ВОЗДУХ" и продолжать импульсами расфлюгирование винта до частоты вращения ротора двигателя 60-65 %; в дальнейшем двигатель самостоятельно выходит на равновесную частоту вращения.

За нарастанием частоты вращения ротора следить до выхода двигателя на равновесную частоту вращения (103-105 %). Максимальная частота вращения (заброс) при запуске не должен превышать 110 %, температура газов за турбиной 700 °С.

После выхода двигателя на равновесную частоту вращения установить РУД запускаемого двигателя в положение полетного малого газа, а после прогрева его до температуры масла на входе 40 °С установить ему необходимый режим работы и включить генераторы.

Запуск двигателя прекратить, если:

- до выхода двигателя на частоту вращения 18 % не произошло воспламенения топлива (нет роста температуры газов);
- температура газов за турбиной выше 700 °С;
- частота вращения ротора выше 110 %;
- двигатель "зависает" на промежуточной частоте вращения;
- через 1 мин после выхода двигателя на равновесную частоту вращения давление масла на входе в двигатель не достигло 3,0 кгс/см².

Для прекращения запуска:

- зафлюгировать винт от кнопки КФЛ-37;
- отпустить выключатель "ЗАПУСК В ВОЗДУХ".

Повторный запуск производить только по; окончании цикла работы автоматики флюгирования (12 с) и выполнения всех операций по

подготовке к запуску.

При выключении обоих двигателей в полете для запуска исправного двигателя, выключенного по ошибке:

- выключить все потребители, не подключенные к аварийной шине, за исключением необходимых для запуска;
- установить переключатель аварийного питания на электрощитке в положение "ОСН. ШИНА";
- убедиться, что преобразователь ПО-750 включен, и произвести запуск двигателя в порядке, указанном выше.

После запуска двигателя и включения его генераторов постоянного и переменного тока установить переключатель аварийного питания в положение "АВТОМ."

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. В ОДНОМ ПОЛЕТЕ ПРОИЗВОДИТЬ БОЛЕЕ ТРЕХ ЗАПУСКОВ ДВИГАТЕЛЯ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

2. ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ СОПРОВОЖДАЕТСЯ РАЗВОРОТОМ И / КРЕНЕНИЕМ САМОЛЕТА В СТОРОНУ ЗАПУСКАЕМОГО ДВИГАТЕЛЯ. КОТОРЫЕ НЕОБХОДИМО ПАРИРОВАТЬ СООТВЕТСТВУЮЩИМ ОТКЛОНЕНИЕМ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ.

3. ОСТАВЛЯТЬ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ "ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ" ВО ВКЛЮЧЕННОМ ПОЛОЖЕНИИ ПОСЛЕ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ И ВКЛЮЧАТЬ ЕГО НА РАБОТАЮЩЕМ ДВИГАТЕЛЕ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

5.1.13. Отказ двигателя РУ19А-300 на взлете

При отказе двигателя РУ19А-300 на взлете взлет продолжать. В наборе высоты установить рычаг управления двигателем РУ19А-300 в положение

"СТОП" и закрыть его пожарный кран. После набора высоты круга выполнить полет по кругу и произвести посадку.

5.2. Пожар на самолете в воздухе

Признаки пожара:

- загорание светосигнализатора, указывающего место пожара, на пульте сигнализации и управления противопожарной системой: красных ламп-кнопок "ПОЖАР ЛЕВ.КР.", "ПОЖАР ПРАВ.КР.", "ПОЖАР МОТОГОН. ЛЕВ.ДВ.", "ПОЖАР ПРАВ.ДВ.", "ПОЖАР РУ-19" или красных ламп "ПОЖАР ВНУТРИ ЛЕВ.ДВ." и "ПОЖАР ВНУТРИ ПРАВ.ДВ.";
- срабатывание звуковой сигнализации;

- появление дыма, пламени или запаха гари в кабине.

Во всех случаях возникновения пожара на самолете экипаж обязан:

- установить место возникновения пожара по сигнализации о пожаре или визуально;

- принять все меры для ликвидации пожара;

- доложить руководителю полетов о возникновении пожара;

- при необходимости выполнить экстренное снижение.

- При возникновении пожара в отсеке правого или левого двигателя загорится лампа-кнопка "ПОЖАР ПРАВ. ДВ." или "ПОЖАР МОТОГОН. ЛЕВ. ДВ." и автоматически сработают огнетушители первой очереди.

По команде командира экипажа:

- зафлюгировать винт аварийного двигателя (см. 5.1.2);

- выключить двигатель РУ19А-300 и закрыть его противопожарный кран (при пожаре на правом двигателе);

- нажать кнопку разрядки "ОГНЕТУШ. ВНУТРИ ЛЕВОГО ДВИГАТ." или "ОГНЕТУШ ВНУТРИ ПРАВОГО ДВИГАТ.", при этом погаснут желтые лампы разрядившихся огнетушителей;

- проверить результаты тушения пожара первой очереди огнетушителей, для чего не раньше чем через 15 с после того, как погаснут желтые лампы первой очереди огнетушителей, установить главный выключатель противопожарной системы кратковременно в нейтральное положение, а затем в положение "ПОЖАРОТУШЕНИЕ".

Если при этом сигнальная лампа-кнопка не загорится, пожар в данном отсеке ликвидирован. Если лампа-кнопка горит (пожар продолжается), разрядить в очаг пожара вторую очередь огнетушителей, нажав кнопку "ОГНЕТУШ. II ОЧЕРЕДИ", а также все баллоны системы НГ, нажав кнопку "НГ К ПОЖАРУ" на щитке НГ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПУСКАТЬ В ВОЗДУХЕ ДВИГАТЕЛЬ, НА КОТОРОМ БЫЛ ПОЖАР, ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

При возникновении пожара в отсеке двигателя РУ19А-300 загорится лампа-кнопка "ПОЖАР РУ-19" и автоматически разрядятся огнетушители первой очереди (сигнализация о пожаре выполнена отдельно для отсека двигателя АИ-24ВТ и для РУ19А-300).

В этом случае:

- выключить двигатель РУ19А-300 и закрыть его противопожарный кран;

- выключить генератор ГС-24Б;

- проверить, ликвидирован ли пожар и при необходимости разрядить в отсек правого двигателя вторую очередь огнетушителей и все баллоны системы НГ.

При возникновении пожара в отсеках крыла загорается лампа-кнопка "ПОЖАР ЛЕВ. КР." ("ПОЖАР ПРАВ. КР.") и срабатывают огнетушители первой очереди. В этом случае командиру экипажа дать команду борттехнику произвести проверку результатов тушения пожара.

Если после проверки красная лампа-кнопка загорается снова, необходимо разрядить в очаг пожара вторую очередь огнетушителей и баллоны системы НГ.

Если пожар обнаружен визуально, а система пожарной сигнализации не сработала, борттехнику по команде командира экипажа необходимо нажать соответствующую лампу-кнопку на щитке пожаротушения и выполнить все действия, указанные для соответствующего случая срабатывания системы пожарной сигнализации.

При возникновении пожара во внутренних полостях правого (левого) двигателя на щитке пожаротушения загорится красная лампа "ПОЖАР. ВНУТРИ ЛЕВ. ДВ." ("ПОЖАР ВНУТРИ ПРАВ. ДВ."). По команде командира экипажа борттехнику:

- нажать кнопку разрядки "ОГНЕТУШ. ВНУТРИ ЛЕВОГО ДВИГАТ." ("ОГНЕТУШ. ВНУТРИ ПРАВОГО ДВИГАТ."), при этом погаснут желтые лампы разрядившихся огнетушителей;
- зафлюгировать винт аварийного двигателя (см. 5.1.2);
- внимательно следить за лампой "ПОЖАР ВНУТРИ ЛЕВ. ДВ." ("ПОЖАР ВНУТРИ ПРАВ. ДВ."). Если лампа погасла, пожар ликвидирован.

При необходимости разрядить в отсек аварийного двигателя первую очередь огнетушителей, нажав для этого лампу-кнопку "ПОЖАР МОТОГОН. ЛЕВ. ДВ." ("ПОЖАР ПРАВ. ДВ.") на щитке пожаротушения.

Если пожар обнаружен на взлете до отрыва самолета, командир экипажа обязан прекратить взлет и дать команду на тушение пожара.

Если прекратить взлет нельзя (наличие препятствий), продолжать взлет и приступить к тушению пожара.

При пожаре (появлении дыма) в кабине экипажа или в грузовой кабине:

- каждый член экипажа, обнаруживший дым в кабине, обязан немедленно сообщить об этом командиру экипажа;
- дать команду "Экипаж, надеть кислородные маски и перейти на питание чистым кислородом" (на время надевания маски командир экипажа передает управление самолетом помощнику командира экипажа);
- доложить руководителю полетов (диспетчеру) о случившемся;
- выполнить экстренное снижение до безопасной высоты;
- дать команду борттехнику подсоединять маску к переносному кислородному прибору, покинуть свое рабочее место, определить место пожара (источник дыма) и погасить пожар переносным огнетушителем;
- если источником дыма является система кондиционирования, выключить систему, через которую поступает дым;
- при интенсивном заполнении кабины (кабин) дымом применить ускоренную вентиляцию кабины, для чего:
 - а) на установившейся высоте при скорости 300 км/ч отключить отбор воздуха от двигателей на систему кондиционирования;

б) включить выключатель "АВАР. СБРОС ДАВЛ.";

в) после выравнивания давления открыть правую форточку в кабине экипажа;

г) включить систему кондиционирования, доведя величину расхода воздуха до максимально возможного.

При пожаре в одном из потребителей электроэнергии немедленно обесточить его.

После ликвидации пожара командир экипажа обязан дать команду одному из членов экипажа вести тщательное наблюдение за отсеком, в котором был пожар.

После ликвидации возникшего на самолете пожара произвести посадку на ближайшем аэродроме. Если пожар (источник дыма) не ликвидирован, принять решение о вынужденной посадке самолета вне аэродрома или его покидании в воздухе в зависимости от обстановки.

При возникновении пожара на рулении:

- сообщить о пожаре руководителю полетов;

- остановить самолет;

- применить систему пожаротушения, имеющуюся на самолете, в последовательности, аналогичной тушению пожара в воздухе, выключить двигатели.

Если пожар возник снаружи самолета (например, в отсеке шасси), дать команду пассажирам и экипажу "Покинуть самолет" и приступить к тушению пожара ручными огнетушителями до прибытия пожарно-спасательной команды.

5.3. Посадка с неисправным шасси

5.3.1. Общие указания

Во всех случаях при неисправности системы выпуска шасси командир экипажа обязан использовать все имеющиеся в его распоряжении средства для того, чтобы выпустить шасси.

Убедившись в невозможности выпуска шасси от основной и аварийной систем или в повреждении шасси, доложить руководителю полетов о положении шасси и принятых мерах по их выпуску, получить разрешение на посадку и указания по ее выполнению.

Посадку выполнять на грунтовую полосу аэродрома или на грунт при посадке вне аэродрома.

Во всех случаях посадки с неисправным шасси при заходе на посадку и посадке необходимо :

- включить систему НГ;
- максимально уменьшить посадочный вес, самолета выработкой топлива и сбросом грузов (по возможности);
- при невозможности сброса грузов дать команду установить дополнительную швартовку;
- подготовить к применению ручные огнетушители;
- убедиться, что у экипажа и десантников (раненых) застегнуты привязные ремни;
- на высоте крута дать команду отключить отбор воздуха от двигателей, включить выключатель "АВАР. СБРОС ДАВЛ." и открыть форточку;
- дать команду открыть аварийные люки (кроме нижнего) и входную дверь перед третьим разворотом, а при заходе с прямой - после разгерметизации кабины.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ПРИ ОТКРЫТИИ АВАРИЙНЫХ ЛЮКОВ И ВХОДНОЙ ДВЕРИ ПОКАЗАНИЯ УКАЗАТЕЛЯ СКОРОСТИ, РАСПОЛОЖЕННОГО НА ПРИБОРНОЙ ДОСКЕ СО СТОРОНЫ ОТКРЫТОЙ ФОРТОЧКИ, УМЕНЬШАЮТСЯ НА 60-80 км/ч. ПОСЛЕ ЗАКРЫТИЯ ФОРТОЧКИ ПОКАЗАНИЯ СКОРОСТИ ВОССТАНАВЛИВАЮТСЯ.

2. ФИКСАЦИЮ ДВЕРИ В ОТКРЫТОМ ПОЛОЖЕНИИ ПРОИЗВОДИТЬ С ПОМОЩЬЮ ШВАРТОВОЧНОГО РЕМНЯ, КОТОРЫЙ ЗАКРЕПЛЯТЬ ЗА АМОРТИЗАЦИОННУЮ СКОБУ ДВЕРИ И ПРАВЫЙ ТРОС ПРИНУДИТЕЛЬНОГО РАСКРЫТИЯ ПАРАШЮТОВ.

- после открытия аварийных люков и входной двери закрыть форточку;
- заход на посадку выполнять так же, как с нормально выпущенным шасси;
- закрылки выпустить на 38°;
- на высоте 50-70 м радисту установить переключатель аварийного питания в положение "ОСН.ШИНА";
- перед выравниванием, убедившись в точности расчета, дать команду выключить РУ19А-300;
- перед выравниванием на высоте 10-15 м дать команду одновременно зафлюгировать винты обоих двигателей кранами, аварийного флюгирования и закрыть пожарные краны. Небольшой кабрирующий момент, возникающий при флюгировании винтов, парировать соответствующим отклонением РВ;
- посадку ночью на неосвещенную полосу выполнять с включенными фарами и двигателем РУ19А-300, работающим на режиме с оборотами 70-75%. Выключение РУ19А-300 производить после остановки самолета;
- после остановки самолета убедиться в отсутствии очагов пожара (при обнаружении очагов пожара применить систему пожаротушения), обесточить самолет и принять меры по эвакуации десантников (раненых) и экипажа.

5.3.2. Посадка с невыпущенной или неисправной передней опорой шасси

Перед посадкой создать по возможности заднюю центровку соответствующим перемещением грузов и пассажиров. Посадку производить на основные опоры шасси с нормальным посадочным углом. После приземления на пробеге отклонением штурвала на себя как можно дольше не допускать касания ВПП носовой частью фюзеляжа.

Направление на пробеге выдерживать отклонением РН.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. НА ПРОБЕГЕ ТОРМОЗАМИ КОЛЕС ПОЛЬЗОВАТЬСЯ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

5.3.3. Посадка на фюзеляж

Посадку на фюзеляж производить при:

- невозможности выпуска шасси;
- невозможности выпуска левой или правой опор;
- разрушении всех пневматиков левой или правой опор;
- развороте колес левой или правой опоры из-за разрушения элементов конструкции шасси (определяется визуально из кабины);
- вынужденной посадке вне аэродрома.

Перед посадкой убирать шасси. Приземление производить с нормальным посадочным углом, не допуская крена самолета.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Если шасси полностью не убираются (не горят одна или несколько красных ламп), переключатель "ШАССИ" оставить в положении "УБОРКА". После флюгирования воздушных винтов установить РУД в положение не менее 30° по УПРТ.

5.3.4. Посадка с одной невыпущенной основной опорой шасси

Если одна из основных опор шасси не выпустилась и выпущенную опору убрать невозможно, произвести посадку с одной невыпущенной опорой шасси.

Приземление выполнять с нормальным посадочным углом на выпущенную основную опору шасси. После приземления опустить передние колеса на ВПП и, отклоняя штурвал в сторону выпущенной основной опоры, как можно дольше удерживать самолет от сваливания на крыло. В начале сваливания полностью затормозить колеса.

5.3.5. Посадка с невыпущенными основными опорами и выпущенной передней опорой шасси

Если основные опоры шасси не выпустились, а переднюю опору убрать невозможно, произвести посадку с выпущенной передней опорой.

Приземление производить с нормальным посадочным углом на фюзеляж, не допуская приземления самолета с малым углом тангажа (на повышенной скорости) и удара о землю передними колесами.

5.4. Заход на посадку и посадка с убранными закрылками

После четвертого разворота установить скорость 240-280 км/ч в зависимости от веса самолета (см. табл. 5.5) и выдерживать ее до БПРМ. После прохода БПРМ уменьшить скорость на 10-15 км/ч.

Выравнивание начинать на высоте 8-10 м. В начале выравнивания установить режим ПМГ в зависимости от температуры наружного воздуха.

Потеря скорости на выдерживании происходит медленнее, чем при посадке с выпущенными закрылками. Самолет легко выходит на посадочный угол атаки. Нагрузки на штурвал при этом невелики.

Скорости начала выравнивания и посадочные скорости в зависимости от веса самолета приведены в табл. 5.5.

После приземления убрать РУД до 0° по УПРТ, опустить самолет на колеса передней опоры и снять винты с упоров.

Торможение колес начинать на скорости не более 180 км/ч.

Таблица 5.5

Вес самолета,	Скорость, км/ч
---------------	----------------

	на снижении до БПРМ	в начале выравни- вания	на посадке
Больше 22000	280	270-265	260-250
22000-20000	270	260-255	250-240
20000-18000	255	245-240	235-225
Меньше 18000	240	230-225	220-210

5.5. Посадка на воду

При полетах над водным пространством на борту самолета должны быть:

- авиационные спасательные жилеты и лодки МЛАС-1 на каждого члена экипажа и каждого пассажира.
- Спасательные жилеты надевать перед полетом;
- спасательные средства (лодки или плоты) для группового пользования;
 - аварийный запас продовольствия и воды;
 - аварийные средства связи и сигнализации.

Приняв решение о посадке на воду, командир экипажа обязан:

- предупредить экипаж, личный состав сопровождающего расчета (десантников) о выполнении аварийной посадки на воду;
- дать команду бортрадисту передать координаты предполагаемого места приводнения на КП (ГРДП), подать сигнал "SOS", дублируя его на частоте 500 кГц для приема морскими судами;
- включить сигнал "БЕДСТВИЕ";
- убедиться, что экипаж и пассажиры надели спасательные жилеты и застегнули привязные ремни;
- на высоте крута разгерметизировать кабину аварийным сбросом давления и открыть форточку;
- дать команду подготовить спасательные средства к выбросу. В условиях неспокойного моря при скорости ветра до 15 м/с посадку производить

параллельно гребню волны, не считаясь с направлением ветра, так как такой вид посадки является наиболее безопасным.

При более сильном ветре, а также при ветровой волне без наката садиться на воду следует против ветра.

Заход на посадку и посадку производить с убраннным шасси и полностью выпущенными закрылками в соответствии с рекомендациями 5.3.

При посадке ночью на высоте 150-100 м включить фары и все внимание сосредоточить на выравнивании самолета перед приводнением, не допуская удара его о воду или потери скорости. В тумане и облаках фары не включать.

Совершив посадку на воду, командир экипажа обязан:

- оценить положение самолета на воде и возможность открытия входной двери и аварийных люков с таким условием, чтобы вода как можно дольше не смогла проникнуть внутрь самолета;
- дать команду открыть двери и люки на стороне фюзеляжа, противоположной направлению крена;
- дать команду выбросить аварийно-спасательные средства: лодки (плоты), аварийную радиостанцию, запас продовольствия и воды, средства связи и сигнализации (перед выброской прикрепить эти средства к самолету);
- руководить эвакуацией и посадкой пассажиров и членов экипажа на плавсредства;
- покинуть самолет последним, перейти на лодку (плот) и руководить спасением людей, попавших в воду;
- дать команду отсоединить от самолета спасательные средства и отвести их на расстояние 50-100 м.

5.6. Вынужденное покидание самолета в воздухе

В случае вынужденного покидания самолета в воздухе командир экипажа обязан:

- дать команду "Приготовиться к прыжку" и включить сигнал "БЕДСТВИЕ";
- доложить руководителю полетов (диспетчеру) о местонахождении самолета;
- развернуть самолет в направлении малонаселенного района.

По команде командира экипажа "Приготовиться к прыжку" члены экипажа обязаны:

а) помощник командира экипажа:

- разгерметизировать кабину;
- при уменьшении избыточного давления в кабине до $0,1 \text{ кгс/см}^2$ по УВД-15 открыть аварийный люк;

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ НАЛИЧИИ В ГРУЗОВОЙ КАБИНЕ ПАРАШЮТИСТОВ-ДЕСАНТНИКОВ
АВАРИЙНЫЙ ЛЮК ОТКРЫВАТЬ ТОЛЬКО ПОСЛЕ ОТКРЫТИЯ ГРУЗОВОГО ЛЮКА;

- откинуть вверх левый подлокотник сиденья;
- отстегнуть привязные ремни;

б) штурман:

- передать по СПУ данные радисту о местонахождении самолета;
- при перевозке парашютистов-десантников (или отказе системы открытия аварийного люка) открыть грузовой люк;
- включить сигнал "ПРИГОТОВИТЬСЯ К ПРЫЖКУ";
- установить рабочий столик в походное положение;
- развернуть кресло вправо на 90°;
- отстегнуть привязные ремни;

в) бортехник:

- включить систему НГ;
- отстегнуть привязные ремни, встать с сиденья и откинуть его в нижнее положение;
- поставить одну ногу на откинутае сиденье и наклониться вперед к пульту управления;

г) бортрадист:

- передать в эфир местонахождение самолета;
- откинуть рабочий столик и развернуться вправо на 90°;
- отстегнуть привязные ремни;
- открыть дверь в грузовую кабину и зафиксировать ее;

д) парашютисты-десантники:

- встать с сидений и откинуть их к бортам;
- парашютистам правого борта выйти на середину грузовой кабины;
- всем парашютистам-десантникам развернуться лицом к грузовому люку;
- по команде "Прыжок" покинуть самолет через грузовой люк в порядке, указанном в 7.4.4. После покидания самолета парашютистами-десантниками по команде командира экипажа "Прыжок" членам экипажа покинуть самолет через аварийный люк, соблюдая следующий порядок:
- бортрадист;
- штурман;
- бортехник;

- помощник командира экипажа;
- командир экипажа.

При покидании самолета члены экипажа обязаны встать на колени перед люком лицом против направления полета и, упираясь руками в передний обрез люка, покинуть самолет прыжком головой вниз, выпрямив ноги и держа ладони рук перед лицом.

При отказе системы открытия аварийного люка экипаж покидает самолет через грузовой люк в указанной выше последовательности.

В этом случае необходимо отсоединить фал парашютного прибора ППК-У от узла на сиденьи и присоединить его за трос в грузовой кабине. После этого переместиться к грузовому люку и, группируясь, отделиться от самолета.

При покидании самолета на высотах ниже 500 м парашют раскрывать вытяжным кольцом вручную сразу после отделения.

5.7. Вынужденная посадка самолета на сушу вне аэродрома и эвакуация десантников (раненых)

После принятия решения о вынужденной посадке:

- доложить руководителю полетов (диспетчеру) о месте и времени предполагаемой посадки;
- включить сигнал "БЕДСТВИЕ";
- дать указание командиру десанта (сопровождающему медработнику) подготовить десантников (раненых) к вынужденной посадке и быстрой эвакуации из самолета;
- убедиться, что экипаж, десантники (раненые) застегнули привязные ремни;
- на высоте 400-500 м дать команду помощнику командира экипажа разгерметизировать кабину, произведя аварийный сброс давления, после чего открыть форточку, а бортехнику включить систему НГ;
- заход на посадку производить в соответствии со ст. 5.3.1 Руководства; посадку производить, как правило, на фюзеляж;
- на последней прямой дать команду бортехнику открыть входную дверь и аварийные люки (кроме нижнего);
- после открытия аварийных люков и входной двери закрыть форточку;
- после посадки и полной остановки самолета дать команду опустить рампу и принять меры к быстрой эвакуации десантников (раненых) из самолета. В первую очередь эвакуируются лица, которые не могут самостоятельно покинуть самолет.

При вынужденной посадке на фюзеляж и невозможности использования для эвакуации аварийных люков и двери дать команду прорубить выходы топорами. В первую очередь выбить окна и сделать лазы в обшивке фюзеляжа, для чего снизу перерубить шпангоуты № 14, 15, 25 и 26, а затем отогнуть прорубленную часть обшивки. С наружной стороны фюзеляжа лазы прорубать между шпангоутами № 13-16 и 24-27 в местах, обозначенных желтыми уголками.

После эвакуации отвести десантников и экипаж в безопасное место. Командир экипажа покидает самолет последним.

5.8. Отказ авиагоризонта

Отказ авиагоризонта в сложных метеоусловиях и ночью своевременно может быть обнаружен при систематическом сравнении его показаний с показаниями приборов ЭУП-53, ВАР-30 и второго авиагоризонта.

5.8.1. Признаки отказа авиагоризонта

Признаки отказа:

- загорание красной сигнальной лампы на указателе авиагоризонта;
- несоответствие показаний авиагоризонта показаниям приборов ЭУП-53 или ВАР-30;
- расхождение в показаниях авиагоризонтов левого и правого летчиков;
- несоответствие изменений курса или высоты полета показаниям авиагоризонта;
- самопроизвольные колебания элементов индикации авиагоризонта;
- нереагирование элементов индикации авиагоризонта на отклонения органов управления самолетом;
- несоответствие показаний авиагоризонта фактическому режиму полета (полет в простых метеоусловиях).

5.8.2. Действия экипажа при отказе авиагоризонта

Экипаж должен:

- убедиться в отказе авиагоризонта путем сравнения его показаний с показаниями приборов ЭУП-53, ВАР-30 и другого исправного авиагоризонта;
- руководствуясь показаниями исправного авиагоризонта, вывести самолет в прямолинейный горизонтальный полет и отключить отказавший авиагоризонт;
- если оба авиагоризонта неисправны, вывод самолета в прямолинейный горизонтальный полет осуществлять по показаниям приборов ЭУП-53 и ВАР-30.

ВНИМАНИЕ! 1. ВЫВОД САМОЛЕТА В ПРЯМОЛИНЕЙНЫЙ ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ ПРОИЗВОДИТЬ ВНАЧАЛЕ ПО КРЕНУ, А ЗАТЕМ ПО ТАНГАЖУ.

2. ПИЛОТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПОКАЗАНИЙ ПРИБОРОВ ЭУП-53 И ВАР-30 ОСУЩЕСТВЛЯТЬ КОРОТКИМИ ДВОЙНЫМИ ДВИЖЕНИЯМИ.

5.9. Отказы мембранно-анероидных приборов

Причинами отказов мембранно-анероидных приборов могут быть закупорка (лед, механические частицы) проводки систем статического или полного давления и нарушение герметичности системы питания приборов.

При полной закупорке трубопроводов системы статического давления показания вариометра будут нулевыми, а высотомера постоянными независимо от высоты и скорости полета; показания указателя скорости занижены, если фактическая высота больше, или завышены, если фактическая высота меньше, чем показывает высотомер.

Это может привести:

- в горизонтальном полете - к невыдерживанию заданной высоты полета;
- в наборе высоты - к выходу за ограничения по максимальной скорости полета (при выпущенных закрылках);
- на снижении - к потере скорости вплоть до сваливания.

Закупорка трубопроводов системы статического давления в горизонтальном полете может привести к невыдерживанию заданной высоты полета, а завышение и занижение показаний указателя скорости в наборе высоты и на снижении - к потере скорости соответственно или выходу, за ограничения по максимально допустимой приборной скорости.

При полной закупорке трубопроводов системы полного давления показания высотомера и вариометра будут правильными, а показания указателя скорости независимо от фактической скорости полета будут постоянными на высоте отказа и будут увеличиваться с увеличением высоты полета или уменьшаться при снижении.

Нарушение герметичности проводки системы статического давления в незагерметизированной кабине приводит к сравнительно небольшим изменениям показаний приборов, а в загерметизированной кабине при наличии перепада давления - к значительному изменению показаний приборов (высотомер показывает высоту в кабине, показания указателя скорости занижены).

Нарушение герметичности проводки системы полного давления в незагерметизированной кабине приводит к занижению (вплоть до нуля) показаний указателя скорости, а в загерметизированной кабине показания указателя скорости будут завышенными или заниженными в зависимости от соотношения скоростного напора и перепада давления в кабине.

Для своевременного обнаружения отказа мембранно-анероидных приборов необходимо периодически сравнивать показания своих приборов с показаниями приборов других членов экипажа.

Обнаружив разницу в показаниях высотомеров более 100 м, необходимо перевести самолет в набор или снижение на 10-15 с. Если в этом случае вариометр и высотомер не реагируют на изменение высоты, установить кран "СТАТИКА" в положение "РЕЗЕРВНАЯ". В этом случае при выпуске и уборке шасси имеет место кратковременное изменение показаний указателей

скорости и высоты и вариометра, которые восстанавливаются через 5-10 с после закрытия створок шасси. При полете на резервной статике показания указателей скорости и высоты изменяются незначительно.

Обнаружив разницу в показаниях указателя скорости, следует, не изменяя высоты полета, увеличить или уменьшить скорость. Если указатель скорости командира экипажа не реагирует на изменение скорости, установить кран "ДИНАМИКА" на пульте командира экипажа в положение "РЕЗЕРВНАЯ". В случае отказа указателя скорости помощника командира экипажа его показаниями не пользоваться.

В случае резкого изменения показаний приборов скорости и высоты (разгерметизация системы) показаниями этих приборов не пользоваться. Если показания приборов неверные, использовать авиагоризонт, радиовысотомер, АУАСП. Об отказе мембранно-анероидных приборов доложить руководителю полетов.

5.10. Растрескивание остекления в полете

В случае появления в полете отдельных трещин или сетки трещин на внешнем (несиловом) слое электрообогреваемых стекол выключить обогрев стекла, на котором появились трещины, и продолжить полет до аэродрома посадки.

Раздел 6 ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

6.1. Общие положения по расчету летных данных и номенклатура скоростей

6.1.1. Условия получения летных характеристик

Приведенная в подразделах 6.3-6.9 информация, касающаяся летных характеристик, позволяет экипажу самолета определить максимально допустимый вес, эксплуатационный диапазон высот и скоростей полета для конкретных эксплуатационных условий при выполнении полета с соблюдением эксплуатационных ограничений.

Получаемые по номограммам параметры не должны определяться за пределами, указанными на графиках.

При температурах наружного воздуха ниже самого низкого значения, указанного на графиках, учитывать влияние только самых низких температур графика.

6.1.2. Номенклатура скоростей

$V_{ПР}$ - приборная скорость - скорость, показываемая широкой стрелкой указателя скорости в полете.

$V_{ИН}$ - индикаторная скорость - скорость, которую показал бы указатель скорости широкой стрелкой в идеальных условиях полета при отсутствии поправок аэродинамической, инструментальной и на сжимаемость. Индикаторная скорость связана с приборной соотношением

$$V_{ИН} = V_{ПР} + \delta_a + \delta_{ИНСТР} + \delta_{СЖ}$$

где каждая поправка берется со своим знаком.

$V_{ИС}$ - истинная (воздушная) скорость - скорость перемещения самолета относительно воздуха, связанная с индикаторной скоростью соотношением

$$V_{ИС} = \frac{V_{ИН}}{\sqrt{\Delta}}$$

где Δ - относительная плотность воздуха.

W - путевая скорость - горизонтальная составляющая скорости перемещения самолета относительно земли.

$V_{M.Э}$ - максимальная эксплуатационная скорость - максимальная скорость, на которой разрешается выполнять полет без ограничений по времени и которая в особых случаях в полете может быть превышена, •

$V_{M.Д}$ - максимально допустимая скорость - максимальная скорость, превышать которую в эксплуатации при данной конфигурации самолета не разрешается.

$V_{БЕЗ}$ - безопасная скорость - наименьшая скорость, допускаемая на данном участке полета в данной конфигурации из условия обеспечения безопасности полета.

V_I - скорость принятия решения - скорость на разбеге, на которой при отказе критического двигателя возможно как безопасное прекращение взлета, так и безопасное продолжение взлета. При меньшей скорости взлет прекращается, при большей - продолжается.

$V_{П.ОП}$ - скорость подъема передней опоры шасси - скорость начала увеличения угла тангажа на разбеге, преднамеренно создаваемого отклонением штурвальной колонки на себя для вывода самолета на взлетный угол атаки.

V_C - скорость сваливания - скорость, определяемая началом сваливания самолета в прямолинейном полете при заданных конфигурациях и полетном весе самолета. Все значения скоростей, приведенные в Руководстве (если они специально не оговариваются), соответствуют показаниям широкой стрелки указателя скорости (приборная скорость), когда инструментальная поправка равна нулю. Размерность приборной скорости приводится без индекса ПР. Например, приборная скорость полета 270 км/ч.

Для краткого обозначения скоростей, отличающихся от приборной, в Руководстве принимаются следующие обозначения, например, истинная (воздушная) скорость снижения 390 км/ч ИС. Индикаторная скорость полета 305 км/ч ИН.

6.2. Эксплуатационный диапазон скоростей и высот полета. Аэродинамические поправки

6.2.1. Общие указания

Одним из необходимых условий обеспечения безопасности полета является строгое выдерживание скорости и высоты полета в рекомендованных Руководством пределах.

Эксплуатационный диапазон скоростей и высот полета зависит от веса самолета, его конфигурации, режима работы двигателей и температурных условий полета.

При эксплуатации самолета скорость полета должна быть не меньше безопасной скорости и не должна превышать максимально допустимую скорость в данной конфигурации самолета.

6.2.2. Максимальная высота полета

Максимальная высота полета самолета (практический потолок) зависит от полетного веса самолета, режима и количества работающих двигателей и внешних температурных условий полета.

Практический потолок самолета определяется достижением вертикальной скорости 0,5 м/с при условии выдерживания рекомендуемой скорости набора высоты и режима работы двигателей.

На рис. 6.1 показана зависимость практического потолка от веса самолета и внешних температурных условий для различных режимов работы двигателей, на рис. 6.2 - для тех же условий с одним выключенным двигателем.

6.2.3. Диапазон скоростей, максимальная и безопасная скорости полета

Эксплуатационный диапазон скоростей полета ограничивается допустимыми значениями максимальной и безопасной скоростей полета.

На рис. 6.3,6.4 показан эксплуатационный диапазон приборных скоростей полета по высотам для различных конфигураций самолета.

На этих же рисунках приведены скорости сваливания, наивыгоднейшие скорости набора высоты и максимальные скорости горизонтального полета.

Максимальная скорость

Максимальная скорость горизонтального полета - это скорость, которую может достичь самолет в горизонтальном полете при использовании располагаемой мощности двигателей.

Максимальная скорость ограничена при убранных шасси и закрылках значениями максимальной эксплуатационной скорости, а при выпущенных шасси и закрылках - значениями максимально допустимой скорости.

При экстренном снижении максимальная скорость ограничивается значением максимально допустимой скорости.

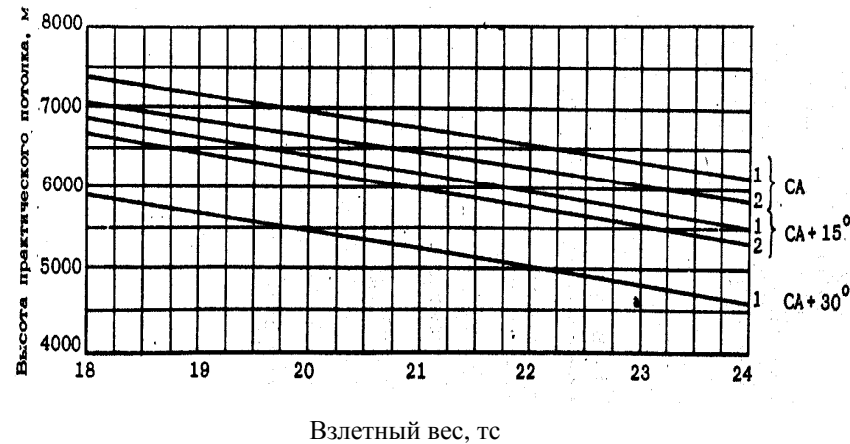
Работают два двигателя АИ-24ВТ:

1 -на максимальном режиме;

2-на номинальном режиме.

Двигатель РУ19А-300 не работает.

Вертикальная скорость набора 0,5 м/с.



Работают два двигателя АИ-24ВТ;

1- на максимальном режиме;

2 -на номинальном режиме

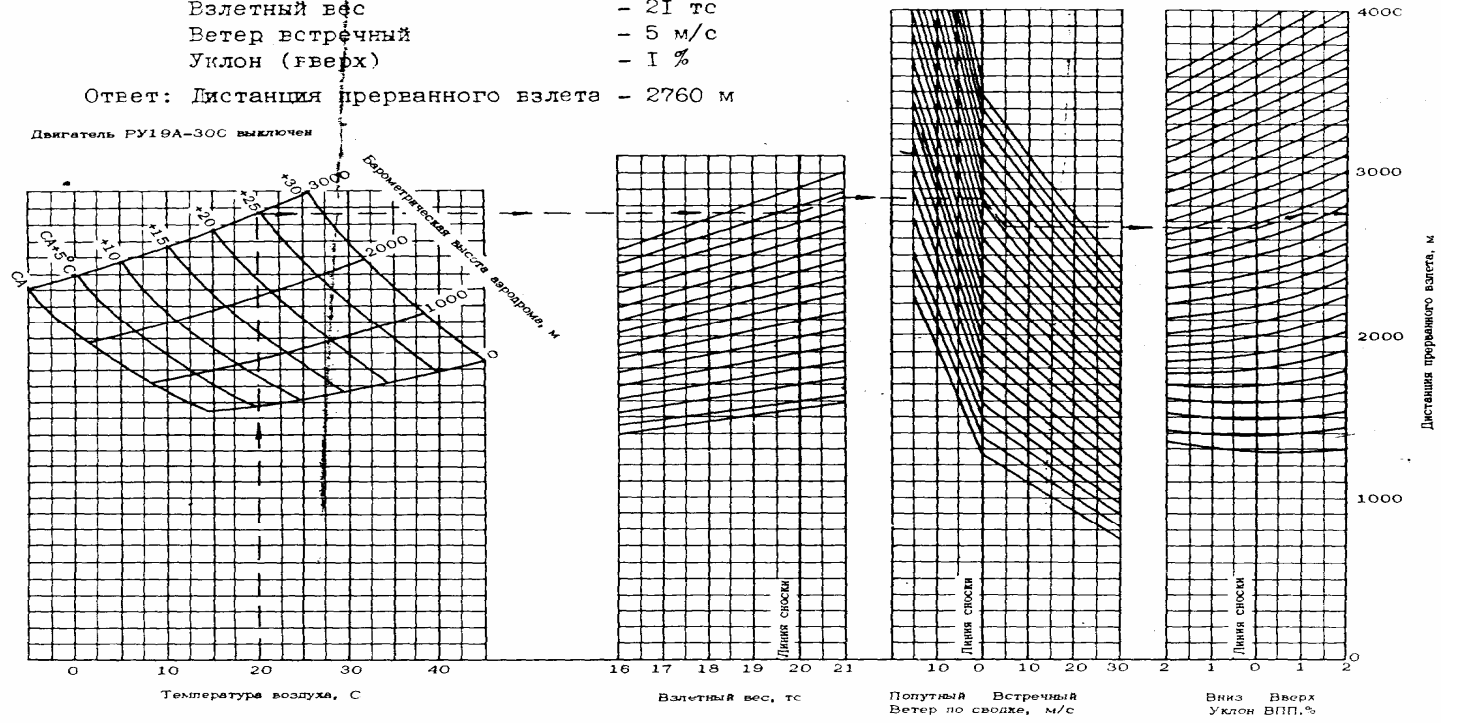
Рис. 6.16. Потребная дистанция прерванного взлета

Пример

Дано: Температура воздуха - 20 °С
 Барометрическая высота - 3000 м
 Взлетный вес - 21 тс
 Ветер встречный - 5 м/с
 Уклон (вверх) - 1 %

Ответ: Дистанция прерванного взлета - 2760 м

Двигатель РУ19А-30С выключен



Длина пробега - расстояние по горизонтали, проходимое самолетом с момента касания до момента полной остановки на ВПП.

Посадочная дистанция - расстояние по горизонтали, проходимое самолетом с момента пролета высоты 15 м (над уровнем ВПП относительно точки ожидаемого касания самолета) при посадке до полной остановки на ВПП.

Потребная длина ВПП для посадки включает:

- расчетную длину пробега;
- необходимый запас на неточность пилотирования, составляющий 30 % от расчетной длины пробега;
- вынос точки приземления от входной кромки (100 м);
- необходимый запас для освобождения ВПП после пробега (50 м).

6.5.2. Скорости на посадке

На рис. 6.17 приведены скорости предпосадочного снижения (пересечения входной кромки ВПП) и посадочные скорости в зависимости от веса самолета.

Во всех случаях скорость предпосадочного снижения должна быть не меньше $1,3 V_C$. На этой скорости обеспечиваются надежные запасы по управляемости и расчетная посадочная дистанция.

Указанную скорость выдерживать в условиях спокойной атмосферы или слабой и средней турбулентности. При посадке в условиях интенсивной болтанки скорость пересечения входной кромки ВПП увеличивать на 10 км/ч. Посадочная дистанция при этом несколько увеличивается.

Высота начала выравнивания 8-10 м.

6.5.3. Длина пробега и потребная длина ВПП для посадки

На рис. 6.18 приведена номограмма для определения длины пробега и потребной длины ВПП при посадке на бетонированную ВПП в зависимости от температуры наружного воздуха, барометрической высоты аэродрома, посадочного веса самолета и ветра.

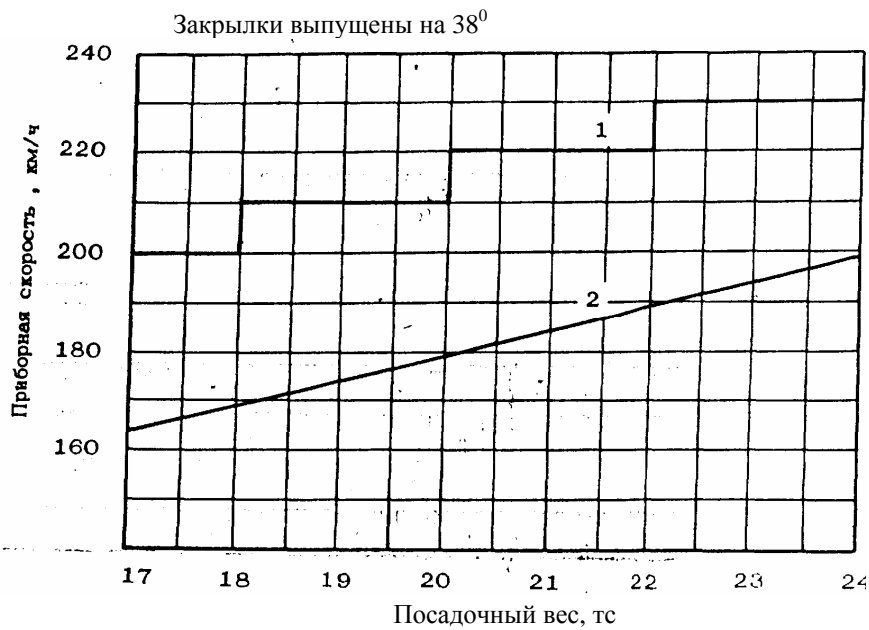


Рис. 6.17. Скорости предпосадочного планирования (1) и посадки (2)

6.6. Определение максимально допустимого посадочного веса

6.6.1. Общие указания

Максимально допустимый посадочный вес - наибольший разрешенный вес самолета для фактических атмосферных условий при посадке на аэродром данных размеров, при котором обеспечивается безопасная посадка.

Максимально допустимый посадочный вес определяется из условия обеспечения:

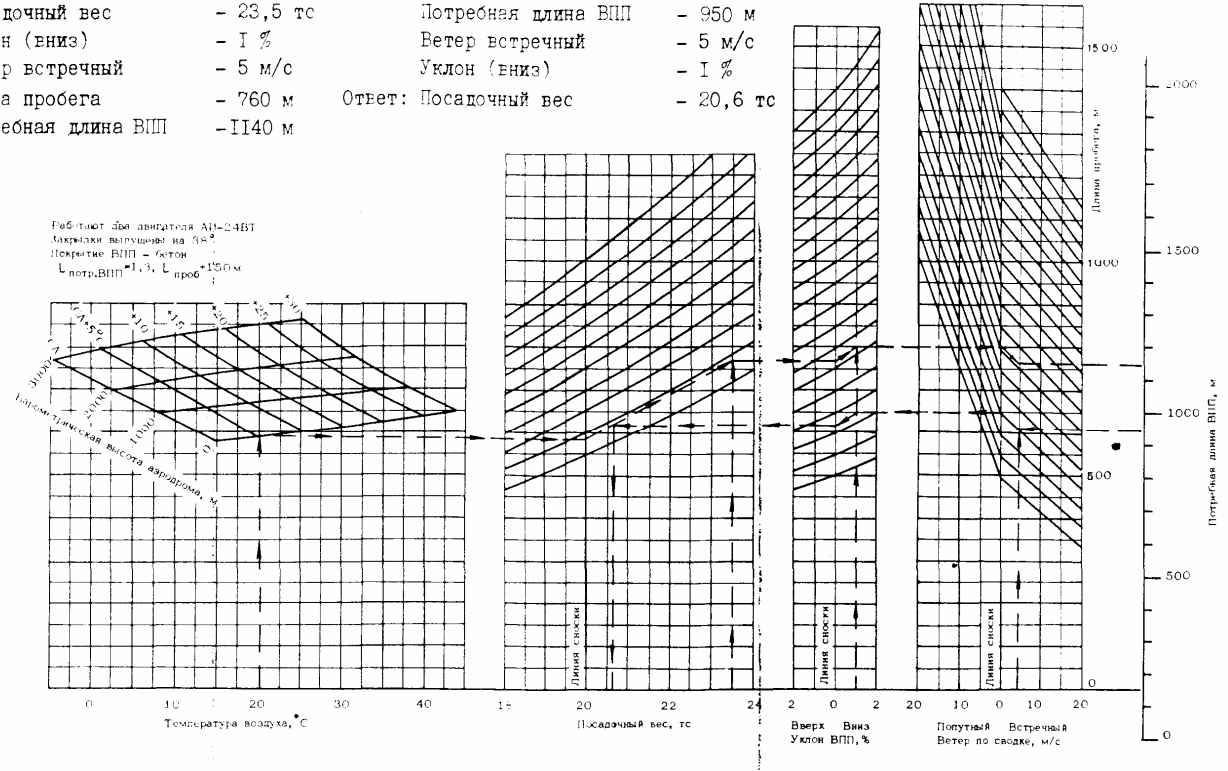
- безопасного набора высоты при уходе на второй круг при одном неработающем двигателе с градиентом набора высоты не менее 2,1 %;
- безопасной посадки на аэродром заданных размеров в ожидаемых условиях посадки. Для определения максимально допустимого посадочного веса вначале определяется максимальный посадочный вес самолета, исходя из первого условия, а затем оценивается достаточность длины ВПП для посадки с этим весом.

Рис. 6.18. Длина пробега и потребная длина ВПП для посадки.

Пример

Дано: Температура воздуха	- 20 °С	Дано: Температура воздуха	- 20 °С
Барометрическая высота	- 0	Барометрическая высота	- 0
Посадочный вес	- 23,5 тс	Потребная длина ВПП	- 950 м
Уклон (вниз)	- 1 %	Ветер встречный	- 5 м/с
Ветер встречный	- 5 м/с	Уклон (вниз)	- 1 %
Ответ: Длина пробега	- 760 м	Ответ: Посадочный вес	- 20,6 тс
Потребная длина ВПП	- 1140 м		

Работают два двигателя АИ-24ВТ
Максимальная температура на входе
Покрываете ВПП - бетон
 $U_{потр.ВПП} = 1,3 \cdot U_{проб}$



6.6.2. Максимально допустимый посадочный вес из условия обеспечения набора высоты при уходе на второй круг

Определяется по номограммам (рис. 6.19, 6.20) в зависимости от барометрической высоты аэродрома и температуры наружного воздуха в ожидаемых атмосферных условиях посадки.

Скорость набора высоты при уходе на второй круг при расчете номограммы принята равной скорости планирования.

Номограммы для определения максимального посадочного веса представлены для случая посадки с работающим и неработающим РУ19А-300.

Во всех случаях значение фактического посадочного веса должно быть равным или меньшим полученного по номограммам на рис. 6.19, 6.20. Если значение фактического посадочного веса больше определенного по номограмме на рис. 6.20, то посадку самолета производить с работающим РУ19А-300.

6.6.3. Проверка достаточности длины ВПП для посадки

Для максимального посадочного веса (или фактического посадочного веса, если он меньше максимального) необходимо определить длину ВПП для посадки в ожидаемых условиях.

Если же потребная длина ВПП для посадки больше длины ВПП, то по той же номограмме, задавая потребную длину ВПП для посадки, равную фактической длине ВПП, следует определить новое значение посадочного веса, которое и является максимально допустимым посадочным весом для посадки на этом аэродроме.

Пример определения максимально допустимого посадочного веса в этом случае показан на рис. 6.18.

6.7. Расчет дальности, радиуса и продолжительности полета

6.7.1. Основные факторы, влияющие на дальность и продолжительность полета

Дальность, радиус и продолжительность полета при заданной нагрузке зависят от запаса топлива и режима полета.

Режим полета задается высотой и приборной скоростью.

6.19. Максимальный посадочный вес
 Градиент набора высоты 2,1% при уходе на второй круг
 Работает один двигатель АИ-24ВТ на взлетном режиме
 Двигатель РУ19А-30С выключен
 Закрылки выпущены на 15°
 Шасси убрано

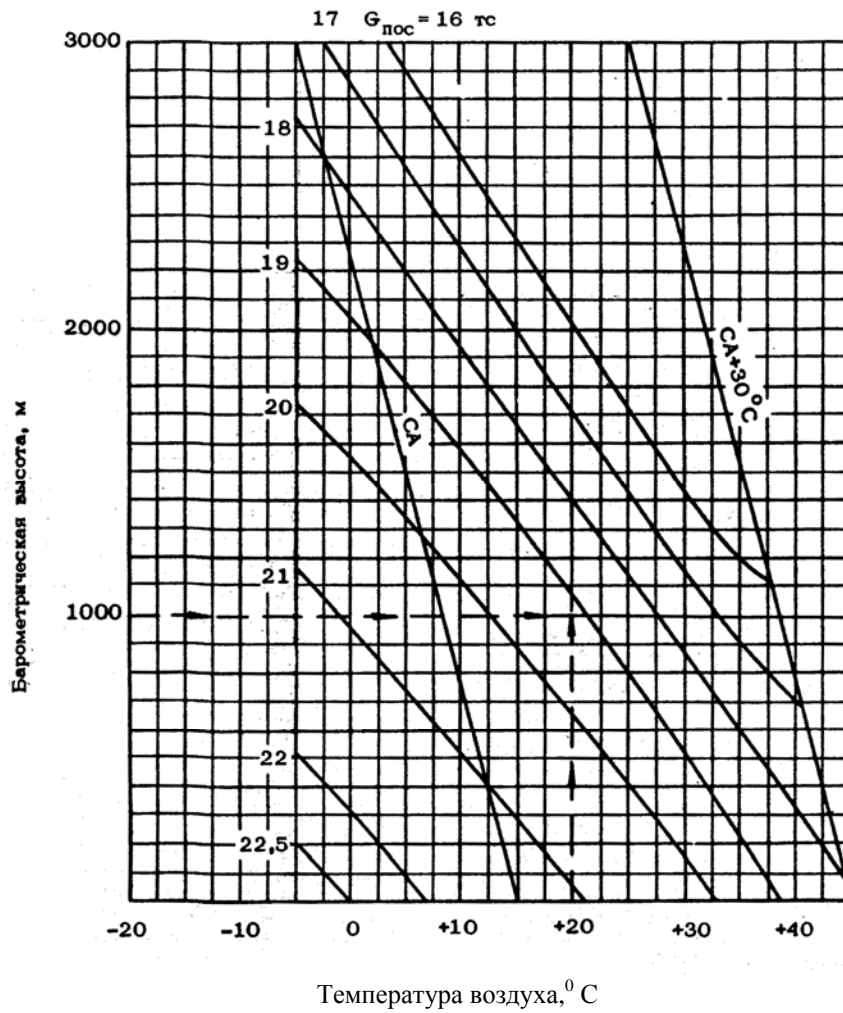


Рис. 6.20. Максимальный посадочный вес

Высота полета 500 м
Скорость 360 км/ч (360 км/ч ИС)

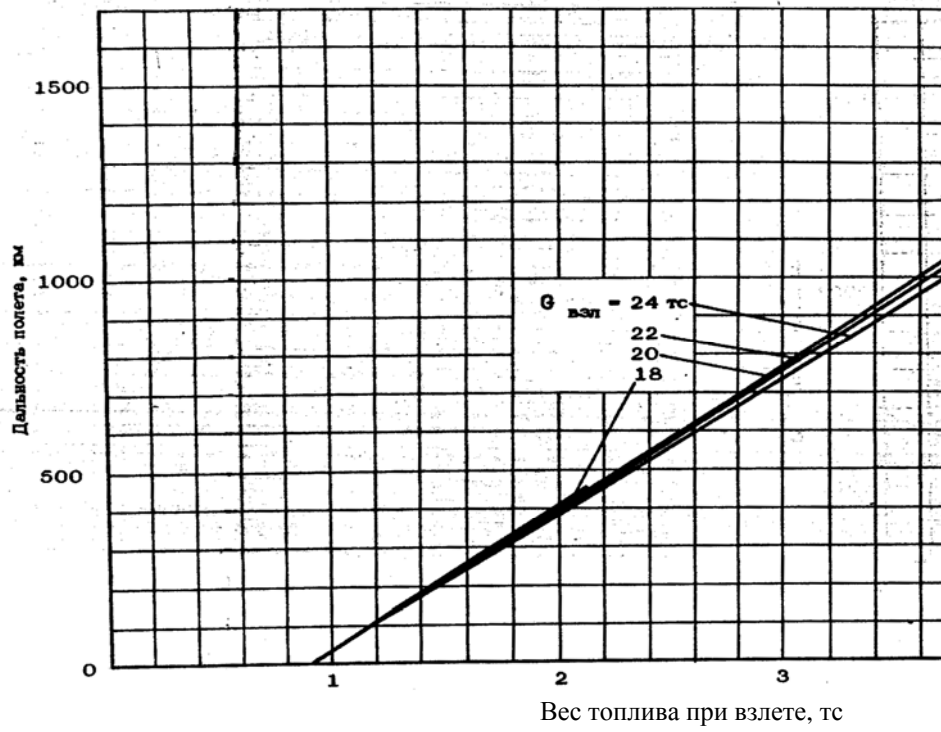


Рис. 6.21. Дальность полета на высоте 500 м.
Высота полета 1000 м
Скорость 355 км/ч (365 км/ч ИС)

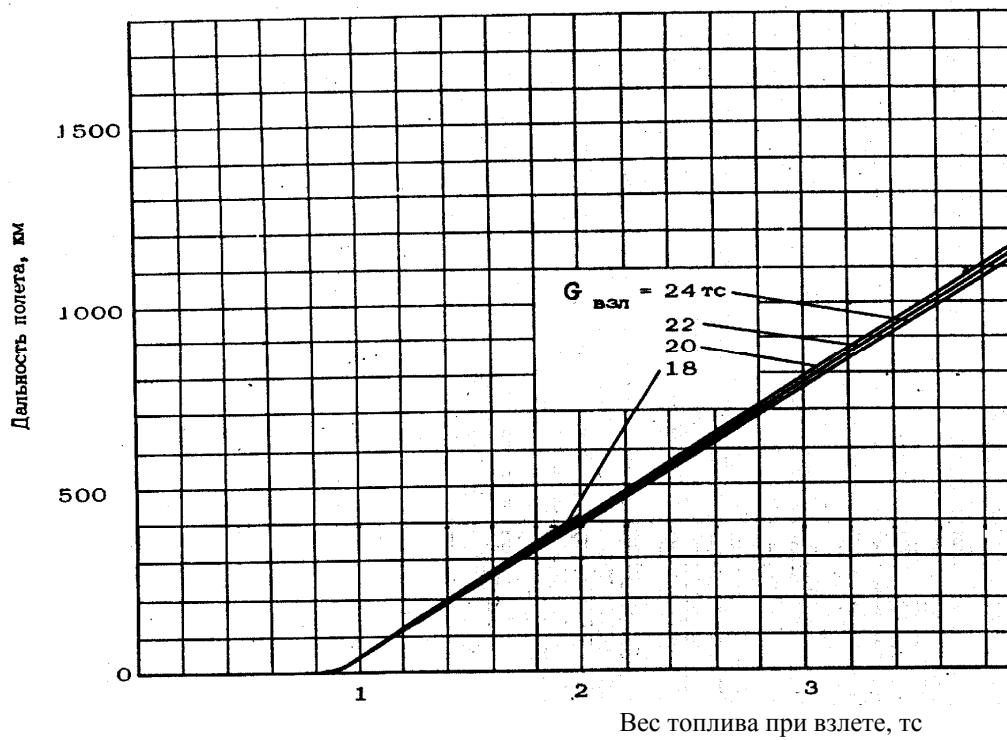


Рис. 6.22. Дальность полета на высоте 1000 м
 Высота полета 2000 м
 Скорость 350 км/ч (375 км/ч ИС)

радиус и продолжительность, высоту и скорость полета, направление и скорость ветра, полетный вес и использование ПОС.

Высота полета

Если высота полета условиями задания не определена, при протяженности маршрута более 700 км полет целесообразно выполнять на возможно большей высоте.

При протяженности маршрута от 100 до 700 км наиболее выгодные высоты полета лежат в пределах 3000-7000 м. При протяженности маршрута до 100 км полет выполняется на малых высотах.

Скорость полета

Во всех случаях, когда по условиям задания не требуются повышенные или пониженные скорости, маршрутные полеты следует производить на скоростях наибольшей дальности или близких к ним в пределах ± 20 км/ч.

Приборные скорости полета, которые необходимо выдерживать для получения наибольшей дальности полета, и соответствующие им воздушные скорости при стандартных температурах наружного воздуха в зависимости от высоты полета приведены в табл.6.1.

Температура наружного воздуха

При сохранении постоянной приборной скорости на данной высоте полета километровый расход топлива, а следовательно, и дальность полета самолета практически не зависят от температуры наружного воздуха, тогда как воздушная скорость, часовой расход топлива и продолжительность полета зависят от температуры наружного воздуха.

Приближенно можно считать, что при повышении температуры наружного воздуха относительно стандартной на каждые 5°C часовой расход топлива и воздушная скорость увеличиваются на 1 %, а продолжительность полета уменьшается на 1 %. При понижении температуры наружного воздуха указанные выше параметры изменяются в противоположном направлении на те же величины.

Полетный вес

Нагрузка и заправка топлива определяют взлетный и посадочный веса самолета. Эти величины не должны превышать максимально допустимых значений, которые определяются в зависимости от размеров аэродромов и атмосферных условий при взлете и посадке.

- ПРИМЕЧАНИЯ: 1. Приборные скорости приведены для самолетов, оборудованных ПВД-7.
2. При расчете дальности и продолжительности полета самолета учитывать:
- расход топлива $G_{T.KP}$ (190 кгс) и время t_{KP} (10 мин) при полете по кругу и посадке;
 - невырабатываемый остаток топлива $G_{T.НЕВ}$ (55 кгс);
 - гарантийный запас топлива $G_{T.ГАР}$ (580 кгс);
 - расход топлива при запуске и опробовании двигателей и рулении на старт (19 кгс/мин);
 - часовой расход топлива двигателя РУ19А-300 в зависимости от высоты полета согласно табл.б.б.

Увеличенная заправка топливом, не вызванная условиями поставленной задачи и обеспечением безопасности полета, приводит к увеличению полетного веса и, следовательно, к излишнему расходу топлива.

Сведения по расходу топлива приведены для самолета без внешних подвесок и с подвесками при закрытом грузовом люке.

Включение противообледенительной системы

Все данные, указанные ниже, приведены с учетом отбора воздуха от двигателей на нужду системы кондиционирования воздуха. При дополнительном отборе воздуха от двигателей на нужду других систем километровой и часовой расходы топлива увеличиваются:

- при включении противообледенительной системы воздухозаборников и ВНА двигателей на 3 %;
- при включении противообледенительной системы крыла, хвостового оперения и воздухозаборника РУ19А-300 на высотах до 3000 м - на 3 %, на высотах свыше 3000 м - на 5 %.

Направление и скорость ветра

Порядок учета влияния ветра на дальность и радиус полета изложен в Руководстве по самолетовождению.

Гарантийный запас топлива

Для обеспечения безопасности маршрутных полетов устанавливается гарантийный запас топлива не менее минимального 580 кгс.

Минимальный гарантийный запас топлива учитывает возможное увеличение расхода топлива по сравнению с расчетным вследствие неточности выдерживания маршрута, изменчивости ветра и погрешности его определения и прогнозирования, возможности ухода на второй круг, отличия технических характеристик самолета и двигателей от их средних значений, погрешностей при заправке, измерении остатка топлива и расчета дальности и продолжительности полета.

По указанию командира гарантийный запас топлива может быть увеличен по сравнению с минимальным в зависимости от возможного изменения тактической, навигационной, метеорологической и радиационной обстановки, сложности поставленной задачи, уровня подготовки экипажа и других факторов.

При расчете дальности, радиуса и продолжительности полета гарантийный запас топлива шесте с невырабатываемым остатком топлива входит в расчетный остаток топлива при посадке.

6.7.2. Материалы для инженерно- штурманского расчета полета

При выполнении инженерно-штурманского расчета, расчета дальности и продолжительности полета, а также запаса топлива учитываются:

- расход топлива (70 кгс) и время (2 мин) на взлет и разгон до скорости набора высоты;

- расход топлива $G_{Т.Н}$ путь $L_{Н}$ и время $t_{Н}$ при наборе высоты согласно табл. 6.2-6.4;

- километровый и часовой расходы топлива q и Q , определяемые для среднего веса самолета на участке горизонтального полета для заданной высоты и скорости на режиме наибольшей дальности полета согласно табл. 6.1;

- расход топлива $G_{Т.СН}$ путь $L_{СН}$ и время $t_{СН}$ при снижении до высоты круга (500 м) согласно табл. 6.5;

- расход топлива $G_{Т.КР}$ (190 кгс) и время $t_{КР}$ (10 мин) при полете по кругу и посадке;

- невырабатываемый остаток топлива (55 кгс) при автоматической выработке;

- гарантийный запас топлива $G_{Т.ГАР}$ (не менее 580 кгс);

- расход топлива $G_{Т.ЗЕМ}$ при запуске и прогреве двигателей и рулении на старт (230 кгс - по 19 кгс/мин в течение 12 мин);

- часовой расход топлива двигателем РУ19А-300 в зависимости от высоты полета согласно табл. 6.6.

При расчете радиуса и продолжительности полета в конечный пункт маршрута и обратно дополнительно учитываются:

- при посадочном десантировании - расход топлива 19 кгс/мин при работе двигателей на земле; в предварительных расчетах время работы двигателей на земле принимается равным 10 мин;

- при парашютном десантировании при заходе на площадку десантирования расход топлива 19 кгс/мин; в предварительных расчетах время захода принимается равным 10 мин.

Вес самолета, вес десантной нагрузки и запас топлива на самолете выражены соотношением

$$G = G_{CH} + G_{НАГР} + G_T$$

при этом взлетный и расчетный посадочный веса самолета равны:

$$G_{ВЗЛ} = G_{CH} + G_{НАГР} + G_{Т.ВЗЛ}$$

$$G_{Т.ВЗЛ} = G_{Т.ПОЛН} - G_{Т.ЗЕМ}$$

$$G_{ПОС} = G_{CH} + G_{НАГР} + G_{Т.ПОС}$$

$$G_{Т.ПОС} = G_{Т.ГАР} + G_{Т.НЕВ}$$

где G и G_T - текущие значения веса самолета и остатка топлива;

$G_{ВЗЛ}$ и $G_{Т.ВЗЛ}$ - взлетный вес и запас топлива при взлете;

$G_{ПОС}$ и $G_{Т.ПОС}$ - **расчетный посадочный вес самолета и расчетный остаток топлива при посадке;**

G_{CH} - вес снаряженного самолета (вес самолета без топлива и десантной нагрузки), в который входит вес пустого самолета (по формуляру), снаряжения и экипажа;

$G_{НАГР}$ - вес десантной нагрузки, в который входит вес перевозимого груза, приспособлений и оборудования для его перевозки и вес дополнительных членов экипажа;

$G_{Т.ПОЛН}$ - полный запас топлива на борту самолета перед запуском двигателей.

При определении весовых данных самолета следует руководствоваться материалами приложения 2 с учетом ограничений, изложенных в разделе 2.

Максимальные значения полного запаса топлива не должны превышать величин, указанных в табл. 6.7 для расчетных значений плотности топлива, или величин, получаемых умножением вместимости топливной системы на фактическую плотность топлива, когда она известна.

6.7.3. Общий метод расчета дальности, радиуса, продолжительности полета и методика выполнения инженерно-штурманского расчета полета

Порядок выполнения инженерно-штурманского расчета, расчета дальности, радиуса, продолжительности полета и количества заправляемого топлива зависит от конкретных особенностей заданного профиля полета и исходных данных в решаемой задаче. В эксплуатации наиболее часто встречаются задачи трех типов:

1 - определение максимальной дальности (радиуса) полета при перевозке заданного груза;

2 - определение потребного количества топлива (заправки) для полета на заданную дальность (радиус) с данной нагрузкой;

3 - определение максимального веса груза при перевозке его на заданную дальность (радиус).

Таблица 6.2

Характеристики набора высоты при работе двух двигателей АИ-

24ВТ на максимальном режиме (при постоянной скорости набора 310 км/ч, двигатель РУ19А-300 выключен, в стандартных условиях)

Взлетный вес, кгс	Высота, м	Расход топлива,	Путь, км	Время, мин
18000	500	20	5	1
	1000	40	10	2
	2000	85	20	3
	3000	130	35	6
	4000	185	45	9
	5000	245	60	13
	6000	325	80	17
	6600	380	95	21
	7200	440	110	25
	7800	525	135	29
20000	500	25	5	1
	1000	50	10	2
	2000	100	25	4
	3000	165	40	7
	4000	230	55	11
	5000	300	75	16
	6000	380	95	22
	6600	440	115	26
	7200	500	140	31
22000	500	30	10	1
	1000	60	15	2
	2000	125	30	5
	3000	190	45	9
	4000	270	65	14
	5000	365	90	19
	6000	470	120	27
	6600	555	150	32
24000	500	35	10	1
	1000	65	15	3
	2000	140	35	6
	3000	220	55	10
	4000	310	80	15
	5000	410	110	22
	6000	600	180	33

Таблица 6.3

Характеристики набора высоты при работе двигателей АИ-24ВТ на номинальном режиме и двигателя РУ19А-300 на 0,9 номинального режима (при постоянной скорости набора 310 км/ч. в стандартных условиях)

Взлетный вес, кгс	Высота, м	Расход топлива, кгс	Путь, км	Время, мин
18000	500	20	5	1
	1000	45	5	1
	2000	90	10	2
	3000	140	20	4
	4000	190	30	6
	5000	245	40	8
	6000	300	55	11
	6600	340	65	14
	7200	385	75	17
	7800	435	85	22
20000	500	25	5	1
	1000	55	5	1
	2000	110	15	2
	3000	170	25	4
	4000	235	40	7
	5000	300	50	10
	6000	370	70	14
	6600	415	80	18
	7200	465	95	22
	7800	525	115	27
22000	500	35	5	1
	1000	70	10	2
	2000	140	20	4
	3000	215	35	6
	4000	295	50	9
	5000	375	65	13
	6000	470	90	17
	6600	540	105	22
	7200	615	130	27
	7800	700	175	34
24000	500	40	5	1
	1000	80	10	2
	2000	170	25	5
	3000	265	40	8
	4000	360	60	11
	5000	470	85	16
	6000	610	120	22
	6600	710	150	27
	7200	830	200	35

Таблица 6.4

Характеристики набора высоты при работе двигателей АИ-24ВТ на максимальном режиме и двигателя РУ19А-300 на 0,9 номинального режима (при постоянной скорости набора 310 км/ч, в стандартных условиях)

Взлетный вес, кгс	Высота, м	Расход топлива, кгс	Путь, км	Время, мин
18000	500	15	3	I
	1000	40	5	I
	2000	80	10	2
	3000	125	15	3
	4000	170	25	5
	5000	220	35	7
	6000	270	45	9
	6600	305	55	12
	7200	345	65	15
	7800	395	75	20
20000	500	20	3	I
	1000	50	5	I
	2000	100	10	2
	3000	155	20	3
	4000	215	30	6
	5000	270	40	8
	6000	330	55	12
	6600	370	65	16
	7200	405	80	20
	7800	455	95	24
22000	500	35	5	I
	1000	65	10	2
	2000	130	20	4
	3000	195	30	5
	4000	270	45	8
	5000	340	55	II
	6000	420	75	15
	6600	470	85	19
	7200	520	105	23
	7800	605	130	28
24000	500	35	5	I
	1000	75	10	2
	2000	150	20	5
	3000	235	30	7
	4000	320	45	10
	5000	410	65	13
	6000	505	90	18
	6600	575	115	22
	7200	675	150	29

Таблица 6.5

Характеристики снижения до высоты 500 м

Высота, м	Скорость, км/ч (ПРИБОР)	Расход топлива, кгс	Путь, км	Время, мин
1000	420	10	5	1
2000	400	30	20	3
3000	380	55	30	5
4000	360	75	45	7
5000	340	95	65	9
6000	330	120	80	12
6600	325	130	95	14
7200	320	145	115	17
7800	315	160	140	20

Таблица 6.6

Часовой расход топлива двигателя РУ19А-300
в зависимости от высоты полета

Высота полета, м	500	1000	2000	3000	4000	5000	6000	6600	7200
Часовой расход топлива, кгс/ч	1040	1000	920	840	775	730	690	680	680

Таблица 6.7

Максимальные значения полного запаса топлива

Сорт топлива	Расчетная Плотность топлива, кг/л	Виды заправки		
		По обрез горловин (7080 л), кгс	Эксплуатационная (6880 л), кгс	Централизованная (6100 л), кгс
ТС-I	0,775	5485	5330	4730
Т-I, РТ	0,800	5665	5505	4880

В результате инженерно-штурманского расчета полета должно быть определено:

- необходимое количество заправляемого топлива;
- общее расстояние и продолжительность полета;

- расход топлива по этапам полета и его остаток у контрольных ориентиров с учетом гарантийного запаса, полетный вес самолета, а также пройденный путь и время на каждом этапе полета;

- остаток топлива при выходе на аэродром и после посадки.

Перед началом расчета профиль полета разбивается граничными точками на участки набора высоты, снижения, горизонтального полета с постоянной скоростью и другие характерные участки полета.

Для наглядности и удобства проведения вычислений, их проверки и контроля расчет рекомендуется делать в таблице (табл. 6.8).

Вначале в таблицу вносятся исходные данные и величины, которые непосредственно могут быть определены по исходным данным.

Расчет начинается с одного из участков, для которого в одной из граничных точек известен вес самолета. Такими граничными точками обычно являются точки, соответствующие взлету или посадке самолета, но граничной точкой может быть и точка в середине профиля полета. Например, при решении задач типа 1 известны взлетный и посадочный веса самолета, при решении задач типа 2 - только посадочный вес, при решении задач типа 3 - только взлетный вес.

На участках набора высоты и снижения характеристики определяются в соответствии с табл. 6.2-6.5.

Определение дальности на участках горизонтального полета производится в следующем порядке.

Если известен вес самолета в начале и конце горизонтального полета G' и G'' , то определяются:

- средний вес самолета $G_{CP} = 0,5 \times (G' + G'')$;

- километровый расход топлива q для найденного значения среднего веса самолета и воздушная скорость по табл. 6.1;

- часовой расход топлива $Q = qV_{ИС}$;

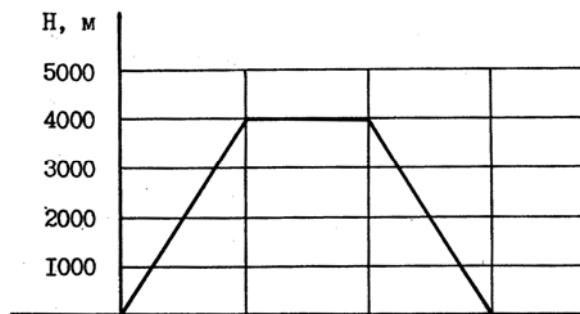
- расход топлива на участке $\Delta G_T = G' - G''$;

- пройденный путь на участке $\Delta L = \frac{\Delta G_T}{q}$;

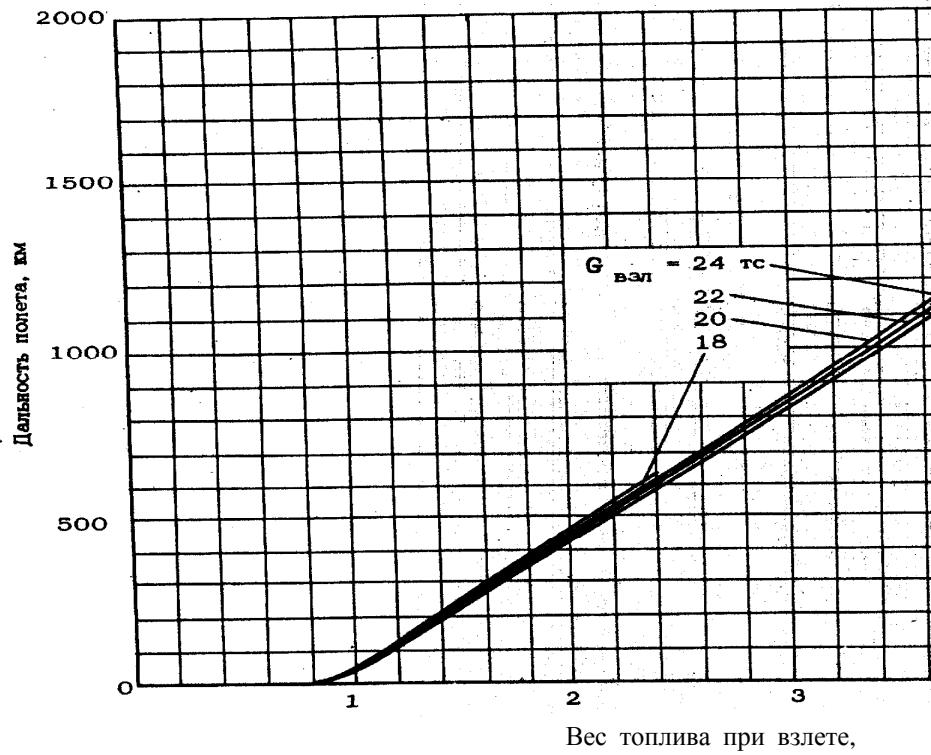
- время полета на участке $\Delta t = \frac{\Delta L}{V_{ИС}}$;

Если известен вес самолета в начале участка горизонтального полета G' и задана протяженность участка $\Delta L \leq 1000$ км, то определяются:

Таблица 6.8



Длина участка, км	65	480	45	-		
Общая длина, км	65	545	590	590		
Приборная скорость, км/ч	310	330	340- 420	-		
Воздушная скорость, км/ч ИС	-	395	-	-		
Продолжительность полета, мин	16	73	67	-		
Общая продолжительность полета, мин	16	89	96	-		
Часовой расход топлива, кгс/ч	-	820	-	-		
Километровый расход топлива, кгс/км	-	2,08	-	-		
Расход топлива на участке, кгс	340	1000	75	190		
Остаток топлива, кгс	3695	3355	2355	2280		
Полетный вес, кгс	22000	21660	20660	20585		



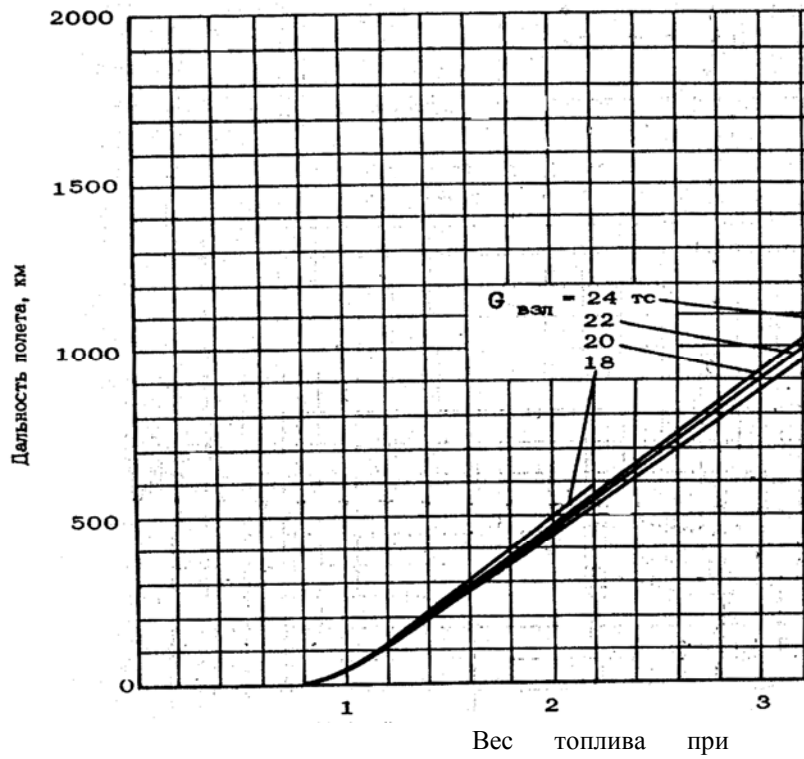
тс

2000 м

Рис. 6.23. Дальность полета на высоте

Высота полета 3000 м

Скорость 340 км/ч (395 км/ч ИС)



взлете, тс

высоте 3000 м

)

Рис. 6.24. Дальность полета на

Высота полета 4000 м

Скорость 330 км/ч (395 км/ч ИС

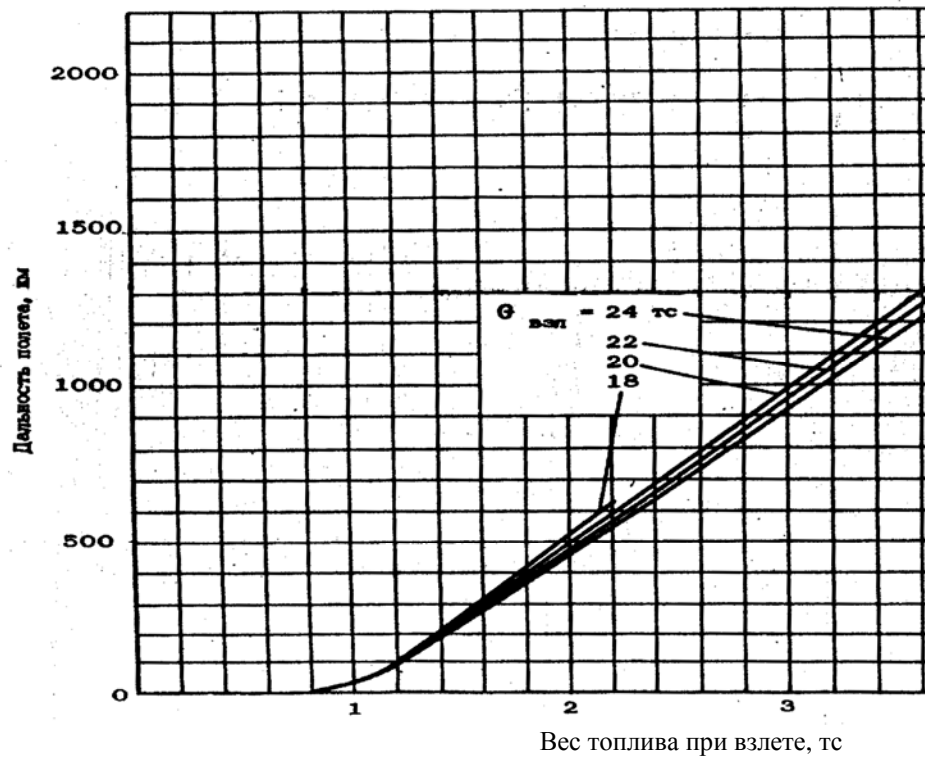


Рис. 6.25. Дальность полета на высоте 4000 м

- средний вес самолета $G_{CP} = G' - 0,46 \quad q' \Delta L$, где q' определяется для веса самолета G' ;
- величины q (по найденному значению G_{CP}) и V согласно табл. 6.1;
- часовой расход топлива $Q = q \times V_{HC}$;
- расход топлива на участке $\Delta G_T = q \times \Delta L$;
- вес самолета в конце участка $G'' = G' - \Delta G_T$;

- время полета на участке $\Delta t = \frac{\Delta L}{V_{ИС}}$;

Если известен вес самолета в конце участка горизонтального полета G'' и задана протяженность участка $\Delta L \leq 1000$ км, то определяются:

- средний вес самолета $G_{CP} = G'' + 0,54 q'' \Delta L$ где q'' находится для веса самолета G'' ;

- величину q (по найденному значению G_{CP}) и $V_{ИС}$ согласно табл. 6.1;

- часовой расход топлива $Q = q \times V_{ИС}$;

- расход топлива на участке $\Delta G_T = q \times \Delta L$;

- вес самолета в начале участка $G' = G'' + \Delta G_T$;

- время полета на участке $\Delta t = \frac{\Delta L}{V_{ИС}}$;

После расчета данных на всех участках для каждой граничной точки с учетом исходных данных подсчитываются остаток топлива, пройденный путь и время полета от взлета самолета. Для простейшего профиля с постоянной высотой и скоростью основные данные могут быть определены по графикам рис. 6.21-6.30.

6.7.4. Определение дальности, радиуса и продолжительности полета, заправки топлива при полете на постоянной высоте и режиме наибольшей дальности с помощью графиков

Графики рис.6.21-6.30 связывают между собой дальность полета, взлетный вес самолета и запас топлива при взлете.

Графики рассчитаны для полета на постоянной высоте и режиме наибольшей дальности с учетом набора высоты с двумя работающими на максимальном режиме двигателями АИ-24ВТ при постоянной скорости набора 310 км/ч, гарантийного запаса топлива 580 кгс и величин, указанных в п. 6.7.2.

В случае набора высоты при работе двигателей АИ-24ВТ на максимальном режиме и двигателя РУ19А-300 на номинальном или при работе двигателей АИ-24ВТ и двигателя РУ19А-300 на номинальном режиме при постоянной скорости набора 310 км/ч дальность полета, определенную по графикам рис, 6.21-6.30, необходимо уменьшать на величину, указанную в табл. 6.9.

Высота полета 5000 м

Скорость 320 км/ч (400 км/ч ИС)

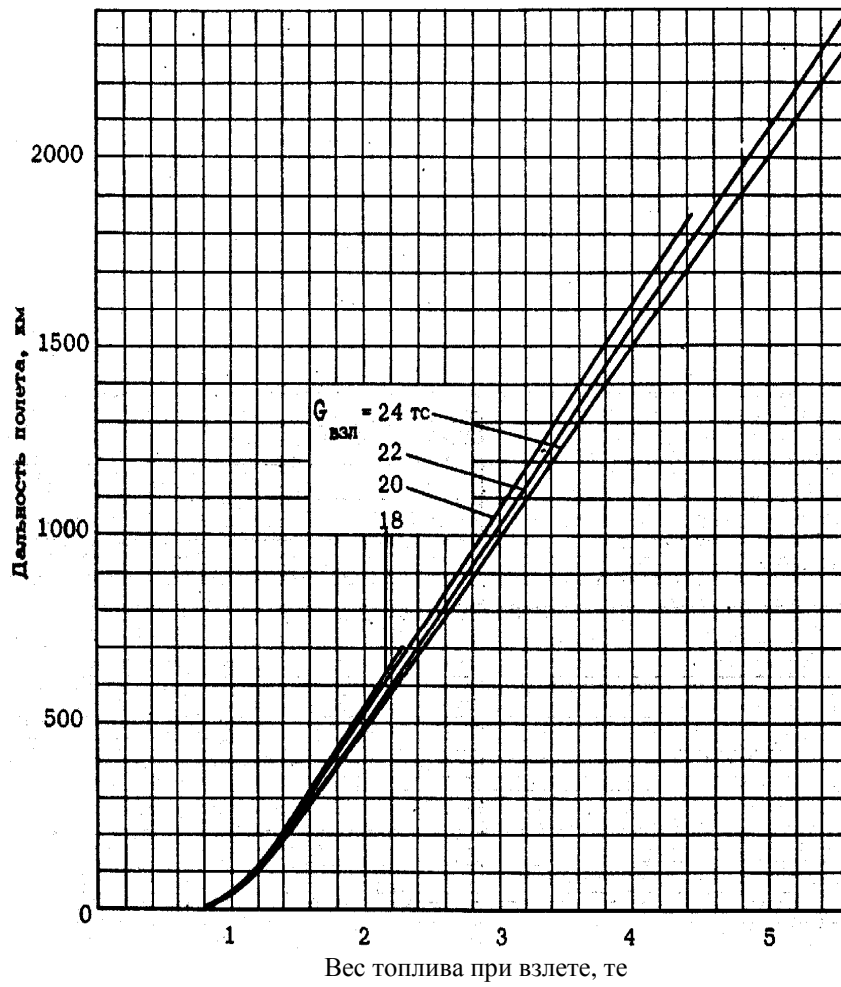


Рис. 6.26. Дальность полета на высоте 5000 м
 Высота полета 6000м
 Скорость 310 км/ч (405 км/ч ИС)

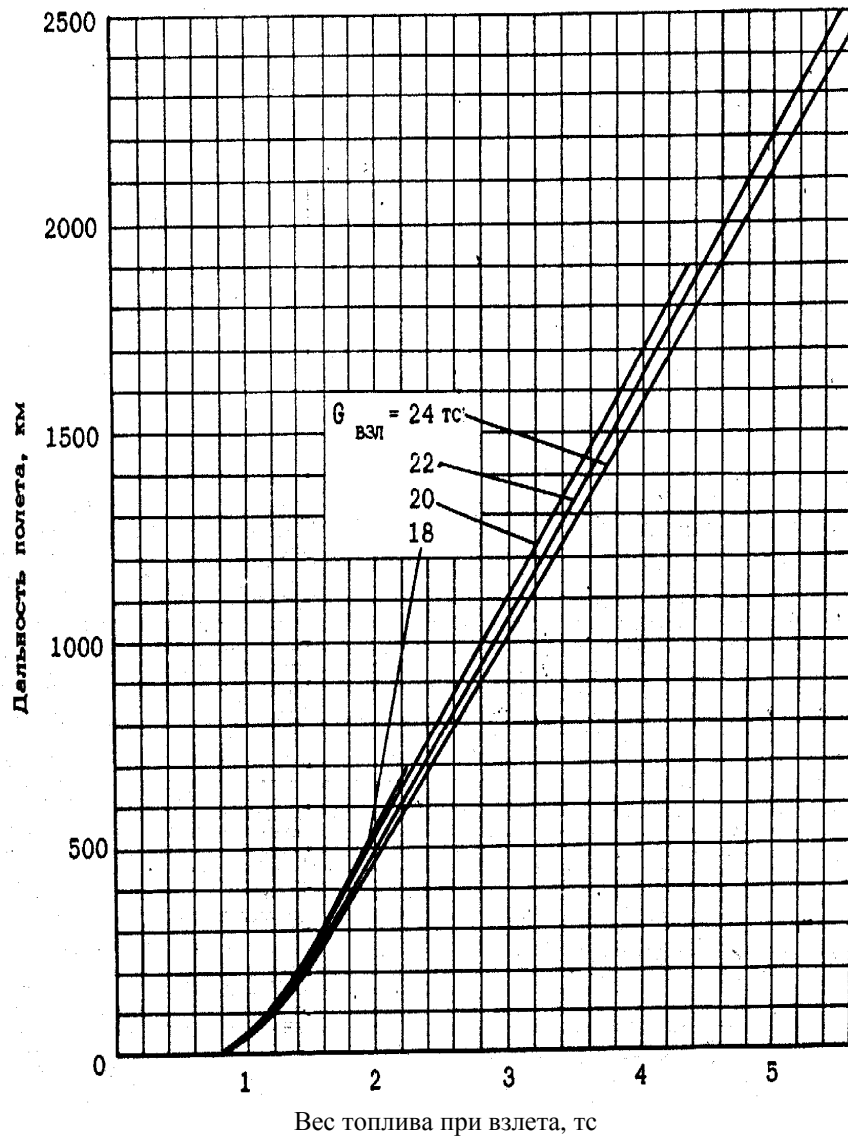


Рис. 6.27. Дальность полета на высоте 6000 м
 Высота полета 6600м
 Скорость 305 км/ч (410 км/ч ИС)

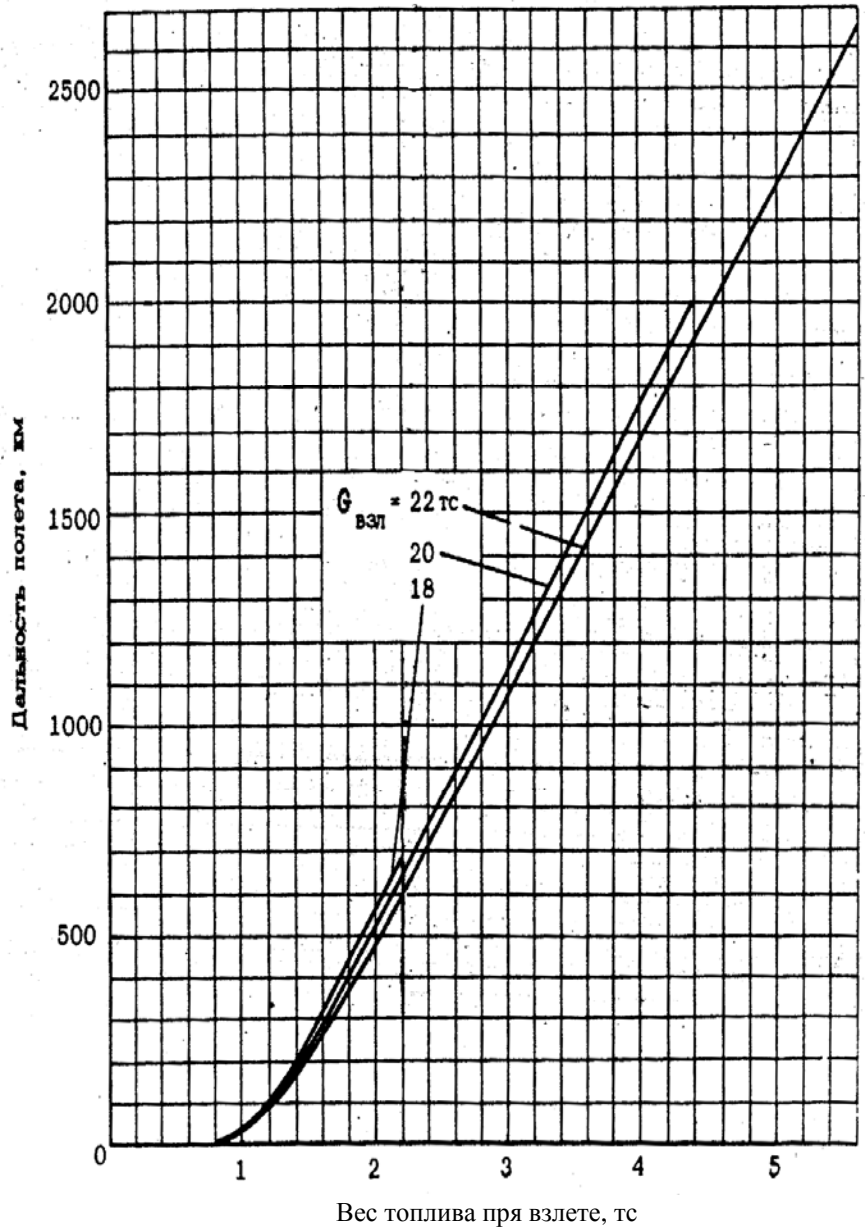


Рис. 6.28. Дальность полета на высоте 6600 м
 Высота полета 7200 м
 Скорость 295 км/ч (410 км/ч ИС)

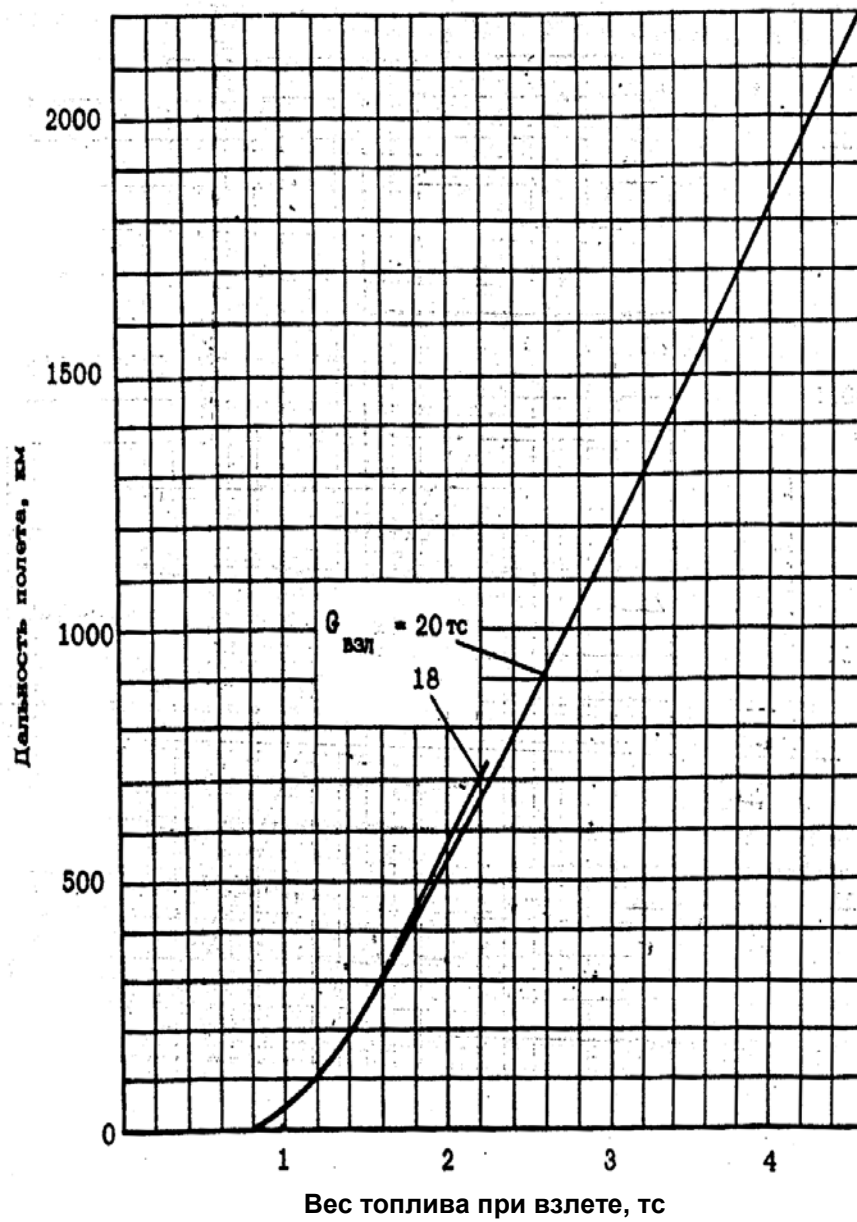


Рис. 6.29. Дальность полета на высоте 7200 м

Высота полета 7800 м
 Скорость 285 км/ч (410 км/ч ИС)
 Взлетный вес 18 тс

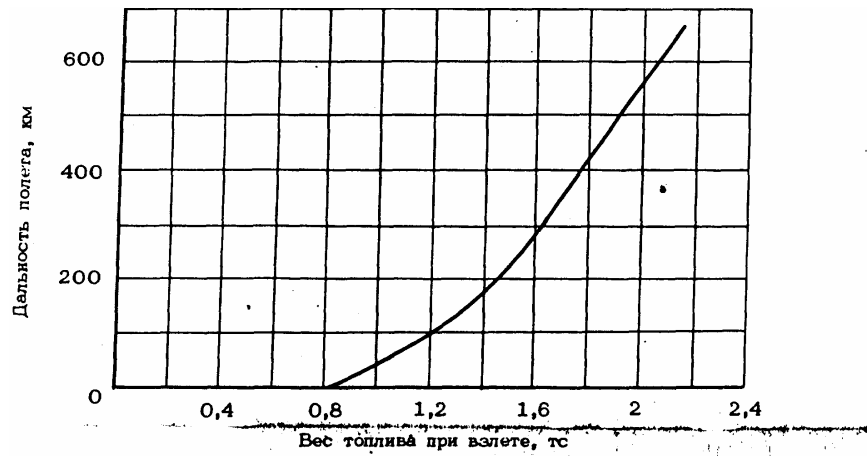


Рис. 6.30. Дальность полета на высоте 7800 м

Таблица 6.9

Высота полета, м	При наборе высоты двигателя АИ-24ВТ и двигатель РУ19А-300 работают на номинальном режиме				При наборе высоты двигателя АИ-24ВТ работают на максимальном режиме, а двигатель РУ19А-300 на номинальном			
	Взлетный вес, кгс				Взлетный вес, кгс			
	18000	20000	22000	24000	18000	20000	22000	24000
500	-	-	-	-	-	-	-	-
1000	10	10	10	10	5	5	5	10
2000	10	15	15	20	10	15	10	20
3000	20	20	20	35	20	15	15	30
4000	20	20	25	45	10	15	20	40
5000	20	25	30	55	10	20	20	45
6000	10	25	30	70	5	15	15	15
6600	10	20	30	-	5	5	15	-
7200	5	20	-	-	0	0	-	-
7800	0	-	-	-	0	-	-	-

Для подсчета заправки топлива необходимо к запасу топлива при взлете добавить расход топлива при работе двигателей на земле (см. 6.7.2).

Задача 1. Определение максимальной дальности полета, при перевозке заданного груза

Для определения максимальной дальности полета при перевозке заданного груза с помощью графиков (см. рис. 6.21-6.30) необходимо:

- знать максимальный взлетный вес для конкретных условий взлета (см. 6.4), вес снаряженного самолета и вес нагрузки с учетом веса приспособлений для перевозки груза (см. приложение 1);

-определить, исходя из максимального взлетного веса самолета, запас топлива при взлете

$$G_{T.ВЗЛ} = G_{ВЗЛ} - G_{СН} - G_{НАГР} ;$$

- найти полный запас топлива (заправку)

$$G_{T.ПОЛН} = G_{T.ВЗЛ} + G_{T.ЗЕМ} ;$$

- проверить, используя табл. 6.7, размещается ли найденное количество топлива в баках самолета. Если емкость баков не позволяет разместить найденный полный запас топлива, то следует определить запас топлива при взлете и взлетный вес самолета, исходя из максимальной вместимости топливных баков;

- на графике, соответствующем заданной высоте полета, по значениям взлетного веса и запаса топлива при взлете определить дальность полета (см. рис. 6.24).

Если величина гарантийного запаса топлива берется более 580 кгс, то дальность полета определяется по запасу топлива при взлете, уменьшенному на разность между гарантийными запасами, с сохранением неизменным взлетного веса.

Задача 2. Определение заправки топлива при полете на заданную дальность с данной нагрузкой

Определение заправки топлива в этом случае производится методом последовательных приближений, так как взлетный вес самолета заранее не задан.

Для этого, задавшись ориентировочным значением взлетного веса, по соответствующему графику (см. рис. 6.21-6.30) для заданной дальности полета определяется запас топлива при взлете. По этой величине, весу снаряженного самолета и весу нагрузки подсчитывается взлетный вес самолета и затем по графику вновь определяется запас топлива при взлете.

Если запас топлива при взлете более чем на 100 кгс отличается от ранее полученного, то операции определения взлетного веса и запаса топлива при взлете повторяются, пока разность между двумя последовательно определенными значениями запаса топлива при взлете не станет меньше 100 кгс.

Задача 3. Определение максимального веса перевозимого груза при перевозке его на заданную дальность

В этом случае по максимальному взлетному весу и заданному расстоянию с помощью соответствующего графика (см. рис. 6.21-6.30) определяем запас

топлива при взлете и подсчитываем максимальный вес груза с учетом приспособлений для его перевозки:

$$G_{НАГР} = G_{ВЗЛ} - G_{СН} - G_{Т.ВЗЛ} ;$$

Определение максимального радиуса полета

Максимальный радиус посадочного или парашютного десантирования при полете с нагрузкой $G_{НАГР_1}$ в пункт десантирования и с нагрузкой $G_{НАГР_2}$ при полете обратно определяется по формуле :

$$R = \frac{L_1 + L_2}{4} - \Delta R ;$$

где ΔR - поправка, учитывающая уменьшение радиуса полета:

а) при посадочном десантировании (табл. 6.10) за счет снижения и посадки в конечном пункте радиуса, работы двигателей на земле, взлета и набора высоты при полете к аэродрому вылета;

б) при парашютном десантировании (см. табл. 6.10) за счет снижения до высоты 500 м, захода на площадку десантирования, набора высоты;

Таблица 6.10

Высота, м	ΔR , км	
	Посадочное десантирование	Парашютное десантирование
500	40	-
1000	50	40
2000	60	45
3000	75	55
4000	90	70
5000	105	85
6000	130	110
6600	145	125

L_1 и L_2 - условные дальности полета, определяемые по графикам (см. рис. 6.21-6.30). Условная дальность полета L_1 определяется так, как указано в задаче (1) для взлетного веса $G_{ВЗЛ_1}$ и запаса топлива при взлете $G_{Т.ВЗЛ}$, подсчитанных для нагрузки $G_{НАГР_1}$ при полете в пункт десантирования.

Условная дальность L_2 определяется для взлетного веса $G_{ВЗЛ_2}$, подсчитанного

для нагрузки $G_{НАГР_2}$ при полете из пункта десантирования и запаса топлива при взлете $G_{Т.ВЗЛ}$, при этом

$$G_{ВЗЛ_2} = G_{ВЗЛ_1} - (G_{НАГР_1} - G_{НАГР_2})$$

Если полет в пункт десантирования и обратно выполняется на разных высотах, то условные дальности определяются по графикам для соответствующих высот, а для ΔR берется среднее значение.

Пример 1.

Определить дальность и продолжительность полета самолета на высоте 3000 м с грузом 4200 кгс. Вес снаряженного самолета 16304 кгс, взлетный вес 24000 кгс. Расход топлива при работе двигателей на земле 230 кгс (во взлетный вес не входит). Набор высоты при работе двух двигателей АИ-24ВТ на максимальном режиме.

Решение

А. При взлетном весе 24000 кгс запас топлива при взлете равен

$$G_{Т.ВЗЛ} = G_{ВЗЛ} - (G_{СН} + G_{НАГР}) = 2400 - (16304 + 4200) = 3496 \text{ кгс}$$

В вес снаряженного самолета (см. приложение 2) входят:

1. Вес пустого самолета (по формуляру)15730 кгс

2. Служебная нагрузка574 кгс

В том числе:

экипаж 5 человек450 кгс

масло101 кгс

кислород для экипажа7 кгс

химикаты для туалета6 кгс

вода для туалета10 кгс

С учетом расхода топлива при работе двигателей на земле заправка топлива равна 3726 кгс, что меньше максимального полного запаса.

Б. По графику на рис. 6.24 для взлетного веса 24000 кгс и запаса топлива при взлете 3496 кгс определяем практическую дальность - 1090 км. Продолжительность полета подсчитывается по данным табл. 6.1. воздушной скорости полета, указанной для условий безветрия, и дальности полета. При ветре вместо воздушной скорости берется путевая (с учетом эквивалентного ветра).

В данном примере $W = 385$ км/ч.

Продолжительность полета равна сумме времени набора высоты, снижения, полета по кругу и горизонтального полета.

По табл. 6.2-6.5 находим путь и время при взлете и наборе высоты (для взлетного веса 24000 кгс), при снижении и полете по кругу:

$$L_H = 55 \text{ км}, t_H = 12 \text{ мин}, L_{СН} = 30 \text{ км}, t_{СН} = 5 \text{ мин}, t_{КР} = 10 \text{ мин};$$

$$t = t_H + \frac{L_{ПП} - L_H - L_{СН}}{W} \times 60 + t_{СН} + t_{КР} =$$

$$= 12 + \frac{1090 - 55 - 30}{385} \times 60 + 5 + 10 = 184 \text{ мин} = 3 \text{ ч } 04 \text{ мин.}$$

Пример 2.

Определить радиус и продолжительность полета при посадочном десантировании. Вес груза 2000 кгс, полет к пункту выгрузки производится на высоте 4000 м. обратно на высоте 5000 м. Взлетный вес 22000 кгс, вес снаряженного самолета 16304 кгс. Расход топлива на земле до взлета 230 кгс. Набор высоты при работе двух двигателей АИ-24ВТ на максимальном режиме.

Решение.

А. Максимальный радиус полета определяется по формуле

$$R_{\max} = \frac{L_1 + L_2}{4} - \Delta R$$

Величина L_1 определяется по рис. 6.25 аналогично примеру I и равна 1300 км. Запас топлива при взлете равен 3696 кгс, с учетом 230 кгс топлива, расходуемого на земле до взлета, заправка топлива равна 3926 кгс. Величина L_2 определяется по рис. 6.26. Для взлетного веса 20000 кгс (взлетный вес без груза) и запаса топлива при взлете 3696 кгс L_2 равна 1440 км. Максимальный радиус (по табл. 6.10 $\Delta R = 95$ км) равен

$$R_{\max} = \frac{1300 + 1440}{4} - 95 = 590 \text{ км.}$$

По полученному радиусу полета на посадочное десантирование произведен расчет полета по этапам. Расход топлива, путь и время при взлете, наборе заданной высоты

и снижении берутся из табл. 6.2-6.5. Расход топлива на земле в пункте посадки принят 190 кгс в течение 10 мин. Результаты расчета даны в табл. 6.8, над которой схематически изображен профиль полета.

6.7.5. Расчет дальности и продолжительности полета самолета с бомбардировочным вооружением

Дальность полета в зависимости от запаса топлива на старте, высоты полета и варианта бомбовой нагрузки определяется по графикам рис. 6.31-6.33.

Взлетный вес самолета включает вес снаряженного самолета, бомбовой нагрузки и топлива на старте, необходимого для полета на заданную дальность (вес пустого самолета брать из формуляра).

Для выполнения четырех заходов на бомбометание ($H = 1000$ м, $V_{ПР} = 330$ км/ч) в течение 40 мин расходуется 620 кгс топлива. Каждый заход уменьшает радиус полета на 40 км.

Полет к цели и обратно выполняется на постоянной высоте и на скорости наибольшей дальности полета, но не менее 310 км/ч.

Вес снаряженного самолета 16,064 тс

Четыре, авиабомбы по 0,1 тс

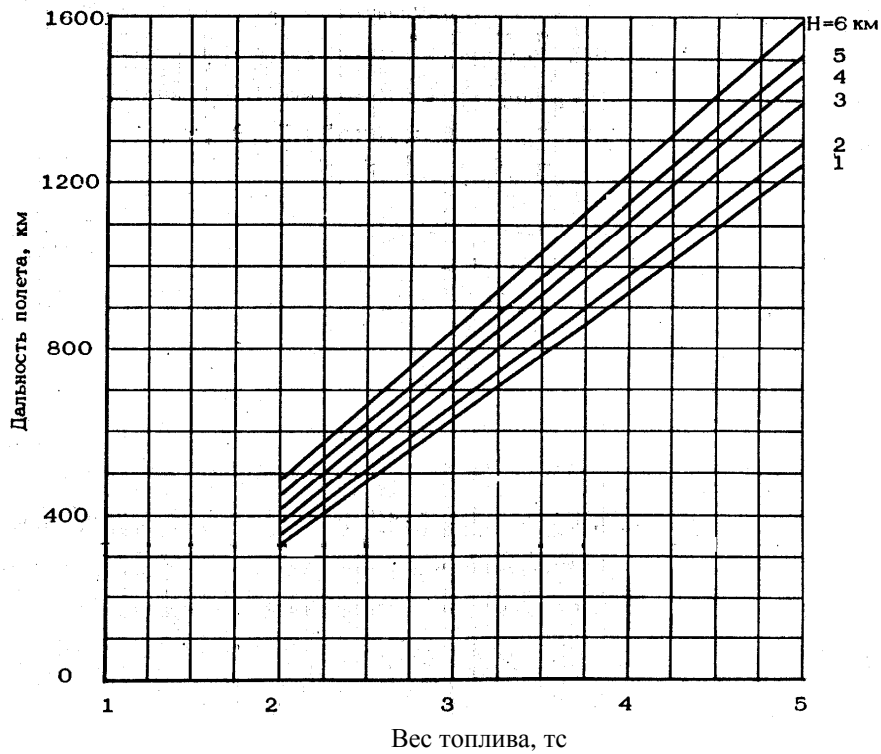


Рис. 6.31. Дальность полета с четырьмя бомбами по 100 кгс
Вес снаряженного самолета 16,064 тс
(без авиабомб с держателями БДЗ-34)

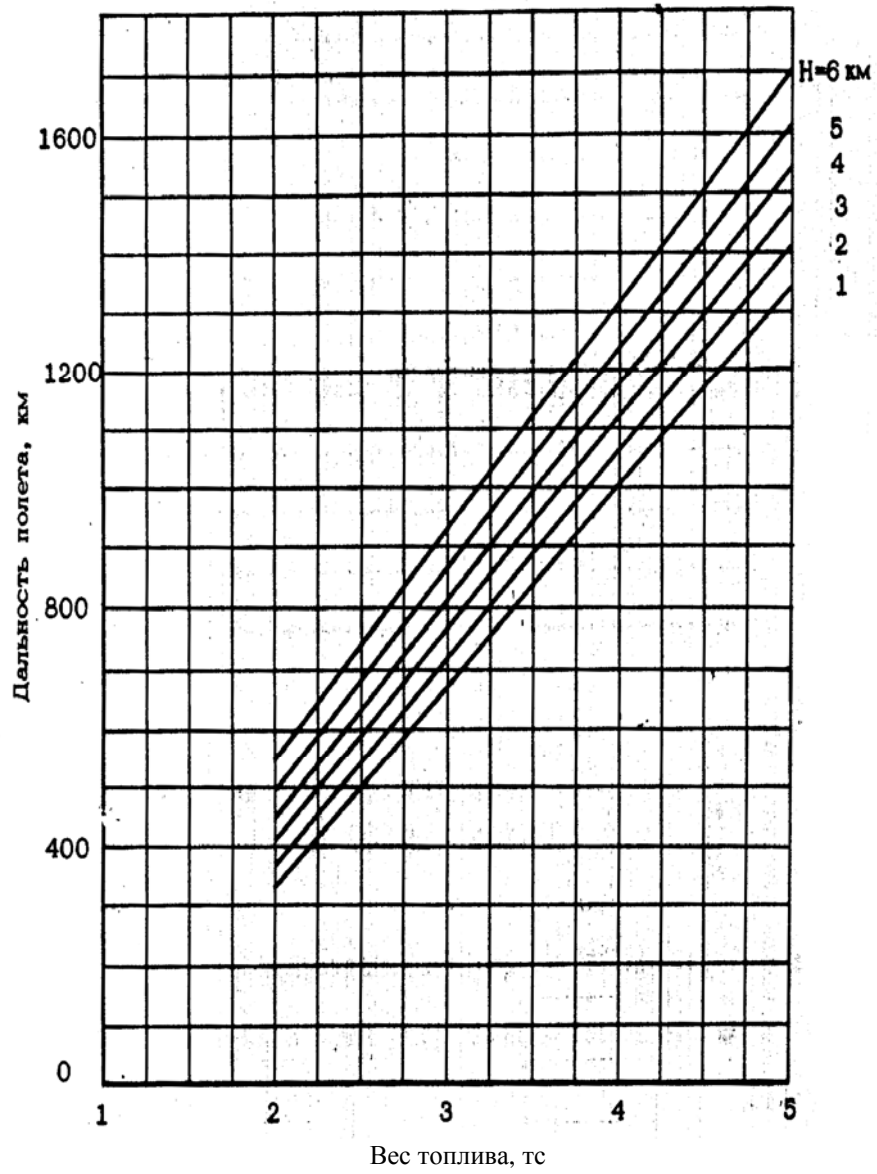


Рис. 6.32. Дальность полета без бомб с держателями БДЗ-34

Вес снаряженного самолета 16,064 т
 Четыре авиабомбы по 0,5 т

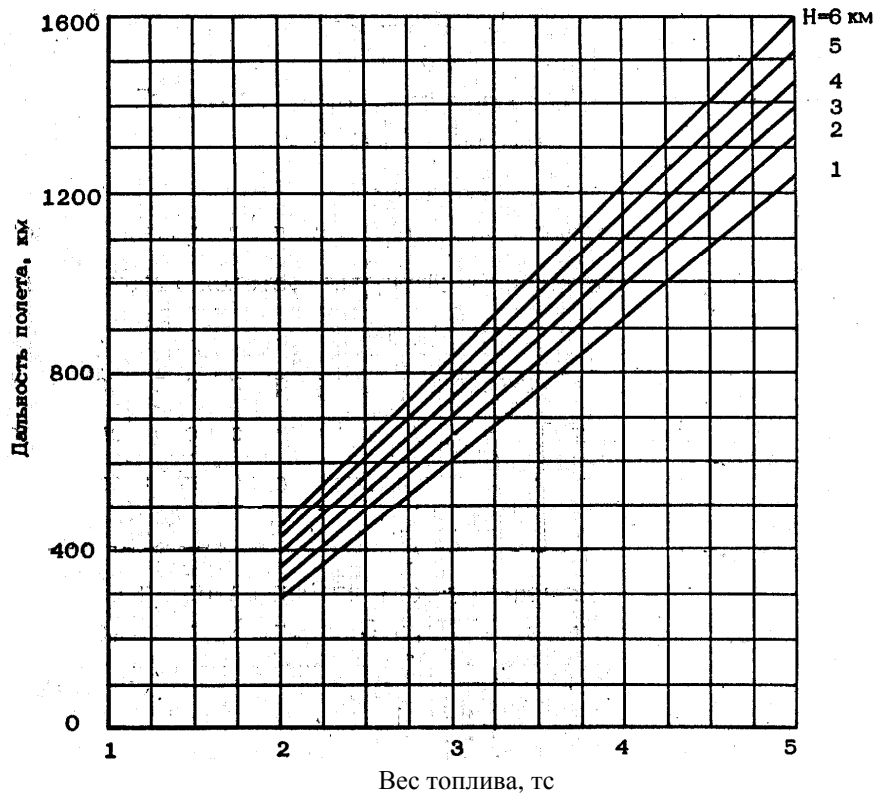


Рис. 6.33. Дальность полета с четырьмя бомбами по 500 кгс

Скорости наибольшей дальности полета и соответствующие им километровые расходы топлива в зависимости от высоты полета, полетного веса самолета и варианта внешних подвесок приведены в табл. 6.11.

Характеристики набора высоты при работе двигателей АИ-24ВТ и РУ19А-300 на номинальном режиме при постоянной скорости набора $V_{\text{ПР}} = 310$ км/ч приведены в табл. 6.12.

Наивыгоднейшие скорости и расход топлива при снижении самолета до высоты 500 м приведены в табл. 6.5.

ПРИМЕЧАНИЕ. Время выхода на режим набора высоты и расходуемое при этом топливо соответственно составляют 2 мин и 75 кгс (в таблице не учтены).

Таблица 6.11

Высота полета, м	Скорость		Километровые расходы топлива для средних полетных весов, кгс/км											
			17000 кгс			19000 кгс			21000 кгс			23000 кгс		
	Приборная, км/ч	Воздушная, км/ч ИС	Четыре авиабомбы Весом по 500 кгс	Четыре авиабомбы Весом по 100 кгс	Четыре бомбодер- -жателя БДЗ-34	Четыре авиабомбы Весом по 500 кгс	Четыре авиабомбы Весом по 100 кгс	Четыре бомбодер- -жателя БДЗ-34	Четыре авиабомбы Весом по 500 кгс	Четыре авиабомбы Весом по 500 кгс	Четыре бомбодер- -жателя БДЗ-34	Четыре авиабомбы Весом по 500 кгс	Четыре авиабомбы Весом по 100 кгс	Четыре бомбодер- -жателя БДЗ-34
1000	355	365	2,72	2,62	2,46	2,92	2,7	2,63	2,94	2,82	2,7	3,0	2,87	2,78
2000	350	375	2,62	2,43	2,30	2,66	2,55	2,43	2,70	2,60	2,49	2,8	2,70	2,60
3000	340	385	2,3	2,28	2,11	2,40	2,30	2,25	2,45	2,35	2,28	2,5	2,45	2,37
4000	330	395	2,11	2,04	1,93	2,14	2,10	2,05	2,25	2,18	2,12	2,30	2,25	2,20
5000	320	400	1,89	1,87	1,78	2,00	1,95	1,89	2,04	2,0	1,96	2,20	2,10	2,05
6000	310	405	1,71	1,70	1,66	1,85	1,80	1,76	1,90	1,86	1,84	1,98	1,95	1,92

Таблица 6.12

Взлетный вес, кгс	Высота, м	Расход топлива, кгс			Путь, км			Время, мин		
		Четыре авиабомбы Весом по 500 кгс	Четыре авиабомбы Весом по 100 кгс	Четыре бомбодержателя БДЗ-34	Четыре авиабомбы Весом по 500 кгс	Четыре авиабомбы Весом по 100 кгс	Четыре бомбодержателя БДЗ-34	Четыре авиабомбы Весом по 500 кгс	Четыре авиабомбы Весом по 100 кгс	Четыре бомбодержателя БДЗ-34
21000	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	1000	75	70	65	13	9	7	2	1,9	1,8
	2000	150	140	130	27	23	20	4	3,8	3,6
	3000	220	210	200	43	37	30	6	5,8	5,6
	4000	300	275	260	60	54	50	9	8,6	8,4
	5000	375	350	325	85	75	70	12,7	12,0	11,7
	6000	465	430	400	125	104	95	17	17,5	16
22000	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	1000	95	85	80	17	13	10	2,2	2,1	2,0
	2000	170	160	150	35	27	24	4,5	4,4	4,3
	3000	250	240	230	50	43	38	7	6,8	6,6
	4000	335	320	310	70	60	55	10	9,7	9,4
	5000	440	420	400	100	85	75	14	13,5	13
	6000	575	525	490	140	125	105	19	18	17,5

Продолжение таблицы 6.12

Взлетный вес, кгс	Высота, м	Расход топлива, кгс			Путь, км			Время, мин		
		Четыре авиабомбы Весом по 500 кгс	Четыре авиабомбы Весом по 100 кгс	Четыре бомбодержателя БДЗ-34	Четыре авиабомбы Весом по 500 кгс	Четыре авиабомбы Весом по 100 кгс	Четыре бомбодержателя БДЗ-34	Четыре авиабомбы Весом по 500 кгс	Четыре авиабомбы Весом по 100 кгс	Четыре бомбодержателя БДЗ-34
23000	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	1000	100	95	90	20	17	13	2,4	2,3	2,2
	2000	190	180	175	40	35	27	5,0	4,8	4,6
	3000	300	275	250	60	50	43	8	7,5	7
	4000	400	365	330	85	70	60	11	10,5	10,2
	5000	530	485	440	115	100	85	16	15	14,4
	6000	700	625	555	155	140	125	22	21	20
24000	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	1000	115	110	105	25	23	18	3	3	2,5
	2000	225	210	190	50	43	35	6	5,5	5
	3000	360	320	290	70	60	50	9	8,5	8
	4000	475	430	395	100	80	70	12	11,5	11
	5000	650	575	510	135	115	95	19	17,5	16
	6000	860	745	670	175	155	145	26	24	22,5

Раздел 7

СПЕЦИАЛЬНОЕ ПРИМЕНЕНИЕ САМОЛЕТА

7.1. Общие сведения

Самолет обеспечивает:

- транспортировку личного состава в количестве до 38 человек;
- транспортировку раненых и больных в количестве 38 человек на сиденьях или 24 - на унифицированных носилках;
- транспортировку воинских грузов и боевой техники с габаритами, позволяющими вести загрузку через грузовой люк, и общим весом, не превышающим максимального веса десантной нагрузки (5500 кгс вместе с оборудованием, установленным в счет десантной нагрузки в соответствии с указаниями приложения 2);
- транспортировку специальных грузов или бомб на внешних подвесках (по две с каждой стороны фюзеляжа весом каждая от 50 до 500 кгс) и сброс их в заданной точке.

Кроме того, на самолетах с № 13-01 и на самолетах № 10-01 и 10-06 возможно:

- парашютное десантирование парашютистов-десантников в количестве до 30 человек;
- парашютное десантирование воинских грузов с транспортера П-157 (П-157ГП) в штатной таре ПГС-500 (7 шт.), ПДСБ-1 (16 шт.), ПДУР-47-20 (27 шт.) общим весом до 4550 кгс;
- парашютное десантирование ПГС-200 и членов боевого расчета в составе до 20 парашютистов с оружием в штатном снаряжении вслед за грузами.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ТРАНСПОРТИРОВКА И
ДЕСАНТИРОВАНИЕ АГРЕССИВНЫХ И ТОКСИЧНЫХ
ЖИДКОСТЕЙ ЗАПРЕЩАЮТСЯ.**

7.2. Транспортировка воинских грузов и техники

Погрузка и выгрузка воинских грузов и техники производятся под руководством командира экипажа или по его указанию борттехником или помощником командира экипажа.

Помощнику командира экипажа совместно с борттехником согласно выбранной для размещения грузов схеме определить центровку самолета на взлете и посадке.

Борттехник обязан:

- а) при подготовке к погрузке:

- получить указания от командира экипажа о порядке погрузки грузов;
- подготовить погрузочное и швартовочное оборудование;
- убедиться, что удельная нагрузка на пол не превышает допустимую;
- опустить рампу грузового люка (при погрузке грузов с платформы автомашины рампу сдвинуть под фюзеляж);
- установить упорный домкрат под шпангоут № 33;
- установить колодки под колеса главных опор шасси;
- перед погрузкой самоходной техники на рампу грузового люка и пол грузовой кабины уложить веревочные настилы;
- б) при погрузке:
 - внимательно следить и четко выполнять команды, подаваемые руководителем погрузки;
 - совместно с членами погрузочной команды закрепить технику и грузы в грузовой кабине с помощью швартовочных ремней и сеток;
 - по окончании погрузочно-разгрузочных работ застопорить каретку электролебедки;
 - убрать упорный домкрат и закрыть рампу;
- в) в полете:
 - находиться на рабочем месте;
 - выходить в грузовую кабину через каждые 30 мин полета для проверки состояния крепления грузов;
 - докладывать о всех выявленных дефектах в креплении грузов и принимать меры по устранению этих дефектов;
- г) при выгрузке:
 - опустить рампу грузового люка (при выгрузке грузов на автомашину сдвинуть рампу под фюзеляж);
 - установить упорный домкрат;
 - расшвартовать технику или груз и произвести выгрузку;
 - закрыть грузовой люк.

7.3. Парашютное десантирование грузов

7.3.1. Общие положения

Парашютное десантирование грузов в штатной упаковке с помощью транспортера выполнять с высот, обеспечивающих надежную работу парашютных систем на следующих скоростях полета:

$V_{ПР} = 270 - 350$ км/ч при $\delta_3 = 0^\circ$ независимо от веса;

$V_{\text{ПР}} = 250 - 270 \text{ км/ч при } \delta_3 = 15^\circ;$

$V_{\text{ПР}} = 230 - 250 \text{ км/ч при } \delta_3 = 25^\circ;$

$V_{\text{ПР}} = 210 - 230 \text{ км/ч при } \delta_3 = 38^\circ;$

ПРИМЕЧАНИЕ. В полете с закрылками, выпущенными на 15° , 25° и 38° , меньшие значения скоростей соответствуют весам менее 21 тс, а большие - 21 тс и более.

При подготовке к полету на десантирование грузов экипаж обязан знать:

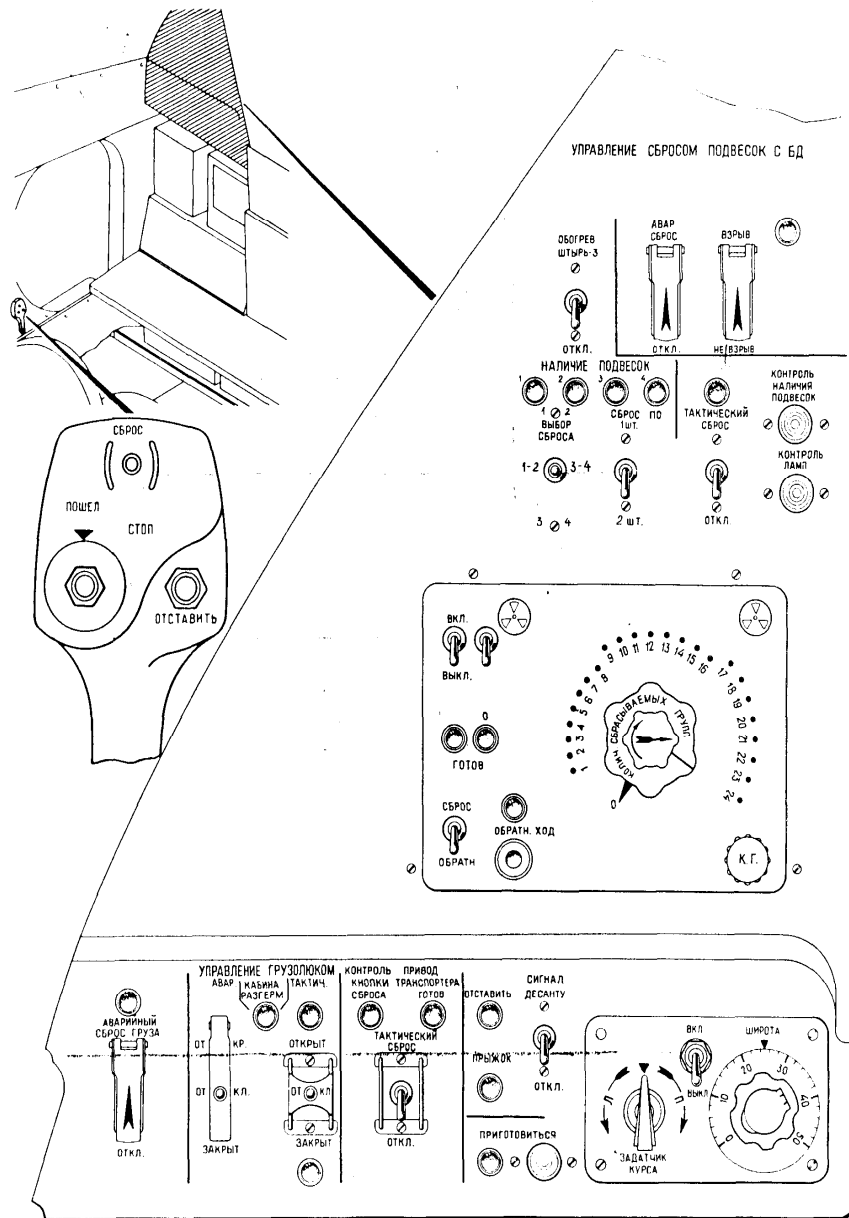
- задание на полет;
- взлетную и посадочную центровки самолета при данном варианте загрузки и задании на полет;
- изменение центровки в процессе сбрасывания грузов;
- минимальную высоту и максимально допустимую скорость полета при сбрасывании грузов, а также данные для прицеливания при сбросе грузов с выбранных высот и скоростей десантирования;
- центровку самолета и действия экипажа при возникновении аварийных ситуаций. Перед погрузкой грузов в самолет штурман совместно с бортехником проверяет исправность и работоспособность:
 - механизма управления рампой грузового люка и системы сигнализации;
 - электрических цепей тактической и аварийной систем сбрасывания грузов и прибора группового сбрасывания.

7.3.2. Проверка механизма управления рампой грузового люка, системы сигнализации десанту, работоспособности транспортера П -157 и прибора группового сбрасывания

Проверка механизма управления рампой грузолюка и системы сигнализации десанту

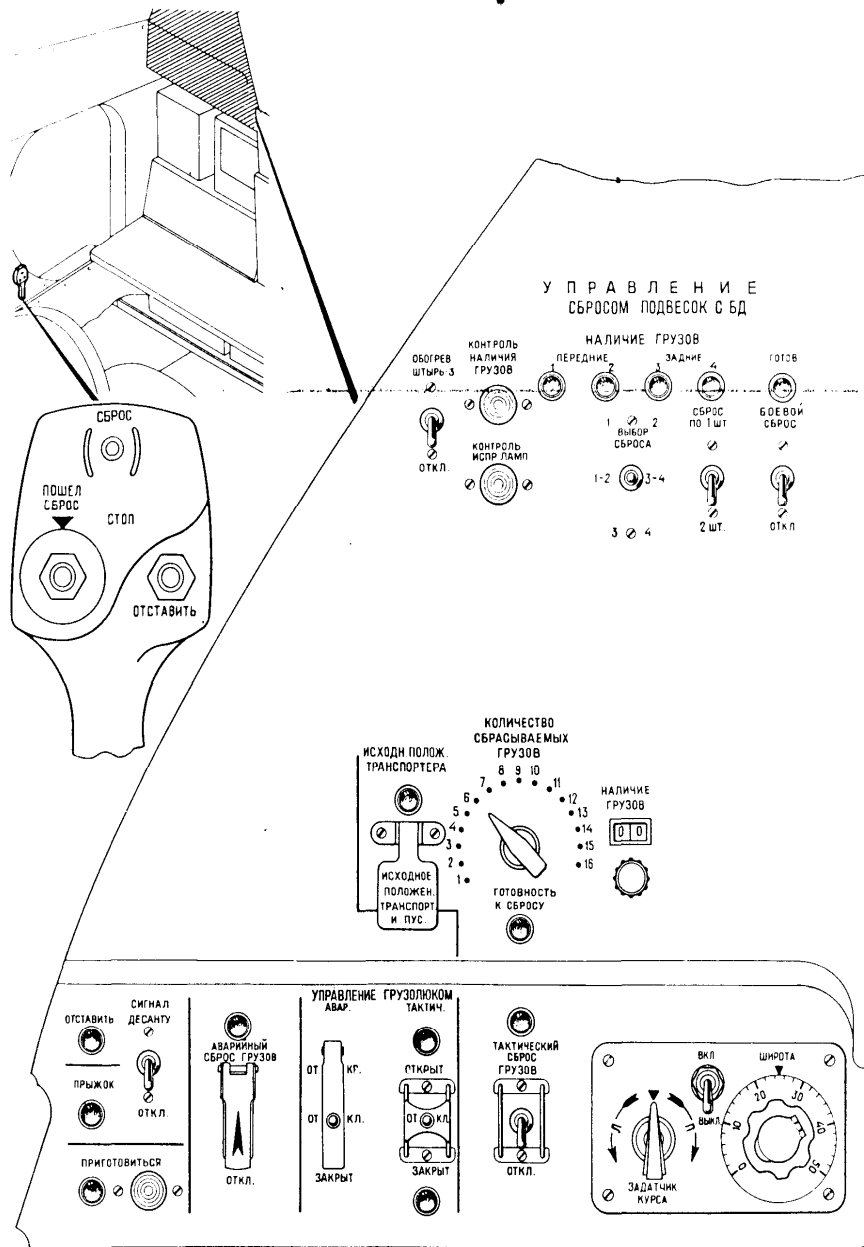
Для проверки:

- включить на щите АЗС бортрадиста АЗС "СИГНАЛ", "ТАКТ.", "АВАР." группы "УПРАВЛЕН. ГРУЗОЛЮК."; "ТАКТ.", "АВАР." группы "СБРОС ГРУЗОВ"; АЗС "СИГНАЛ ДЕСАНТУ" и "АВАР. НАСОСН. СТАНЦ.";
- включить выключатели "СИГНАЛ ДЕСАНТУ" и "ТАКТИЧЕСКИЙ СБРОС" на щитке сброса у штурмана (рис. 7.1, 7.2). Загорается лампа "ПРИВОД ТРАНСПОРТЕРА ГОТОВ";
- нажать кнопку "ПРИГОТОВИТЬСЯ". Желтая лампа "ПРИГОТОВИТЬСЯ" и плафон желтого цвета сигнализации десанту загорятся;
- установить переключатель "УПРАВЛЕНИЕ ГРУЗОЛЮКОМ ТАКТИЧ." в положение "ОТКРЫТ" и проверить открытие рампы по загоранию зеленой лампы;



26. 8588

Рис. 7.1. Расположение органов управления грузовым люком и сбросом грузов на рабочем месте штурмана (для самолетов с электроприводом транспортера П-157)



26. 8588-1

Рис. 7.2. Расположение органов управления грузовым люком месте штурмана (для самолетов с гидроприводом транспортера П-157ГП)

- нажать кнопку "ПОШЕЛ" (для транспортера П -157ГП - "ПОШЕЛ СБРОС") на тангенте штурмана. Желтая лампа "ПРИГОТОВИТЬСЯ" и плафон желтого цвета сигнализации десанту в грузовой кабине погаснут, а лампа зеленого цвета "ПРЫЖОК" и плафон зеленого цвета сигнализации десанту загорятся;

- нажать кнопку "ОТСТАВИТЬ" на тангенте штурмана. Зеленая лампа "ПРЫЖОК" и плафон зеленого цвета сигнализации десанту погаснут, а лампа красного цвета "ОТСТАВИТЬ" и плафон красного цвета сигнализации десанту загорятся;

- выключить выключатель "СИГНАЛ ДЕСАНТУ". Красная лампа "ОТСТАВИТЬ" и плафон красного цвета сигнализации десанту в грузовой кабине погаснут;

- установить переключатель "УПРАВЛЕНИЕ ГРУЗОЛЮКОМ ТАКТИЧ." в положение "ЗАКРЫТ", проверить закрытие ramпы по загоранию соответствующей красной лампы "ЗАКРЫТ" и через 5-6 с установить переключатель "УПРАВЛЕНИЕ ГРУЗОЛЮКОМ ТАКТИЧ." в положение "ОТКЛ."

Проверка работоспособности транспортера П-157 (с электроприводом) и прибора группового сбрасывания ПГС - 24

Для проверки:

- убедиться в наличии грузовых упоров, установленных на магистралях транспортера;

- убедиться, что рычаг привода транспортера находится в положении "ЭЛЕКТРОПРИВОД";

- убедиться в том, что рычаг переключения коробки передач находится в положении " II ";

- установить на цепь первой магистрали сигнализаторы в количестве, соответствующем предполагаемому варианту загрузки;

- убедиться в том, что переключатель "ПОГРУЗ. - РАЗГРУЗ." на пульте выпускающего установлен в положение "РАЗГРУЗ.";

- выключить переключатель "СБРОС" на тангенте штурмана;

- открыть ramпу грузового люка;

- установить на ПГС-24 выключатель в положение "ВКЛ.", а переключатель "СБРОС -ОБРАТН." - в положение "СБРОС";

- установить стрелку рукоятки "КОЛИЧ. СБРАСЫВАЕМЫХ ГРУПП" на 0 ;

- установить стрелку малой рукоятки (вращая только по ходу часовой стрелки) на 0 , при этом загорится лампа исходного положения 0 ;

- установить рукояткой "КОЛИЧ. СБРАСЫВАЕМЫХ ГРУПП" количество групп грузов, подлежащих сбросу (например, 5), при этом загорится лампа "ГОТОВ.";

- открыть рукояткой управления шторкой "КГ" световые окна сигнализации в количестве, равном числу групп грузов, подлежащих загрузке на транспортер;

- кратковременно нажать на переносной тангенте штурмана кнопку "ПОШЕЛ", при этом цепь транспортера начнет перемещаться. После прохода пятым сигнализатором концевого выключателя группового сброса стрелка малой рукоятки ПГС-24 должна совместиться с цифрой 5, транспортер должен остановиться;

- установить на ПГС-24 рукоятку "КОЛИЧ. СБРАСЫВАЕМЫХ ГРУПП" на цифру 10 и кратковременно нажать кнопку "ПОШЕЛ". В момент, когда цепь транспортера переместится в крайнее положение, привод транспортера должен отключиться автоматически.

Для проверки обратного хода транспортера от кнопки на ПГС-24:

- установить на ПГС-24 переключатель "СБРОС - ОБРАТН." в положение "ОБРАТН.";

- установить рычаг переключателя коробки передач в положение " I "

- нажать кнопку "ОБРАТН. ХОД" и удерживать ее до тех пор, пока транспортер не переместится в исходное положение и автоматически не остановится, о чем будет сигнализировать лампа "ОБРАТН. ХОД" на ПГС-24.

Для проверки аварийной системы сброса грузов:

- закрыть рампу грузового люка;

- установить рычаг переключателя коробки передач в положение " II ";

- включить у штурмана выключатель "АВАРИЙНЫЙ СБРОС ГРУЗА", при этом загорится лампа красного цвета "АВАРИЙНЫЙ СБРОС ГРУЗА", откроется рампа и транспортер переместится из исходного положения в крайнее заднее независимо от положения выключателей и рукояток на ПГС-24;

- через 2-3 с после начала движения грузовых цепей переключатель аварийного останова транспортера, расположенный в районе шпангоутов № 9-10, установить в положение "ОСТАНОВ". Цепи транспортера остановятся, сигнальная лампа аварийного сброса грузов погаснет;

- выключить выключатель "АВАРИЙНЫЙ СБРОС ГРУЗА" у штурмана;

- установить переключатель аварийного останова транспортера в положение "ВКЛЮЧЕНО";

- закрыть грузовой люк;

- установить переключатель аварийного сброса на приборной доске командира экипажа в положение "АВАР. СБРОС ГРУЗОВ", при этом откроется грузовой люк, загорятся сигнальные лампы аварийного сброса грузов у командира и штурмана, цепи транспортера начнут перемещаться. В крайнем заднем положении цепи транспортера остановятся, сигнальные лампы аварийного сброса грузов погаснут;

- проверить обратный ход транспортера с пульта, установленного на месте выпускающего, предварительно установив переключатель коробки передач в положение " I ".

После проверки:

- выключить все включенные для проверки выключатели и АЗС;
 - установить переключатель "СБРОС - ОБРАТН." в положение "СБРОС" и выключить питание ПГС-24;
 - доложить командиру экипажа об окончании проверки транспортера и о выявленных в процессе проверки недостатках.
- Борттехник при проверке обязан находиться в грузовой кабине и докладывать по СПУ штурману о работе транспортера и сигнализации.

Проверка работоспособности транспортера П-157ПГ (с гидроприводом) и прибора управления сбросом ПУС-36-71 со счетчиком наличия грузов

Общие сведения

Транспортер приводится в действие реверсивным гидроприводом с гидромотором ГМ -36/1, подключенным к основной гидросистеме самолета, как при тактическом, так и при аварийном управлении.

Для последовательного отсчета сбрасываемых грузов и выдачи сигнала управления тактическим сбросом вместо ПГС-24 установлен прибор управления сбросом ПУС-36-71 и счетчик "НАЛИЧИЕ ГРУЗОВ" (СОБ-1А).

Проверка транспортера

Для подготовки:

- снять колонку ручного привода с походного положения;
- открыть лючок в панели грузового пола между шпангоутами № 10 и П;
- вставить колонку в гнездо на корпусе редуктора;
- переместить грузовую цепь в крайнее заднее положение;
- установить грузовые упоры на цепи;
- закрепить карабины швартовочных лямок за валики на грузовых упорах;
- переместить цепи в крайнее переднее положение, устанавливая с одинаковыми промежутками шестнадцать пряжек швартовочных лямок, выбрав слабинку лямок, шестнадцать сигнализаторов под пряжки и один дополнительный сигнализатор перед подвижным грузовым упором. Перемещение цепей должно быть без рывков и заеданий;
- снять колонку ручного привода и установить ее в походное положение;
- установить рукоятку механизма передач в положение "МЕДЛ.";
- закрыть лючок.

Перед включением транспортера:

- переключатели тактического и аварийного сброса у штурмана и командира экипажа установить в положение "ОТКЛ.";
- переключатель на тангенте штурмана установить в положение "СБРОС";
- переключатель аварийного останова транспортера на бытовой этажерке (шпангоуты № 9 и 10) установить в нижнее положение и закрыть колпачком;

- подключить источники наземного электро- и гидравлического питания;
- включить самолет под ток;
- включить АЗС "СИГНАЛ", "ТАКТ." и "АВАР." группы "УПРАВЛЕН. ГРУЗОЛЮК."; "ТАКТ." и "АВАР." группы "СБРОС ГРУЗОВ" ; "АВАР. НАСОСН. СТАНЦ." группы "ШАССИ И СИГНАЛИ-ЗАЦИЯ";
- установить рукоятку задатчика количества сбрасываемых грузов в положение "Г";
- нажать на щитке штурмана кнопку "ИСХОДНОЕ ПОЛОЖЕН. ТРАНСПОРТ. И ПУС". После загорания сигнальной лампы "ИСХОДН. ПОЛОЙ. ТРАНСПОРТЕРА" отпустить кнопку, лампа погаснет;
- установить кремальерой на счетчике "НАЛИЧИЕ ГРУЗОВ" цифру 16.

Проверка тактического сброса

Для включения транспортера на "СБРОС":

- открыть лючок панели грузового пола между шпангоутами № 10 и 11;
- установить рукоятку механизма передач в положение "БЫСТР.";
- установить переключатель тактического сброса в положение "ТАКТИЧЕСКИЙ СБРОС ГРУЗОВ". Загорается сигнальная лампа "ГОТОВНОСТЬ К СБРОСУ". Если лампа не загорелась, повторно нажать кнопку "ИСХОДНОЕ ПОЛОМ. ТРАНСПОРТ. И ПУС", удерживая ее 3-5 с, лампа загорится после отпускания кнопки;
- на задатчике количества сбрасываемых грузов установить нужное количество сбрасываемых грузов;
- открыть грузовой люк;
- нажать кнопку "ПОШЕЛ СБРОС" на тангенте. Цепи транспортера приходят в движение, загорается сигнальная лампа "ТАКТИЧЕСКИЙ СБРОС ГРУЗОВ" и включается электромеханизм уборки швартовочных лямок. Счетчик СОБ-1А отсчитывает уход сброшенных грузов. Таким образом, после ухода каждого груза на счетчике указывается количество оставшихся грузов.

После ухода заданного количества грузов транспортер останавливается, гаснут сигнальные лампы "ТАКТИЧЕСКИЙ СБРОС ГРУЗОВ" и "ГОТОВНОСТЬ К СБРОСУ", отключается электромеханизм уборки швартовочных лямок. Для сброса оставшихся грузов:

- установить переключатель задатчика количества сбрасываемых грузов в положение "16". Загорится сигнальная лампа "ГОТОВНОСТЬ К СБРОСУ";
- нажать кнопку "ПОШЕЛ СБРОС" да тангенте, цепи транспортера придут в движение.

Проверка останова транспортера

Для проверки:

- переключатель на тангенте установить в положение "СТОП", и после сброса очередной расшвартованной группы цепи транспортера остановятся;
- установить переключатель на тангенте в положение "СБРОС" и нажать кнопку "ПОШЕЛ СБРОС". Цепи транспортера придут в движение.

Для проверки экстренного останова транспортера:

- переключатель "АВАР. ОСТАНОВ. ТРАНСПОРТЕРА", расположенный на бытовой этажерке (шпангоуты № 9,10), установить в положение "ОСТАНОВ.", цепи транспортера остановятся;
- установить переключатель аварийного останова транспортера в исходное положение и нажать кнопку "ПОШЕЛ СБРОС" на тангенте. Цепи транспортера придут в движение. При нажатии последним сигнализатором качалки концевого выключателя групповой сигнализации цепи остановятся. Счетчик СОБ-1А установится в нулевое положение;
- переключатель тактического сброса установить в положение "ОТКЛ.";
- закрыть грузовой люк.

Проверка обратного хода транспортера

Для включения транспортера на обратный ход:

- установить рукоятку механизма передач в положение "МЕДЛ.";
- установить переключатель тактического сброса в положение "ОТКЛ.";
- нажать кнопку "ИСХОДНОЕ ПОЛОЖЕН. ТРАНСПОРТ. И ПУС" на щитке у штурмана и удерживать ее, пока звенья цепей транспортера переместятся в крайнее положение и остановятся, при этом загорается сигнальная лампа "ИСХОДН. ПОЛОЖ. ТРАНСПОРТЕРА";
- отпустить кнопку "ИСХОДНОЕ ПОЛОЖЕН. ТРАНСПОРТ. И ПУС", сигнальная лампа погаснет.

ПРИМЕЧАНИЕ. Включение транспортера на обратный ход может осуществляться при открытом и закрытом грузовом люке.

Проверка аварийного сброса

Для проверки:

- установить рукоятку механизма передач в положение "БЫСТР.";
- установить переключатель аварийного сброса у штурмана в положение "АВАРИЙНЫЙ СБРОС ГРУЗОВ", откроется грузовой люк, загорятся сигнальные лампы аварийного сброса грузов у штурмана и командира экипажа. Цепи транспортера начнут перемещаться. Включается электромеханизм уборки швартовочных лямок;
- через 2-3 с после начала движения грузовых цепей переключатель аварийного останова транспортера установить в положение "ОСТАНОВ.",

цепи транспортера остановятся, сигнальные лампы аварийного сброса грузов погаснут;

-
- переключатель аварийного сброса у штурмана установить в положение "ОТКЛ.";
 - переключатель аварийного останова транспортера установить в исходное положение;
 - закрыть грузовой люк;
 - переключатель аварийного сброса на рабочем месте командира экипажа (рис. 7.3) установить в положение "АВАР. СБРОС ГРУЗОВ", откроется грузовой люк, загорятся сигнальные лампы аварийного сброса грузов у командира экипажа и штурмана, цепи транспортера начнут перемещаться. Одновременно включается уборка швартовочных лямок. В крайнем заднем положении цепи транспортера остановятся, погаснут сигнальные лампы аварийного сброса грузов, отключится электромеханизм уборки швартовочных лямок.

Проверка работы транспортера на погрузку и разгрузку

Проверка осуществляется со щитка управления у шпангоута № 33 (левый борт) при выключенном положении переключателей аварийного и тактического сброса на щитке штурмана и аварийного сброса на приборной доске командира экипажа.

Для проверки:

- установить рукоятку механизма передач в положение "МЕДЛ.";
- установить рукоятку переключателя в положение "ПОГРУЗ." и удерживать до тех пор, пока высокие звенья цепи транспортера не остановятся в крайнем переднем положении;
- отпустить рукоятку переключателя и закрыть грузовой люк;
- опустить рампу до упора в грунт;
- установить рукоятку переключателя в положение "РАЗГРУЗ." и удерживать ее до тех пор, пока высокие звенья цепи не уйдут под пол и не остановятся;
- отпустить рукоятку переключателя.

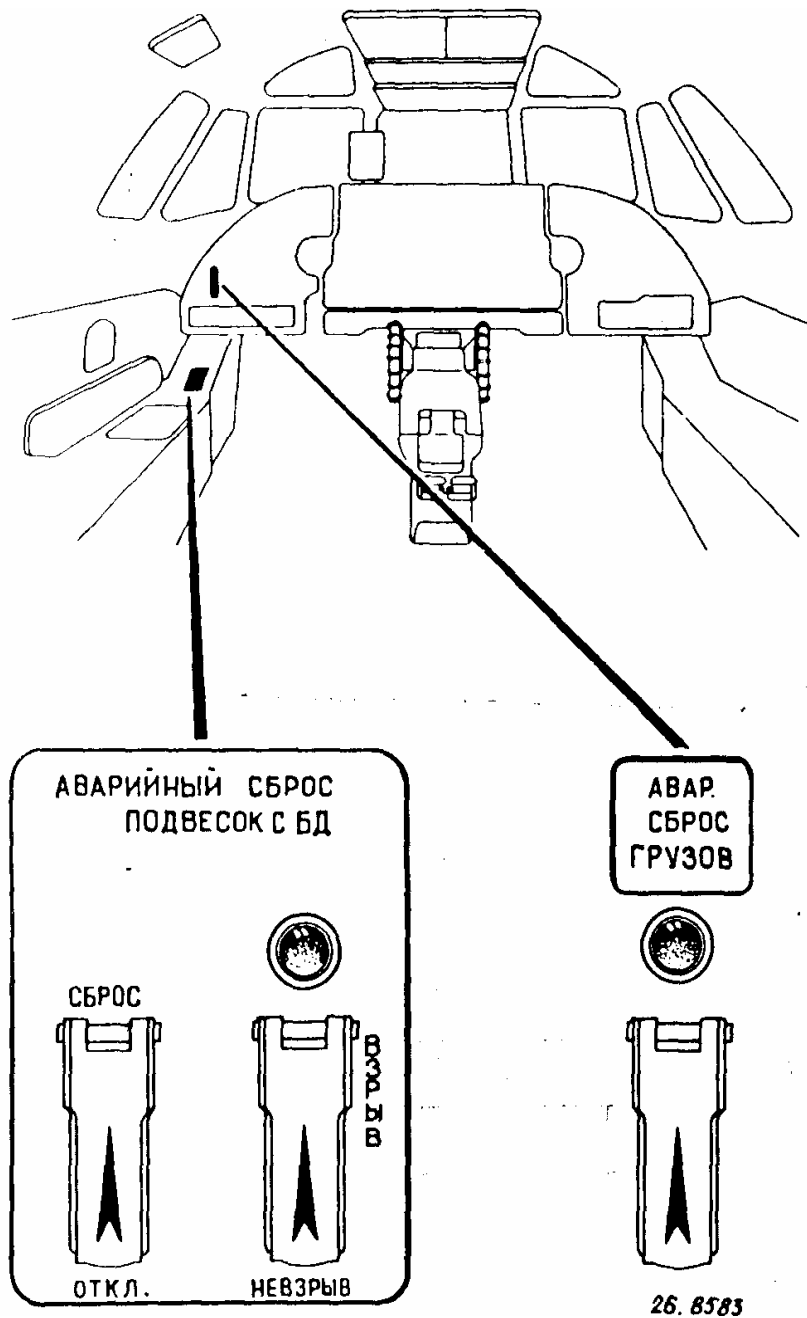


Рис. 7.3. Расположение органов управления аварийным сбросом грузов на рабочем месте командира экипажа

Проверка автономного включения электромеханизма уборки швартовочных лямок

Для проверки:

- нажать кнопку "ПОДТЯ Г. ШВАРТ. ЛЯМОК " на щит та № 33 и удерживать ее;
- отпустить кнопку, после того как лямки буду;
- закрыть грузовой люк;
- отключить автоматы защиты на щите АЗС;
- отключить источник гидравлического питания;
- обесточить самолет и отключить источник электропитания;

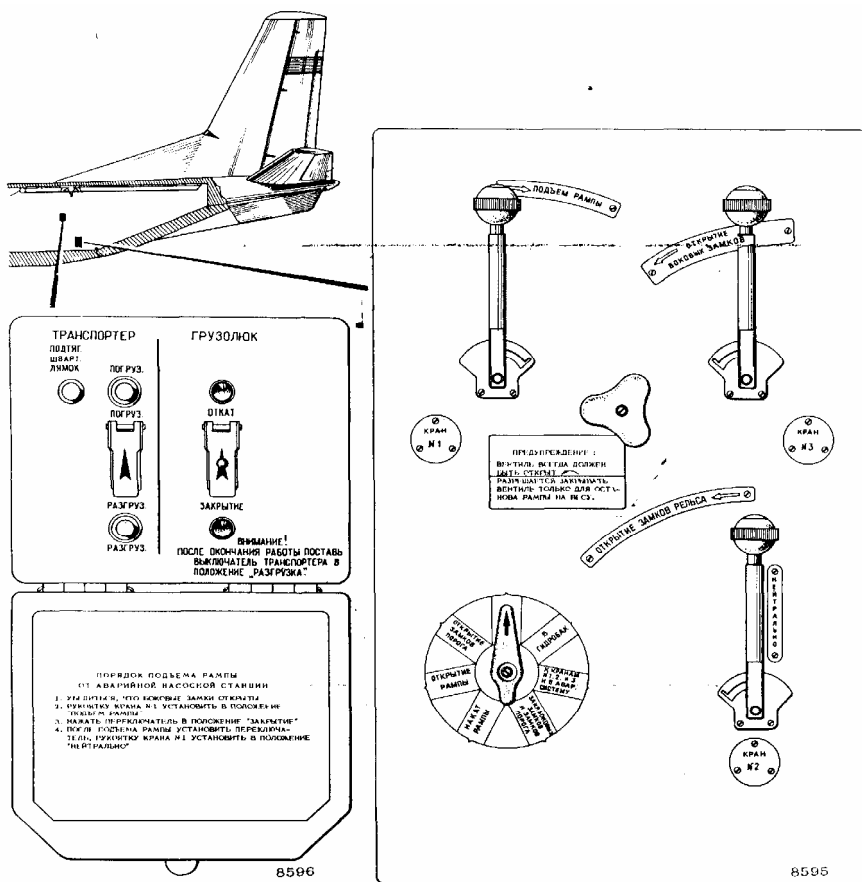


Рис. 7.4. Расположение органов управления грузовым люком в грузовой кабине
7.3.3. Погрузка грузов в штатной упаковке на транспортер

Погрузка грузов в штатной упаковке на транспортер осуществляется с помощью бортового погрузочно-разгрузочного устройства с кузова автомашины под руководством командира экипажа или по его указанию под руководством борттехника (помощника командира экипажа).

При погрузке:

- укладывать грузы согласно схеме загрузки;
- крепить карабины швартовочных лямок за грузовые упоры магистралей;
- швартовочные пряжки на первой и второй магистралях располагать одну против другой;
- швартовочные лямки заправлять без перекручивания;
- устанавливать сигнализаторы, группового сброса за три звена цепи до швартовочной пряжки (по направлению полета);
- зафиксировать сигнализаторы группового сброса.

Для погрузки очередной группы грузов цепи транспортера перемещать только при работе электропривода в режиме "МЕДЛЕННО".

По окончании погрузки грузов на транспортер:

- установить переключатель на пульте выпускающего в положение "РАЗГРУЗКА" и закрыть крышку пульта;
- установить рычаг на механизме МПЗ-9А в положение "ЭЛЕКТРОПРИВОД";
- установить рычаг переключения коробки передач в положение "II";
- вынуть рукоятку ручного привода транспортера и установить ее в походное положение;
- зацепить карабины вытяжных веревок парашютов за тросы принудительного раскрытия.

7.3.4. Предполетный осмотр грузовой кабины самолета перед полетом на парашютное десантирование грузов в штатной упаковке

Перед полетом на парашютное десантирование грузов в штатной упаковке борттехник обязан проверить:

- правильность загрузки транспортера согласно заданию на полет;
- правильность и надежность крепления грузов швартовочными ляшками к магистралям транспортера;
- правильность установки сигнализаторов группового сброса грузов;
- нет ли течи жидкости из тары;
- зацеплены ли карабины вытяжных веревок групп грузов за тросы принудительного раскрытия;
- заправлена ли слабина вытяжных веревок под швартовочные лямки;
- подтяжку швартовочных лямок механизмов МПШ-8;
- надежность закрытия рампы грузового люка;

- закрытие крышки щитка управления грузовым люком у шпангоута № 33 левого борта;

-положение переключателя аварийного останова транспортера (установлен в нижнее положение и закрыт колпачком);

-подготовлены ли ремни для крепления грузов на случай их расшвартовки при возникновении аварийных ситуаций.

Для транспортера с электроприводом дополнительно проверить

-находится ли рычаг включения ручного привода на механизме МПЗ-9А в положении "ЭЛЕКТРОПРИВОД", а ручка ручного привода - в походном положении;

-установлен ли рычаг переключения коробки передач в положение "II".

Для транспортера с гидроприводом дополнительно проверить:

- закрытие крышки люка в полу над гидроприводом;

- установку переключателей тактического сброса у штурмана и аварийного сброса у штурмана и командира экипажа в положение "ОТКЛЮЧЕНО";

- установку переключателя задатчика количества сбрасываемых грузов в положение "I";

- установку переключателя "СТОП - СБРОС" на тангенте штурмана в положение "СБРОС".

Подключить источники наземного питания.

Включить самолет под ток.

Включить АЗС "УПРАВЛЕН. ГРУЗОЛЮК. АВАР."

Установить рукоятку на механизме "передач в положение "МЕДЛ."

Нажать на щитке штурмана кнопку "ИСХОДНОЕ ПОЛОЖЕН. ТРАНСПОРТ. И ПУС" и удерживать до загорания лампы "ИСХОД. ПОЛОЖ. ТРАНСПОРТЕРА". После отпускания кнопки сигнальная лампа гаснет. Установить на СОБ-1А с помощью кремальеры количество загруженных грузов.

Выключить АЗС "УПРАВЛЕН. ГРУЗОЛЮК. АВАР."

Обесточить самолет и отключить источник электропитания.

Установить рукоятку на механизме передач в положение "БЫСТР."

7.3.5. Выполнение полета на десантирование грузов с транспортера

Перед началом десантирования борттехник должен по команде штурмана занять место в проеме двери в грузовую кабину около пульта с выключателем аварийного останова транспортера (шпангоуты № 9,10). В процессе десантирования борттехник держит связь по СПУ со штурманом.

Обязанности членов экипажа

Командир экипажа обязан:

- выполнять команды штурмана для вывода самолета в точку сброса;

- на боевом курсе дать команду штурману открыть рампу на скорости, указанной в задании на полет;
- выдерживать заданную скорость и высоту полета на боевом курсе при открытии ramпы и сбросе груза;
- в процессе сбрасывания грузов удерживать самолет в горизонтальном полете, не допускать доворотов по курсу и кренов самолета. Борттехник обязан:
 - при открытии грузового люка доложить штурману: "Люк открыт, к сбросу готов";
 - в момент сброса следить за положением груза и в случае завала или зацепления груза в грузовой кабине немедленно прекратить сброс, установив выключатель аварийного останова во включенное положение, и доложить об этом штурману;
 - по окончании десантирования доложить штурману: "Грузы вышли. Убираю вытяжные веревки";
 - убрать вытяжные веревки и доложить штурману о готовности к закрытию грузового люка.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВО ВРЕМЯ СБРОСА ГРУЗОВ
БОРТТЕХНИК ДОЛЖЕН РАБОТАТЬ В ГРУЗОВОЙ
КАБИНЕ С НАДЕТЫМ ПАРАШЮТОМ.

При десантировании грузов центровка самолета изменяется в следующих пределах:

- перед сбрасыванием грузов 24-30 %;
- наибольшее значение в процессе сбрасывания 38 - 42 %;
- после сбрасывания грузов 9 - 16 %.

При сбрасывании полной серии грузов в начале движения возникает кабрирующий момент, который достигает максимального значения при выходе из самолета половины грузов. Затем кабрирующий момент уменьшается, и после выхода всех грузов возникает пикирующий момент. Эти моменты легко парируются соответствующими отклонениями штурвала. В процессе сбрасывания грузов самолет легко удерживается в горизонтальном полете и на боевом пути.

7.3.6. Управление транспортером в полете

Управление транспортером оборудованным гидроприводом

Для сброса грузов:

- убедиться, что на щите АЗС автоматы защиты "СИГНАЛ", "ТАКТ.", "АВАР." группы "УПРАВЛЕН. ГРУЗОЛЮК."; "ТАКТ.", "АВАР." группы "СБРОС ГРУЗОВ"; "ВЕС. ПОДАЧА ВОЗДУХА СИСТЕМЫ ЛЕВ., ПРАВ.",

"АВАР. СБРОС ДАВЯ." группы "ВЫСОТНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ" и "АВАР. НАСОСН. СТАНЦ." группы "ШАССИ И СИГНАЛИЗАЦИЯ" включены;

- открыть грузовой люк;
- установить переключатель тактического сброса в положение "ТАКТИЧЕСКИЙ СБРОС ГРУЗОВ". Убедиться, что горит лампа "ГОТОВНОСТЬ К СБРОСУ". Если лампа не загорелась, повторно нажать кнопку "ИСХОДНОЕ ПОЛОЖЕН. ТРАНСПОРТ. И ПУС", удерживая ее 3-5 с. Лампа загорится после отпущения кнопки;
- на задатчике количества сбрасываемых грузов установить количество сбрасываемых грузов;
- нажать кнопку "ПОШЕЛ СБРОС" на тангенте. Загорается сигнальная лампа "ТАКТИЧЕСКИЙ СБРОС ГРУЗОВ". Происходит сброс заданного количества грузов. С уходом каждого груза происходит отсчет на счетчике СОБ-1А.

После ухода заданного количества грузов прекращается сброс, гаснут сигнальные лампы "ТАКТИЧЕСКИЙ СБРОС ГРУЗОВ.", "ГОТОВНОСТЬ К СБРОСУ".

Счетчик СОБ-1А показывает количество оставшихся грузов;

- установить переключатель тактического сброса в положение "ОТКЛ."

После доклада бортехника об уборке веревок закрыть грузовой люк. При одиночном сбросе:

- рукоятку задатчика количества сбрасываемых грузов установить в положение "Г";
- после сброса первого груза рукоятку задатчика установить в положение "2" и т.д. до положения "16".

При групповом сбросе:

- переключатель задатчика количества сбрасываемых грузов установить в положение, соответствующее количеству сбрасываемых грузов;
- после сброса первой групп грузов добавить на задатчике необходимое количество грузов второй группы и т.д.

Например: Для сброса 16 грузов четырьмя группами (по четыре груза в каждой группе) установить переключатель задатчика в положение "4". После сброса этой группы переключатели установить в положение "8" и т.д.

Для сброса всех грузов серией переключатель задатчика количества сбрасываемых грузов установить в положение, соответствующее количеству загруженных грузов.

Повторный тактический сброс в случаях возврата грузов для обеспечения центровки самолета

Для возврата грузов:

- переключатель тактического сброса установить в положение "ОТКЛ.";
- рукоятку механизма передач установить в положение "МВД.";

- нажать и удерживать на щитке штурмана кнопку "ИСХОДНОЕ ПОЛОЖЕН. ТРАНСПОРТ. И ПУС". При этом транспортер может быть остановлен (в зависимости от времени нажатия кнопки) в промежуточном положении (лампа "ИСХОДН. ПОЛОЖ. ТРАНСПОРТЕРА" не горит) или в крайнем положении (лампа "ИСХОДН. ПОЛОЖ. ТРАНСПОРТЕРА" горит).

Для сброса грузов при промежуточном их положении:

- рукоятку механизма передач установить в положение "БЫСТР.";
- переключатель тактического сброса установить в положение "ТАКТИЧЕСКИЙ СБРОС ГРУЗОВ";
- рукоятку задатчика количества сбрасываемых грузов установить в положение новой группы грузов с учетом ранее сброшенной, загорится лампа "ГОТОВНОСТЬ К СБРОСУ";
- переключатель "СТОП - СБРОС" установить в положение "СБРОС";
- нажать кнопку "ПОШЕЛ СБРОС", загорится лампа "ТАКТИЧЕСКИЙ СБРОС ГРУЗОВ";
- после сброса грузов установить переключатель тактического сброса в положение "ОТКЛ."

Для сброса грузов при крайнем переднем их положении:

- рукоятку механизма передач установить в положение "БЫСТР.";
- переключатель "СТОП - СБРОС" установить в положение "СБРОС";
- установить переключатель тактического сброса в положение "ТАКТИЧЕСКИЙ СБРОС ГРУЗОВ";
- нажать на 3-5 с кнопку "ИСХОДНОЕ ПОЛОЖЕН. ТРАНСПОРТ. И ПУС", после отпускания кнопки загорится лампа "ГОТОВНОСТЬ К СБРОСУ";
- рукоятку задатчика количества сбрасываемых грузов установить в необходимое положение, начиная отсчет с "1". При этом показания на счетчике СОБ-1А не изменять;
- нажать кнопку "ПОШЕЛ СБРОС", загорится сигнальная лампа "ТАКТИЧЕСКИЙ СБРОС ГРУЗОВ";
- после сброса грузов установить переключатель тактического сброса в положение "ОТКЛ."

Останов транспортера

Для остановки транспортера с уходом расшвартованного груза:

- установить переключатель "СТОП - СБРОС" на тангенте штурмана в положение "СТОП", после ухода расшвартованного груза транспортер останавливается;

- для продолжения сброса, грузов переключатель "СТОП - СБРОС" установить в положение "СБРОС" и нажать кнопку "ПОШЕЛ СБРОС" на тангенте. Для экстренного останова транспортера:
- переключатель аварийного останова транспортера установить во включенное положение, транспортер останавливается;
- для продолжения сброса установить переключатель в исходное положение и нажать кнопку "ПОШЕЛ СБРОС".

Управление транспортером, оборудованным электроприводом

Для сброса грузов:

- убедиться, что все АЗС, необходимые для сброса грузов, включены (как это указано для транспортера с гидроприводом);
- открыть грузовой люк;
- установить рукояткой "КОЛИЧ. СБРАСЫВАЕМЫХ ГРУЗОВ" количество групп грузов, подлежащих сбросу;
- установить переключатель тактического сброса в положение "ТАКТИЧЕСКИЙ СБРОС ГРУЗОВ", загорается лампа "ПРИВОД ТРАНСПОРТЕРА ГОТОВ";
- включить переключатель "СБРОС" на переносной тангенте штурмана;
- нажать кнопку "ПОШЕЛ" на тангенте штурмана, происходит сброс заданного количества грузов, стрелка малой рукоятки ПГС-24 совместится с цифрой заданного количества сбрасываемых грузов, транспортер остановится, погаснет лампа "ПРИВОД ТРАНСПОРТЕРА ГОТОВ".

*Сброс грузов с транспортера П-157 (П-157ГП)
от аварийной системы*

При сбросе грузов от аварийной системы с рабочего места командира экипажа или штурмана необходимо:

- открыть предохранительный колпачок на приборной доске и включить выключатель аварийного сброса грузов, при этом откроется грузовой люк, загорится сигнальная лампа аварийного сброса грузов и все грузы выйдут из самолета серий; после выхода грузов сигнальная лампа погаснет;
- убедиться по докладу борттехника в том, что все грузы сброшены;
- выключить выключатель аварийного сброса грузов и закрыть предохранительный колпачок;
- дать команду борттехнику убрать вытяжные веревки и после доклада об уборке вытяжных веревок закрыть грузовой люк.

Для экстренного останова транспортера в этом случае с рабочего места командира экипажа или штурмана установить переключатель аварийного

сброса грузов в положение "ОТКЛ.". Для продолжения сброса включить выключатель аварийного сброса грузов.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НА САМОЛЕТАХ, ОБОРУДОВАННЫХ ТРАНСПОРТЕРОМ С ГИДРОПРИВОДОМ, ПРИ ОТСУТСТВИИ ДАВЛЕНИЯ В ОСНОВНОЙ ГИДРОСИСТЕМЕ АВАРИЙНЫЙ СБРОС ГРУЗОВ ОТ АВАРИЙНОЙ НАСОСНОЙ СТАНЦИИ НЕ ПРОИЗВОДИТЬ.

Транспортер при аварийном сбросе грузов можно остановить и продолжить после этого сброс с помощью переключателя аварийного останова, расположенного на бытовой этажерке. Действия бортехника такие же, как и при сбросе от тактической системы.

7.3.7. Действия экипажа при возникновении особых случаев в полете при десантировании грузов

В полете при десантировании грузов могут быть следующие особые случаи:

- застревание грузов на пороге грузового люка;
- отказ в работе транспортера и прекращение сброса.

При возникновении особых случаев командир экипажа обязан:

- оценить обстановку;
-
- доложить руководителю полетов о сложившейся обстановке;
 - дать соответствующие указания экипажу;
 - не изменять режим полета при работе членов экипажа в грузовой кабине;
 - если застрявшие грузы мешают закрытию грузового люка, при необходимости выйти из боевого порядка, обходя населенные пункты.

При остановке груза на пороге грузового люка центровка самолета может достигать величины 42 % САХ.

В этом случае:

- выключить АЗС цепей тактического и аварийного сброса грузов и установить переключатель в нейтральное положение;
- закрепить первый по выходу груз швартовочными ремнями;
- закрыть грузовой люк (если застрявший груз не препятствует этому);
- переместить с помощью ручного привода цепи транспортера с оставшимися грузами в положение, обеспечивающее нормальную центровку

самолета, разместив центр тяжести груза в районе шпангоутов № 20-22;

- если транспортер заклинило и переместить грузы с помощью транспортера невозможно, принять меры к перемещению грузов для обеспечения нормальной центровки, а если и такое перемещение грузов невозможно, дополнительно зашвартовать застрявшие грузы и произвести посадку.

7.4. Парашютное десантирование личного состава

7.4.1. Общие сведения

Парашютное десантирование личного состава выполнять с десантными парашютами, имеющими стабилизирующее устройство.

Прыжки выполнять в один поток на скоростях полета, указанных в 7.3. Со спортивно-тренировочными парашютами разрешается выполнять только одиночные прыжки.

Выпускающий и помощник выпускающего назначаются из числа наиболее опытных парашютистов.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ДЕСАНТИРОВАНИИ ЛИЧНОГО СОСТАВА С ПАРАШЮТАМИ, ИМЕЮЩИМИ СТАБИЛИЗИРУЮЩИЕ УСТРОЙСТВА ТИПА Д-5, УЛАВЛИВАТЕЛИ ФАЛОВ НЕ УСТАНОВЛИВАТЬ.

7.4.2. Подготовка самолета и оборудования

Для подготовки самолета к парашютному десантированию личного состава:

- установить два троса для зацепления карабинов камер стабилизирующих систем (карабинов вытяжных веревок);
- установить ограждение выпускающего;
- снять электролебедку;
- сдвинуть каретку погрузочно-разгрузочного устройства в крайнее заднее положение;
- смотать на барабаны механизма МПШ -8 швартовочные лямки;
- снять грузовые упоры с цепей транспортера;
- установить цепи транспортера в положение, при котором их высокие звенья расположатся под полом грузовой кабины;
- проверить исправность системы уборки вытяжных веревок. камер и улавливателей фалов;
- проверить исправность механизма открытия и закрытия рампы и сигнализацию десанту.

7.4.3. Порядок посадки парашютистов

Перед посадкой парашютистов в самолет старший группы (выпускающий) инструктирует их о правилах выполнения прыжков, определяет порядок посадки и размещения в грузовой кабине самолета, указывает очередность выполнения прыжков и докладывает командиру экипажа о готовности группы к посадке в самолет.

Максимальное количество парашютистов, размещаемых в самолете, 30 человек (по 15 человек вдоль левого и правого борта).

Выпускающий располагается на ближайшем к грузовому люку сиденье правого борта, помощник выпускающего - у левого борта напротив него.

Если самолет загружен парашютистами не полностью, для обеспечения необходимой центровки они размещаются в соответствии с указаниями борттехника самолета.

7.4.4. Порядок десантирования

После взлета парашютисты по команде выпускающего зацепляют карабины камер стабилизирующих систем (вытяжных веревок парашютов) за тросы, расположенные вдоль бортов грузовой кабины, защелками внутрь грузовой кабины.

Выпускающий зацепляет карабин своего парашюта за кольцо удлинителя, закрепленного на правом борту у места выпускающего.

Парашютисты во время полета обязаны внимательно следить за сигналами штурмана и командами выпускающего и четко их выполнять.

При парашютном десантировании личного состава подаются следующие команды:

- "Приготовиться" - желтый световой сигнал и короткий сигнал sireны;
- "Прыжок" - зеленый световой сигнал и продолжительный сигнал sireны;
- "Отставить" - красный световой сигнал.

По команде "Приготовиться" открывается грузовой люк. Все парашютисты, кроме выпускающего, встают, убирают сиденья к борту и разворачиваются лицом к грузовому люку.

Парашютисты правого борта выходят на середину грузовой кабины, а парашютисты левого борта размещаются вдоль своего борта, не создавая помех движению парашютистов правого борта. Парашютисты заправляют слабины шлейфа стабилизирующего устройства парашюта типа Д-5 впереди стоящему парашютисту под боковой клапан ранца.

По команде "Прыжок" выпускающий открывает створку ограждения, парашютисты правого борта начинают движение в направлении грузового люка и поочередно (с интервалом 0,6 - 0,8 с) отделяются от самолета.

При отделении от самолета парашютисты должны сгруппироваться и наклонить корпус вперед в горизонтальное положение.

Помощник выпускающего, наблюдая за покидавшим самолет

парашютистами правого борта, выполняет по отношению к ним обязанности выпускающего.

Парашютисты левого борта, имея направляющим помощника выпускающего, покидают самолет вслед за парашютистами правого борта.

Выпускающий следит за покиданием самолета парашютистами левого борта, после чего, не задерживаясь, отводит створку ограждения и покидает самолет последним.

По команде "Отставить" или при обнаружении каких-либо ненормальностей при десантировании (падение парашютиста, преждевременное раскрытие парашюта и др.) выпускающий немедленно закрывает створку ограждения. В последнем случае он докладывает по СПУ командиру экипажа о причине прекращения десантирования.

Обязанности борттехника:

- при открытии грузового люка доложить по СПУ штурману: "Люк открыт, к десантированию готов";

- по окончании десантирования убрать камеры стабилизирующих систем (вытяжные веревки парашютов) из проема грузового люка и доложить об этом штурману.

Обязанности командира экипажа:

- выполнять команды штурмана для вывода самолета в точку сброса;
- выдерживать на боевом курсе скорость и высоту полета в соответствии с заданием на десантирование, контролировать истинную высоту десантирования по радиовысотомеру;

- дать команду штурману открыть грузовой люк;

- в процессе десантирования не допускать резких доворотов самолета по курсу;

- контролировать время серии и при необходимости дать команду "Отставить".

7.5. Десантирование парашютно-грузовой системы ПГС-200 с сопровождающим ее расчетом

7.5.1. Особенности подготовки самолета к загрузке и погрузка ПГС-200 в самолет

При подготовке транспортера П-157 для сбрасывания ПГС-200 с последующим покиданием самолета сопровождающим ее расчетом необходимо выполнить следующие дополнительные операции:

- перед погрузкой ПГС-200 переместить цепи транспортера так, чтобы грузовые упоры на цепях располагались на расстоянии 2,5 м от порога грузовой кабины;

- вытянуть швартовочные лямки из кассет механизма МПШ-8 и надеть предохранительные валики;

- передвинуть первые пряжки швартовочных лямок к предохранительным валикам и установить их на двадцатые звенья цепей от грузового упора;
- погрузить ПГС-200 на грузовые цепи транспортера, расположив ее симметрично оси самолета, и зашвартовать лямками;
- установить сигнализаторы с внутренней стороны левой магистрали в рабочие звенья цепи транспортера за три звена до пряжки, при этом на приборе ПГС-24 рукояткой "КОЛИЧЕСТВО СБРАСЫВАЕМЫХ ГРУПП" установить не менее двух групп;
- снять грузовые упоры.

**ВНИМАНИЕ! ПЕРЕМЕЩАТЬ ГРУЗОВЫЕ ЦЕПИ
ТРАНСПОРТЕРА В КРАЙНЕЕ ПЕРЕДНЕЕ
ПОЛОЖЕНИЕ БЕЗ УПОРОВ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.**

7.5.2. Особенности подготовки к десантированию сопровождающего ПГС-200 расчета

Парашютисты сопровождающего расчета с парашютами (типа Д-5), оружием и в штатном снаряжении размещаются на десантных сиденьях по правому и левому борту в количестве не более 20 человек.

Грузовые контейнеры типа ГК-30 размещаются в проходе рядом с каждым сиденьем в состоянии, подготовленном для подсоединения к подвесной системе парашюта.

Помощник выпускающего сопровождающего расчета располагается не ближе 2 м от десантируемой ПГС-200. Остальные парашютисты располагаются за помощником выпускающего по указанию бортехника самолета, исходя из обеспечения необходимой центровки.

Выпускающий располагается на переднем сиденье правого борта в районе входной двери.

7.5.3. Десантирование ПГС-200 и сопровождающего ее расчета

Действия экипажа при десантировании ПГС-200 и сопровождающего ее расчета аналогичны действиям при десантировании грузов и личного состава, изложенным в предыдущих параграфах.

Штурман обязан за 5 мин до подачи команды "Приготовиться" подать команду через бортехника самолета выпускающему парашютистов "Подсоединить контейнеры".

Выпускающий, получив команду "Подсоединить контейнеры", отдает указания сопровождающему расчету:

- присоединить контейнеры ГК-30 к подвесной системе парашюта;

- расположиться на контейнерах лицом к грузовому люку. По команде "Приготовиться" сопровождающему расчету встать и заправить слабинку шлейфа стабилизирующего устройства впереди стоящему парашютисту под боковой клапан ранца,

По команде "Прыжок" парашютистам правого борта начать движение вслед за ПГС-200, не допуская увеличения интервалов между собой.

Интервал времени между отделением от самолета ПГС-200 и направляющим парашютистом должен составлять 2-3 с.

После покидания самолета парашютистами правого борта, за исключением выпускающего, десантируются парашютисты левого борта во главе с помощником выпускающего. Парашютистов левого борта выпускает выпускающий, после чего покидает самолет сам.

В процессе снижения на парашюте использовать его горизонтальную скорость, чтобы обеспечить приземление возможно ближе к месту приземления ПГС-200.

После сброса ПГС-200 и покидания самолета сопровождающим расчетом:

- закрыть грузовой люк;
- установить грузовые упоры на цепи транспортера;
- переместить цепь транспортера в крайнее переднее положение.

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. Длина серии сопровождающего расчета для групп в 10, 15 и 20 человек составляет соответственно:

- при скорости полета 270 км/ч - 1300, 1900, 2500 м;
- при скорости полета 350 км/ч - 1700, 2500, 3300 м.

2. Вес ПГС-200 200 кг.

3. Скорость снижения ПГС-200 на зарифованном парашюте 25 м/с.

7.6. Подготовка расчетных данных для парашютного десантирования

В табл. 7.1. приведены осредненные данные скорости снижения грузов на основных парашютах и предельные высоты их сбрасывания.

Расчеты для десантирования выполнять в следующем порядке.

1. Получить на метеостанции направление и скорость среднего ветра, показанные вектором на аэрометеорологическом планшете.

2. Определить время снижения парашютистов (груза) на основном куполе по формуле

$$t_{CH} = \frac{H_{ДЕС} - h_{СТАБ}}{V_{CH}}$$

где: $H_{ДЕС}$ - высота десантирования;

V_{CH} - скорость снижения парашютиста (груза);

$h_{СТАБ}$ - потеря высоты при снижении на стабилизирующем парашюте.

3. Определить снос парашютиста (груза) при его снижении на основном куполе по формуле

$$Z_{CH} = V_{CP} \times t_{CH}$$

где Z_{CH} - снос груза под действием ветра при снижении его на основном куполе;

V_{CP} - СКОРОСТЬ среднего ветра в слое снижения;

t_{CH} - время снижения груза на основном куполе.

Таблица 7.1

Наименование	Вес, кгс	Скорость снижения м/с	Минимальная высота сбрасывания, м	Максимальная высота сбрасывания, м	Скорость снижения на стабилизирующем парашюте, м/с
ПГС-200	200	7-9	250	6000	25
ПГС-500	360-600	12-15	150	8000	50
ПДСБ-1	245	11	150	8000	65
ПДУР-47	140	7	150	4000	55

4. Определить снос парашютиста (груза) $Z_{СТАБ}$ при его снижении на стабилизирующем парашюте по формуле

$$Z_{СТАБ} = V_{CP.СТАБ} \times t_{СТАБ}$$

где $V_{CP.СТАБ}$ - скорость среднего ветра в слое снижения груза на стабилизирующем парашюте;

$t_{СТАБ}$ - время снижения на стабилизирующем парашюте.

5. По величине воздушной скорости, высоте полета и характеристическим данным груза определить величину начального отношения A_0 .

6. По ветру на высоте десантирования определить путевую скорость, угол сноса и боевой курс.

7. Определить длину серии грузов и парашютистов по формуле

$$\ell = W \times \Delta t_i \times (n - 1)$$

где ℓ - длина серии;

W -путевая скорость на высоте десантирования;

Δt_i - временной интервал между грузами (парашютистами) в серии;

n - число грузов (парашютистов) в серии.

8. Определить путь $S_{ВЫХ}$, пройденный самолетом от момента нажатия на кнопку "ПОШЕЛ" (или от момента подачи сигнала "ПОШЕЛ") до момента выхода первого груза (парашютиста), по формуле

$$S_{ВЫХ} = W \times t_{ВЫХ},$$

где W - путевая скорость на боевом пути;

$t_{ВЫХ}$ - время от момента нажатия кнопки "ПОШЕЛ" (или от момента подачи сигнала "ПОШЕЛ") до момента выхода первого груза (парашютиста).

После выполнения этих расчетов на карте крупного масштаба (фотопланшете или схеме площадки десантирования) графически определить точку начала выброски (ТНВ) грузов или парашютистов, как показано на схеме (рис. 7.5). Вблизи ТНВ выбрать характерный ориентир (точку прицеливания).

Если ТНВ находится до ориентира, измерить по схеме расстояние до него от ТНВ и рассчитать угол прицеливания по формуле

$$tg \varphi = \frac{ГД}{H}$$

где ГД - горизонтальная дальность от точки прицеливания до ТНВ.

Если ТНВ находится за ориентиром, определить временную выдержку

$$t_{H.B} = \frac{ГД}{W}$$

Пример. Произвести расчет точки начала выброски 30 парашютистов с высоты 1000 м на площадку размером 2500×400 м. Условия десантирования:

- полет выполняется днем в простых метеорологических условиях на скорости 320 км/ч по прибору;

- средний ветер в слое до 1000 м имеет направление метеорологическое $\delta_M = 300^\circ$ и скорость $V = 10$ м/с, скорость ветра у земли $V = 5$ м/с;

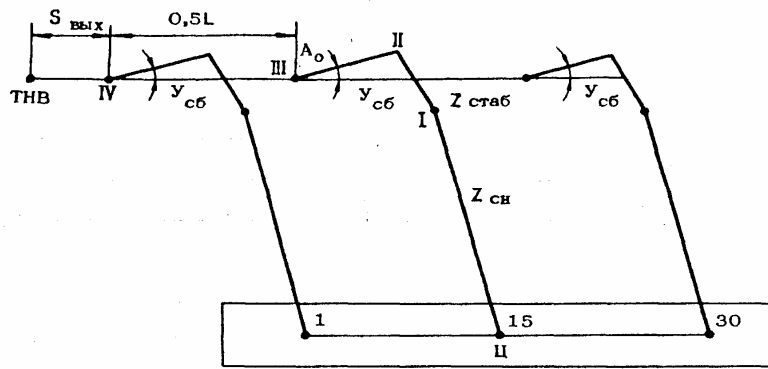


Рис. 7.5. Схема определения точки начала десантирования по карте крупного масштаба или по схеме площадки десантирования

- на высоте выброски $\delta_M = 325^\circ$; $V = 15$ м/с;
 - направление захода БМПУ = 80° ;
 - время выхода первого парашютиста после сигнала "Пошел" $t_{\text{вых}} = 1,5$ с;
 - временной интервал покидания самолета парашютистами $\Delta t_i = 0,7$ с;
 - время стабилизации парашютиста 5 с, потеря высоты за время стабилизации (5 с) около 150 м;
 - скорость снижения парашютиста на основном парашюте 5 м/с;
 - штилевой относ А о $A_0 = 200$ м;
 - температура на высоте 1000 м $t_H = 5^\circ\text{C}$;
 - магнитное склонение $+10^\circ$.
- Порядок выполнения расчета:

1. Определить время снижения парашютистов на основных парашютах

$$t_{\text{сн}} = \frac{1000 - 150}{5} = 170 \text{ с}$$

2. Определить величину сноса парашютистов при снижении на основных парашютах

$$Z_{\text{сн}} = 10 \times 170 = 1700 \text{ м}$$

3. Определить величину сноса парашютистов за время стабилизации:

$$Z_{\text{стаб}} = 15 \times 5 = 75 \text{ м}$$

4. Рассчитать по навигационной линейке истинную воздушную скорость:

$$V_{\text{ист}} = 327 \text{ км/ч ИС}$$

5. В зависимости от параметров ветра на высоте выброски и истинной скорости 327 км/ч ИС определить БМК, УС и W на боевом пути: БМК = 72° ; УС = $+8^\circ$; W = 353 км/ч.

6. Определить длину серии $\ell = 99 \times 0,7 \times 29 = 2010$ м.

7.7. Работа штурмана в районе десантирования и на боевом пути

7.7.1. При прицеливании по НКПБ-7

За 10 мин до выхода на начало боевого пути (НБП):

- включить подсвет прицела и отрегулировать яркость перекрестия;
- установить прицел по уровню;
- уточнить расчетные данные для десантирования и нанести точку прицеливания на карту или схему;
- установить на прицеле расчетные данные -угол прицеливания и боевой угол разворота прицела (БУРП).

За 5 мин до выхода на НБП дать команду по СПУ "Борттехнику занять рабочее место в грузовой кабине".

При сбрасывании с помощью транспортера П-157 (П-157ГП) грузов в штатной упаковке:

- перед выходом на НБП убедиться, что АЗС "СИГНАЛ", "ТАКТ.", "АВАР." группы "УПРАВЛЕН. ГРУЗОЛЮК."; "ТАКТ.", "АВАР." группы "СБРОС ГРУЗОВ"; "ВЕС. ПОДАЧА ВОЗДУХА СИСТЕМЫ ЛЕВ., ПРАВ.", "АВАР. СБРОС ДАВЛ." группы "ВЫСОТНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ" и "АВАР. НАСОСН. СТАНЦ." группы "ШАССИ И СИГНАЛИЗАЦИЯ" включены;
- установить на задатчике количества сбрасываемых грузов заданное количество сбрасываемых грузов.

Вывести самолет на НБП, взять расчетный боевой курс, включить на щитке управления сбросом выключатель "СИГНАЛ ДЕСАНТУ".

На боевом пути:

- установить на высотомере давление площадки десантирования и занять высоту десантирования;
- на расстоянии 15 км от ТНВ дать команду по СПУ "Приготовиться", на щитке сброса нажать кнопку "ПРИГОТОВИТЬСЯ";
- на расстоянии 10 км от ТНВ открыть грузовой люк (проверить открытие по загоранию зеленой лампы "ОТКРЫТ" и доклада борттехника), включить выключатель "ТАКТИЧЕСКИЙ СБРОС" и убедиться, что лампа "ПРИВОД ТРАНСПОРТЕРА ГОТОВ" горит (для транспортера П-157ГП должна загореться сигнальная лампа "ГОТОВНОСТЬ К СБРОСУ", если лампа не горит, нажать на 3-5 с кнопку "ИСХОДНОЕ ПОЛОЖЕН. ТРАНСПОРТ. И ПУС". После отпускания кнопки сигнальная лампа должна загореться);
- опознать точку прицеливания и доложить по СПУ: "Цель вижу", уточнить боковую наводку;
- на расстоянии 3 км от ТНВ по СПУ дать команду "Приготовиться" и включить выключатель "СБРОС" на переносной тангенте;
- установить на НКПБ-7 угол визирования, равный углу прицеливания;
- нажать кнопку "ПОШЕЛ" (для транспортера П-157ГП - "ПОШЕЛ СБРОС") в момент совмещения точки прицеливания с перекрестием и включить секундомер для отсчета времени серии;

- по истечении времени серии дать команду по СПУ "Отставить", нажать кнопку "ОТСТАВИТЬ" на переносной тангенте;
- выключить переключатели "СБРОС" (на переносной тангенте), "ТАКТИЧЕСКИЙ СБРОС", "СИГНАЛ ДЕСАНТУ" ;
- по команде боргтехника закрыть грузовой люк и установить переключатель "УПРАВЛЕНИЕ ГРУЗОЛЮКОМ ТАКТИЧ." в положение "ОТКЛ."

При аварийном сбросе десантируемых грузов установить переключатель аварийного сбросов положение "ВКЛЮЧЕНО". После открытия рампы загорятся красные сигнальные лампы аварийного сброса на щитке штурмана и командира экипажа, транспортер включится на сброс.

По окончании сброса красные сигнальные лампы погаснут.

7.7.2. При прицеливании по РЛС в режиме "Маяк"

За 10 мин до выхода на НБП проверить и, если необходимо, выполнить калибровку РЛС в режиме "Маяк", а переключатель кодов на щитке управления аппаратурой РПМ-СМ установить в положение, соответствующее принятому коду.

Вывести самолет на НБП и взять расчетный боевой курс на маяк.

На боевом пути:

- при обнаружении ответного импульса наземного маяка доложить по СПУ: "Маяк вижу, удаление... км";
- по кодовой комбинации импульсов на экране РЛС определить принадлежность маяка;
- проверить исправность маяка, для чего переключатель кодов на щитке управления РПМ-СМ установить в положение "НЕКОД.", при этом ответные импульсы маяка не должны наблюдаться на экране РЛС;
- установить заданный код и убедиться, что ответные импульсы наблюдаются на экране РЛС; доложить командиру экипажа: "Маяк исправен";
- определить угол сноса, установить курсовую черту электронного перекрестия на угол сноса и выполнить боковую наводку, используя отметку маяка и курсовую черту электронного перекрестия;
- определить путевую скорость по отметке маяка пролетом базы 5 км;
- по величине путевой скорости (W) и выбранному из табл. 7.2 времени

определить время выдержки по формуле $t_{ВЫД} = t_{ТАБЛ} - \frac{A_0}{W}$ сообщить ее командиру экипажа;

- рассчитать наклонную дальность сбрасывания по формуле

$$HD_{CB} = \Delta D + \sqrt{H^2 + A_0^2},$$

где ΔD - задержка маяка (для Е-811 700 м, для РМ-5, РМ-2 300 м);

- изменяя масштаб экрана, непрерывно наблюдать за отметкой маяка и докладывать по СПУ дальности 20,15,10, 5 км;
- установить электронное перекрестие на наклонную дальность, равную $3 \text{ км} + \Delta D$, и ручкой "ПЛАВНАЯ ЗАДЕРЖКА" установить перекрестие на центр экрана;
- при совмещении отметки маяка с меткой дальности включить секундомер;
- установить электронное перекрестие на наклонную дальность сбрасывания;
- по истечении времени выдержки или при совмещении отметки маяка с меткой дальности дать команду "Пошел".

7.8. Транспортировка раненых и больных

7.8.1. Общие сведения

Санитарное оборудование самолета является съемным и хранится в одиночном комплекте самолета.

Санитарное оборудование на самолете обеспечивает:

- погрузку и выгрузку раненых и больных при транспортировке их в тыловые госпитали(минуя промежуточные этапы медицинской эвакуации) при одном сопровождающем медработнике;

Таблица 7.2

Высота, м	Время пролета (в секундах) трехкилометровой базы при различных скоростях полета, км/ч										
	200	220	240	260	280	300	320	340	360	380	400
400	53	48	44	41	38	35	33	31	29	28	26
600	52	47	43	"40	37	35	32	31	29	27	26
800	52	47	43	40	37	35	32	31	29	27	26
1000	52	47	43	40	37	35	32	31	29	27	26
1200	50	46	42	38	36	33	31	29	28	26	25
1400	48	44	40	37	35	32	30	28	27	25	24
1600	47	43	39	36	34	31	29	27	26	24	23
1800	47	42	38	36	33	31	29	27	26	24	23
2000	45	41	38	34	32	30	28	26	25	23	22

- доставку медицинского и обслуживающего персонала, медикаментов, перевязочного материала и других срочных медицинских

грузов;

- перебазировку в места новой дислокации личного состава, оснащение войсковых, армейских, фронтовых и тыловых госпиталей.

7.8.2. Переоборудование самолета в санитарный вариант

Переоборудование осуществляется экипажем самолета. При этом возможны три варианта переоборудования:

- I вариант - для носилок;
- II вариант - для сидений;
- III вариант - для носилок и сидений.

Для транспортировки раненых и больных в грузовой кабине самолета по секциям устанавливаются санитарные стойки и ленты. При установке в рабочее положение соблюдать следующий порядок:

- отстегнуть санитарные ленты от стоек;
- установить верхнюю опору стоек в соответствующий кронштейн на потолке кабины;
- ввести нижнюю опору стойки в гнездо швартовочного узла у борта и вернуть ее;
- закрепить санитарные ленты шариками скоб в кронштейнах на борту кабины.

Перед погрузкой все замки на стойках установить в открытое положение.

Правильность переоборудования самолета и его укомплектованность проверяет сопровождающий медработник совместно с борттехником самолета.

7.8.3. Погрузка и размещение раненых в самолете

Грузовая кабина самолета имеет четыре секции, в каждой из которых может быть установлено три яруса носилок: нижний, средний и верхний.

Во избежание случаев травмирования раненых загрузку следует начинать с секций, наиболее удаленных от грузового люка. В секциях в первую очередь устанавливать носил верхнего яруса, затем среднего и нижнего.

При погрузке насилочных раненых в самолет разворачивать носилки так, чтобы подход к самолету и непосредственная погрузка раненых осуществлялась головным концом носилок вперед.

При установке носилок с ранеными соблюдать следующий порядок:

- установить носилки ручками, обращенными к борту кабины, в предварительно открытые замки кронштейнов;
- надеть на две ручки носилок петли лент;
- закрыть замки кронштейнов и подтянуть петли до установки носилок в горизонтальное положение;
- закрепить рукоятки носилок в петлях санитарных лент, опустив кожаные хомутики вниз до отказа;
- завести в гнезда на полу кабины нижние шариковые наконечники санитарных лент и подтянуть ленты.

-При размещении раненых в самолете соблюдать следующие правила:

- носилочных раненых размещать головой вперед по направлению полета;
- раненых с большим весом (при отсутствии противопоказаний) размещать в нижнем ярусе;
- раненых, требующих особого наблюдения и обслуживания в пути, целесообразно размещать в среднем ярусе III и IV секций (в этих местах наименьший уровень шума и обеспечен лучший подход к раненым).

При погрузке легкораненых для транспортировки сидя опустить все сиденья и убедиться в их устойчивом положении. Раненым, нуждающимся в сопровождении, санитары-носильщики (члены экипажа) должны помочь подойти к самолету и подняться в кабину.

Очередность погрузки раненых и порядок размещения их в самолете определяет сопровождающий медработник.

7.8.4. Выгрузка раненых из самолета

Перед выгрузкой раненых:

- установить рампу люка в рабочее положение;
- определить готовность санитарного транспорта к приему раненых и указать ему место и порядок подъезда к самолету.

Выгрузку раненых (при отсутствии противопоказаний) начинать с мест, расположенных непосредственно у разгрузочного люка, в порядке, обратном загрузке: сначала снимаются носилки нижнего яруса, затем среднего и верхнего.

При разгрузке каждой секции:

- вывести из гнезд в полу кабины шариковые наконечники санитарных лент и поднять кожаные петли, освободив тем самым рукоятки носилок нижнего яруса;
- открыть замки кронштейнов нижнего яруса;
- освободить рукоятки носилок от лент и снять рукоятки носилок с замков кронштейнов, При выгрузке носилочных раненых разворачивать носилки после выхода из самолета.

Порядок выхода легкораненых определяет сопровождающий медработник в зависимости от места их размещения и состояния после полета. Для нуждающихся в сопровождении выделяются санитары.

7.8.5. Уход за ранеными в полете

Обязанности сопровождающего медработника:

- поддерживать связь с командиром экипажа;
- следить за температурой воздуха в кабине самолета и докладывать командиру экипажа в случае ее отклонения от заданной или о необходимости изменения заданного режима вентиляции кабины;
- следить за удобством размещения и состоянием здоровья раненых;
- оказывать необходимую медицинскую помощь;
- следить за расходом кислорода и обеспечивать кислородным питанием раненых на местах;
- соблюдать светомаскировку и обеспечивать раненых необходимыми предметами ухода, После выгрузки раненых произвести уборку грузовой кабины самолета, а при необходимости ее дезинфекцию или дезактивацию.

7.9. Применение самолета с внешними подвесками вооружения

7.9.1. Общие сведения

Самолет Ан-26 с бомбардировочным вооружением может применяться для прицельного бомбометания с горизонтального полета по наземным целям при их визуальной видимости с высот полета самолета от 600 до 5000 м при скоростях полета от 300 до 420 км/ч.

В состав бомбардировочного вооружения самолета входят:

- четыре балочных держателя БДЗ-34 с замками ДЕРЗ-54;
- электрическая система управления сбрасыванием авиабомб;
- два щитка (штурмана и летчика) управления сбрасыванием авиабомб;
- щит АЗС "СБРОС ПОДВЕСОК С БД";
- тангента с боевой кнопкой "СБРОС";
- оптический бомбардировочный прицел НКПБ-7;
- комплект прутковых устройств УВП-ИС № 1-5 для контровки взрывателей;

- рама с лебедкой БЛ-47М для подъема авиабомб.

Балочные держатели размещены по левому и правому борту фюзеляжа самолета (по два с каждого борта) и обеспечивают подвеску и сбрасывание авиабомб калибра от 50 до 500 кгс.

Система управления сбрасыванием авиабомб обеспечивает боевое сбрасывание авиабомб штурманом только на "ВЗРЫВ" и аварийное сбрасывание авиабомб штурманом и левым летчиком как на "ВЗРЫВ", так и на "НЕВЗРЫВ".

Аварийное сбрасывание авиабомб летчиком на "ВЗРЫВ" или на "НЕВЗРЫВ" обеспечивается независимо от положения выключателей "ВЗРЫВ" и "ТАКТИЧЕСКИЙ СБРОС" на щитке штурмана.

Электрическая схема системы управления сбрасыванием авиабомб обеспечивает:

- боевое сбрасывание по одной авиабомбе с четырех держателей в последовательности 1, 2, 3, 4;

- боевое сбрасывание по одной авиабомбе только с двух передних (1, 2) или только с двух задних (3, 4) держателей;

- боевое сбрасывание залпом по две авиабомбы с двух передних и с двух задних держателей;

- боевое сбрасывание залпом по две авиабомбы только с двух передних или с двух задних держателей;

- аварийное сбрасывание авиабомб штурманом и летчиком на "ВЗРЫВ" или на "НЕВЗРЫВ" с четырех держателей одновременно;

- блокировку сбрасывания авиабомб на земле по боевой и аварийной системам управления;

- невозможность случайного сбрасывания авиабомб на "ВЗРЫВ" при выключенном выключателе "ТАКТИЧЕСКИЙ СБРОС";

- сигнализацию наличия авиабомб на балочных держателях;

- проверку исправности ламп сигнализации.

Летные характеристики самолета с внешними подвесками весом от 100 до 500 кгс приведены в табл. 7.3.

7.9.2. Подготовка бомбардировочного вооружения к полету

Подготовку бомбардировочного вооружения к полету производит штурман совместно со специалистами по авиавооружению в соответствии с НИАС, Инструкцией по технической эксплуатации самолета Ан-26, а также Вариантами загрузки авиационными бомбами самолетов и вертолетов, фронтовой авиации (выпуск № 2745-71 г.) с соблюдением необходимых мер безопасности.

Таблица 7.3

Летные характеристики	Четыре держателя БДЗ-34	Четыре авиабомбы весом по 100 кгс	Четыре авиабомбы весом по 500 кгс
Максимально допустимый взлетный вес в стандартных условиях на уровне моря, кгс	23700	23500	23300
Практический потолок при работе трех двигателей на номинальном режиме при максимально допустимом весе, м	7100	7050	7000
Время набора высоты (при работе трех двигателей на номинальном режиме при максимально допустимом взлетном весе и $V_{пр} = 310$ км/ч), мин: высота 6000 м высота практического потолка	22 35	23 37	25 38
Максимальная скорость горизонтального полета при работе двух двигателей АИ-24ВТ на номинальном режиме при среднем полетном весе, км/ч ИС:на высоте 5000 мна высоте 6000 м	445 430	435 420	425 410

Продолжение таблицы 7.3

Летные характеристики	Четыре держателя БДЗ-34	Четыре авиабомбы весом 100 кгс	Четыре авиабомбы весом по 500 кгс
Увеличение километрового расхода топлива, %	2-4	4-9	5-11
Практический потолок (двигатель РУ19А-300 на номинальном режиме, один двигатель АИ-24ВТ не работает) при работе двигателя АИ-24ВТ: на максимальном режиме, м на взлетном режиме, м	2850 3600	2500 3300	2200 3000

Проверка бомбардировочного вооружения,

- Перед подвеской авиабомб на балочные держатели:
- подключить к бортсети самолета аэродромный источник питания напряжением 27 В;
 - осмотреть балочные держатели, их состояние и укомплектованность;
 - открыть крышку лючка пилона;
 - взвести приводы ПБД -59МВ на балочных держателях;
 - открыть обтекатели балочных держателей для подхода к механизмам МПИ;
 - подвесить на средние несущие рычаги замков специальные вставки, имитирующие подвешенные авиабомбы, а кольца вставок - на рычаги "ВЗРЫВ - НЕВЗРЫВ";
 - включить все АЗС на щите АЗС "СБРОС ПОДВЕСОК С БД";
 - включить АЗС "СИГНАЛ" из группы "УПРАВЛЕН. ГРУЗОМ.";
 - установить переключатели "СБРОС" и "ВЫБОР СБРОСА" на щитке штурмана "УПРАВЛЕНИЕ СБРОСОМ ПОДВЕСОК С БД." в положение, соответствующее заданию на полет;
 - нажать кнопку "КОНТРОЛЬ ЛАМП", лампы сигнализации "НАЛИЧИЕ ПОДВЕСОК", "ТАКТИЧ. СБРОС ВЗРЫВ" на щитке штурмана, "АВАР. СБРОС ВЗРЫВ" на пульте левого летчика должны гореть;
 - нажать кнопку "КОНТРОЛЬ НАЛИЧИЯ ПОДВЕСОК" на щитке управления сбросом подвесок с БД, должны загореться лампы "НАЛИЧИЕ ПОДВЕСОК";
 - включить выключатель "ТАКТИЧЕСКИЙ СБРОС", при этом должны загореться лампы сигнализации "НАЛИЧИЕ ПОДВЕСОК" и "ТАКТИЧЕСКИЙ СБРОС";
 - нажать на тангенте кнопку "ПОШЕЛ СБРОС". При этом после каждого нажатия кнопки должны в установленной заданием на полет последовательности сработать приводы балочных держателей, открыться замки, выпасть вставки из замков и погаснуть соответствующие лампы сигнализации наличия авиабомб на щитке штурмана; кольца вставок должны остаться в рычагах "ВЗРЫВ - НЕВЗРЫВ" замков;
 - протянуть шарик пробника через канал МПИ, лампа пробника должна гореть;
 - выключить выключатель "ТАКТИЧЕСКИЙ СБРОС";
 - вторично взвести приводы ПБД-59МВ на балочных держателях и подвесить вставки на средние несущие рычаги замков, а кольца - в рычаги "ВЗРЫВ - НЕВЗРЫВ";
 - нажать кнопку "КОНТРОЛЬ НАЛИЧИЯ ПОДВЕСОК" на щитке штурмана "УПРАВЛЕНИЕ СБРОСОМ ПОДВЕСОК С БД". при этом должны загореться лампы "НАЛИЧИЕ ПОДВЕСОК";

- включить выключатель "ВЗРЫВ" на щитке штурмана "УПРАВЛЕНИЕ СБРОСОМ ПОДВЕСОК С БД", при этом должны загореться лампы красного цвета "ВЗРЫВ" на щитках штурмана и летчика;

- включить выключатель "АВАР. СБРОС" на щитке штурмана "УПРАВЛЕНИЕ СБРОСОМ ПОДВЕСОК С БД", при этом должны сработать приводы всех балочных держателей, открыться замки и выпасть вставки, кольца вставок должны остаться на рычагах "ВЗРЫВ - НЕВЗРЫВ";

- протянуть шарик пробника через канал МПИ, лампа, пробника должна гореть;

- нажать кнопку "КОНТРОЛЬ НАЛИЧИЯ ПОДВЕСОК", при этом лампы сигнализации наличия авиабомб на балочных держателях не должны гореть;

- повторить аналогичную проверку исправности аварийной системы управления сбрасыванием авиабомб от летчика при имитации сбрасывания авиабомб на "НЕВЗРЫВ" и на "ВЗРЫВ".

Для проверки независимости аварийного сбрасывания от летчика на "НЕВЗРЫВ" перед включением выключателя "АВАРИЙНЫЙ СБРОС ПОДВЕСОК С БД" включить выключатели "ТАКТИЧЕСКИЙ СБРОС" и "ВЗРЫВ" на щитке штурмана. При включении выключателя "АВАРИЙНЫЙ СБРОС ПОДВЕСОК с БД" в положение "СБРОС" должны сработать приводы всех балочных держателей, открыться замки и выпасть вставки вместе с кольцами;

- выключить все выключатели и АЗС управления бомбардировочным вооружением;

- законтрить колпачки выключателей "АВАРИЙНЫЙ СБРОС" и "ВЗРЫВ" на щитках штурмана и левого летчика.

Подготовка авиабомб к подвеске

При подготовке авиабомб к подвеске:

- вскрыть укупорку и извлечь из нее авиабомбу;

- осмотреть авиабомбу и убедиться в отсутствии деформации стабилизатора, трещин на подвесных ушках;

- проверить наличие маркировки на авиабомбе. Маркировочные знаки нанесены на средней части корпуса авиабомбы в следующем порядке:

1) на одной стороне корпуса авиабомбы:

а) калибр (например, "250");

б) шифр снаряжения (например, "Т");

в) характеристическое время падения (например "20, 95");

2) на противоположной стороне корпуса авиабомбы:

- а) условный номер снаряжательного завода (например, "55");
- б) номер партии (например, "10");
- в) год снаряжения (например, "А").

На авиабомбах, имеющих дополнительные детонаторы, на стабилизаторе в плоскости ушков должна быть надпись "Детонаторы вложены". На авиабомбах, не имеющих стабилизаторы, необходимые надписи должны быть на головной части авиабомб;

- очистить подвесные ушки от консервационной смазки и протереть их ветошью, слегка смоченной в керосине;
- вывернуть пробки из головного и донного очков, проверить наличие промежуточных детонаторов и вновь завернуть их на 2-3 оборота;
- подвесить авиабомбы под балочные держатели и уложить их на деревянные подкладки.

Подготовка взрывателей к снаряжению авиабомб

Подготовка взрывателей к применению производится на расстоянии не менее 50 м от самолета.

При подготовке взрывателей к снаряжению необходимо выполнить следующие работы:

- перед вскрытием ящика проверить по трафарету, нанесенному на нем, соответствие взрывателей заданию на полет;
- вскрыть деревянный ящик и вынуть из него металлические коробки и принадлежности;
- вскрыть металлическую коробку специальным ножом или ключом;
- наружным осмотром убедиться в отсутствии на взрывателях грязи, ржавчины, забоин на резьбе и других дефектов, влияющих на правильность снаряжения авиабомб и на действие взрывателей;
- проверить наличие предохранительных и пусковых чаек, винтов и правильность их установки;
- установить специальным ключом (отверткой), если имеется на взрывателе, необходимое замедление в соответствии с заданием на полет;
- при установке взрывателя в донное очко авиабомбы установить лопасти ветрянки взрывателя для данного снаряжения;
- на ярлыке, находящемся в коробке, записать дату вскрытия и фамилию лица, производившего вскрытие.

Ярлыки хранить до полного израсходования взрывателей из данной коробки.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ СНАРЯЖАТЬ
АВИАБОМБЫ ВЗРЫВАТЕЛЯМИ, У КОТОРЫХ
ИМЕЮТСЯ МЕХАНИЧЕСКИЕ ПОВРЕЖДЕНИЯ**

(ВМЯТИНЫ, ТРЕЩИНЫ, СКОЛЫ НА ОТДЕЛЬНЫХ ДЕТАЛЯХ, ЗАБИТОСТЬ РЕЗЬБЫ), КОРРОЗИЯ ВНЕШНИХ ЧАСТЕЙ, СРЫВ СЕРЬГИ ВЗВЕДЕНИЯ ИЛИ ЧАСТИЧНОЕ ВЫВЕРТЫВАНИЕ СТАКАНА ДЕТОНАТОРА. ТАКИЕ ВЗРЫВАТЕЛИ ПОДЛЕЖАТ УНИЧТОЖЕНИЮ В УСТАНОВЛЕННОМ ПОРЯДКЕ.

Подготовка системы подъема к подвеске авиабомб

Подъем авиабомб на балочные держатели осуществляется с помощью лебедки БЛ-47М, смонтированной на специальной съемной раме.

Установка рамы на балочный держатель производится в следующем порядке:

- открыть лючок пилона;
- отключить цепи управления сбрасыванием авиабомб блокировочным выключателем, расположенным на балочном держателе;
- установить верхние цапфы рамы в посадочные гнезда, для чего завести их в отверстия гнезд, находящихся в силовых кронштейнах пилона, и движением рамы вниз посадить ее цапфы в гнезда;
- установить нижние узлы на раме на ухваты балочного держателя и зафиксировать зажимами, вращая воротки;
- снять конец троса лебедки вместе с захватом с походного положения на раме подъема и пропустить его сквозь лючок пилона и держателя.

Подвеска авиабомб на балочные держатели

Подвеска авиабомб на балочные держатели производится в следующем порядке:

- установить упоры балочных держателей в гнезда, соответствующие калибру подвешиваемых авиабомб;
- взвести приводы ПБД -59МВ специальным ключом, вращая его в направлении стрелки;
- снять замок ДЕРЗ-54;
- ввести в замок "ВЗРЫВ - НЕВЗРЫВ" кольцо пруткового устройства УВП-ИС;
- установить замок на ушки подвески авиабомбы и закрыть его. При установке замка на авиабомбу с одним ушком подвески закрепить замок на авиабомбе с помощью упоров замка;
- установить захват троса лебедки БЛ-47М на шейку замка и закрыть его;
- с помощью лебедки поднимать авиабомбу, направляя цапфы замка в защелки балочного держателя. Подъем производить до запираения защелок (до характерного щелчка и утопания сигнализатора);

- через люк пилона снять захват с шейки замка и извлечь трос с захватом;
- установить захват с тросом в походное положение на раме;
- снять раму подъема с лебедкой с балочного держателя в последовательности, обратной ее установке;
- вручную вернуть упоры ухватов до соприкосновения их с авиабомбой, сохранив параллельность корпуса авиабомбы по отношению к балочному держателю, затем повернуть каждый упор с помощью специального ключа на полный оборот (при подвеске авиабомбы за два ушка) или на половину оборота (при подвеске авиабомбы за одно ушко);
- вручную вернуть взрыватель в очко авиабомбы, после чего специальным ключом произвести его затяжку;
- свернуть колпачок серьги взведения взрывателя и соединить карабин прутка с серьгой взведения взрывателя (МДВ). При снаряжении авиабомб взрывателями с ЭПУ ввести шарик электрошнура взрывателя в гнездо МПИ и закрыть обтекатель балочного держателя;
- включить блокировочный выключатель на балочном держателе и закрыть лючок пилона.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВО ВРЕМЯ ПОДВЕСКИ АВИАБОМБ ВСЕ АЗС И ВЫКЛЮЧАТЕЛИ ОРУЖИЯ ДОЛЖНЫ БЫТЬ ВЫКЛЮЧЕНЫ И НИКТО НЕ ДОЛЖЕН НАХОДИТЬСЯ В КАБИНЕ САМОЛЕТА. ПОСЛЕ ПОДВЕСКИ АВИАБОМБ И СНАРЯЖЕНИЯ ИХ ВЗРЫВАТЕЛЯМИ РАБОТЫ НА ЗЕМЛЕ С СИСТЕМОЙ БОМБОВООРУЖИЯ ЗАПРЕЩАЮТСЯ.

7.9.3. Снятие авиабомб с балочных держателей

Снятие несброшенных авиабомб с балочных держателей производится в следующем порядке:

- проверить выключение выключателей всех цепей управления сбрасыванием авиабомб;
- выключить блокировочный выключатель;
- вставить во взрыватели предохранительные чеки (или перевернуть винты), отсоединить карабины прутков от пусковых чек (серег механизмов МДВ), наверх колпачки на механизм МДВ, извлечь шарик электрошнура взрывателя из гнезда МПИ;
- вывернуть взрыватель из авиабомбы;
- установить раму подъема с лебедкой БЛ-47М на балочный держатель;
- установить захват троса на шейку замка и закрыть его;
- отвернуть упоры держателя;
- натянуть трос лебедки, после чего выключить защелки ЗА-3 ручкой управления;

- отпустить авиабомбу на землю, снять замок;
- уложить авиабомбы и взрыватели в укупорки.

7.9.4. Особенности подготовки экипажа к полету на бомбометание

Подготовка экипажа к полету на бомбометание подразделяется на предварительную и предполетную.

В процессе предварительной подготовки экипаж обязан:

- изучить задание на полет;
- изучить цель и ориентиры в районе цели;
- выбрать маршрут полета и направление захода на цель;
- подготовить полетную карту и карту района цели;
- составить штурманский план полета.

В результате изучения задания экипаж должен знать:

- по какой цели и в какое время должно быть произведено бомбометание и какой результат должен быть достигнут;
- какими средствами обеспечивается выход на цель;
- кто и какими средствами обеспечивает подавление ПВО противника. В процессе предполетной подготовки экипаж обязан:
 - произвести осмотр и проверку исправности бомбардировочного вооружения;
 - определить взлетный вес самолета в зависимости от аэродромных условий и поставленной боевой задачи, а также взлетную и посадочную центровки.

- ПРИМЕЧАНИЕ. Для самолета с внешними подвесками максимальный взлетный вес, рассчитанный в соответствии с разделом 6.4, должен быть уменьшен на 300 кгс, если установлены четыре держателя БДЗ-34; на 500 кгс, если подвешены четыре авиабомбы по 100 кг, и на 700 кгс, если подвешены четыре авиабомбы по 250 или 500 кгс;
- проверить правильность подвески авиабомб и снаряжение их взрывателями;
 - уточнить задание на полет;
 - получить метеосводку района цели .

7.9.5. Предполетный осмотр бомбардировочного вооружения

Командир экипажа обязан:

- проверить правильность подвески, тип и калибр авиабомб в соответствии с заданием на полет;

- дать команду штурману (специалистам по авиавооружению) на снятие предохранительных чеков с взрывателей.

После посадки в самолет на рабочем месте:

- проверить контроровку выключателей "АВАРИЙНЫЙ СБРОС" и "ВЗРЫВ";

- если на балочных держателях подвешены авиабомбы калибра 250 или 500 кгс, перевести триммер РВ из положения по центровке на кабрирование (на 1-1,5 деления), что практически соответствует нейтральному положению.

Штурман обязан:

- проверить надежность закрепления авиабомб на балочных держателях, правильность контроровки взрывателей и установку замедления согласно заданию на полет;

- по команде командира экипажа совместно со специалистами по авиавооружению снять предохранительные чеки или перевернуть предохранительные винты взрывателей.

Все предохранительные чеки, колпачки от "механизмов МДВ и взрывателей штурман обязан сохранять до конца полета.

После посадки в самолет на рабочем месте:

- проверить контроровку колпачков выключателей "АВАР. СБРОС" и "ВЗРЫВ";

- включить АЗС бомбовооружения на щитке "СБРОС ПОДВЕСОК С БД";

- нажать кнопку "КОНТРОЛЬ ЛАМП" на щитке "УПРАВЛЕНИЕ СБРОСОМ ПОДВЕСОК С БД", лампы сигнализации на щитке должны гореть;

- нажать кнопку "КОНТРОЛЬ НАЛИЧИЯ ПОДВЕСОК", лампы сигнализации "НАЛИЧИЕ ПОДВЕСОК" должны гореть;

- доложить командиру экипажа о готовности к полету.

7.9.6. Выполнение полета на бомбометание

Командир экипажа обязан:

- после взлета выполнить полет по маршруту;

- в районе цели выдерживать заданные скорость и высоту;

- по команде штурмана выполнять боковую наводку. Доворот на угол до $\pm 3^\circ$ выполнять отклонением педалей, а на угол более $\pm 3^\circ$ - координированным отклонением РН и элеронов;

- на боевом пути курс выдерживать по показаниям ГПК и пилотировать самолет вручную или с помощью автопилота.

Штурман обязан:

- после взлета установить прицел НКПБ-7 по уровню и убедиться в его исправности;

- проверить включение АЗС сигнализации и питания МПИ и "СБРОС ПОДВЕСОК С БД" на на щите АЗС;

- установить переключатель "ВЫБОР СБРОСА" на щитке сброса в положения "1-2" - "3-4" при сбросе всех авиабомб, в положение "1-2" - при сбросе только передних авиабомб и в положение "3-4" - при сбросе только задних авиабомб;

- установить выключатель "СБРОС" в положение "1 шт." при сбросе авиабомб по одной или в положение "2 шт." при одновременном сбросе двух авиабомб;

- установить главный выключатель сброса в положение "БОЕВОЙ СБРОС", при этом должны загореться лампы сигнализации "ГОТОВ" и "НАЛИЧИЕ ПОДВЕСОК";

- выполнить прицеливание, для чего:

а) установить рукояткой углов прицеливания рассчитанный угол прицеливания;

б) установить прицел на угол сноса;

в) установить рукояткой углов визирования угол визирования на 20-40° больше рассчитанного угла прицеливания;

г) выполнить боковую наводку;

д) удерживать цель впереди центра сетки прицела на 4-5° вращением рукоятки углов визирования;

е) установить угол визирования, равный углу прицеливания. Когда разность между ними приблизится к величине 3-4°, произойдет щелчок фиксатора;

- нажать и отпустить кнопку "ПОШЕЛ СБРОС" на тангенте в момент прихода цели на перекрестие сетки прицела, при этом произойдет сброс одной или двух авиабомб согласно выбранному варианту сброса; соответствующие лампы сигнализации "НАЛИЧИЕ ПОДВЕСОК" должны погаснуть.

Для сброса каждой последующей авиабомбы (двух авиабомб при сбросе залпом по две) нажать и отпустить кнопку "ПОШЕЛ СБРОС".

После сброса авиабомб установить тангенту в походное положение, а выключатель "БОЕВОЙ СБРОС" - в положение "ОТКЛ."

Аварийный сброс авиабомб

В случае отказа боевой системы управления сбрасыванием или при создании аварийной ситуации может быть произведен аварийный сброс авиабомб на "ВЗРЫВ" или на "НЕВЗРЫВ" штурманом или командиром экипажа.

Аварийный сброс штурманом.

При сбросе авиабомб на "НЕВЗРЫВ":

- на щитке управления сбросом подвесок с БД поднять красный колпачок и включить находящийся под ним выключатель "АВАР. СБРОС";
- установить выключатель "АВАР. СБРОС" в исходное положение;
- убедиться в сбрасывании авиабомб по контрольным лампам наличия подвесок.

При сбросе авиабомб на "ВЗРЫВ":

- на щитке управления сбросом подвесок с БД поднять красный колпачок и включить выключатель "ВЗРЫВ", при этом на щитке штурмана левого летчика должны загореться красные лампы "ВЗРЫВ";
- включить выключатель "АВАР. СБРОС" под колпачком;
- установить выключатели в исходное положение и опустить красный колпачок.

Аварийный сброс командиром экипажа

При сбросе на "НЕВЗРЫВ":

- на щитке "АВАРИЙНЫЙ СБРОС ПОДВЕСОК С БД" включить выключатель "СБРОС", находящийся под красным колпачком;
- выключить выключатель "СБРОС".

При сбросе на "ВЗРЫВ":

- на щитке "АВАРИЙНЫЙ СБРОС ПОДВЕСОК С БД" включить выключатель "ВЗРЫВ", при этом загорится лампа "ВЗРЫВ" на щитке штурмана и левого летчика;
- включить выключатель "СБРОС", находящийся под красным колпачком;
- выключить выключатель "СБРОС".

7.9.7. Меры безопасности при работе с бомбардировочным вооружением

1. При работе с бомбардировочным вооружением необходимо с помощью блокировочных выключателей отключить электрические цепи управления сбрасыванием авиабомб.

2. При подвеске авиабомб и снаряжении их взрывателями все выключатели бомбовооружения на щитках летчика и штурмана должны быть выключены.

3. Перед подвеской авиабомб тщательно проверить лебедку, места ее крепления, состояние троса, роликов и других подвесных приспособлений.

4. Подвеску авиабомб производить на самолеты с исправным бомбардировочным вооружением, проверенным штурманом самолета совместно со специалистами по авиавооружению.

5. Работу с бомбардировочным вооружением в воздухе разрешается производить только над полигоном или местностью, специально отведенной для этой цели, с соблюдением мер безопасности.

6. При невозможности сбросить зависшие авиабомбы следует производить посадку с соблюдением мер предосторожности, чтобы

авиабомбы не могли сорваться с держателей. После посадки самолета с зависшими авиабомбами летчик должен отрулить самолет на специально отведенную площадку.

Выяснение технических причин посадки самолета с несброшенными авиабомбами производится инженером части по авиационному вооружению в присутствии штурмана самолета.

7.10. Применение системы АСО-2В

7.10.1. Общие сведения

Система АСО-2В предназначена для отстрела ИК патронов ППИ-26 с целью создания ложных тепловых целей (ЛТЦ).

На самолете установлено 6 комплектов системы АСО-2В, размещенных в двух наружных контейнерных установках.

Контейнеры подвешиваются к пилонам, устанавливаемым на штатные узлы внешних подвесок в районе шпангоутов 22-23 фюзеляжа самолета.

Пульт управления системой расположен на рабочем месте бортрадиста (рис. 7.6). Включение системы осуществляется бортрадистом. Управление системой осуществляется бортрадистом, а также летчиками и штурманом нажатием кнопки "СБРОС АСО-2В".

Электрическая схема системы управления АСО-2В обеспечивает:

- ручной отстрел по 4 или 16 патронов в серии с интервалом 3 или 6 с;
- автоматический отстрел всего комплекта с интервалом 3 или 6 с;
- ускоренный отстрел с каждой снаряженной балки правого и левого контейнеров по одному патрону одновременно с интервалом 3 с;
- сигнализацию наличия патронов в системе;
- сигнализацию отстрела патронов;
- блокировку отстрела патронов по обжатому положению передней стойки шасси;
- снятие блокировки при проверке на земле.

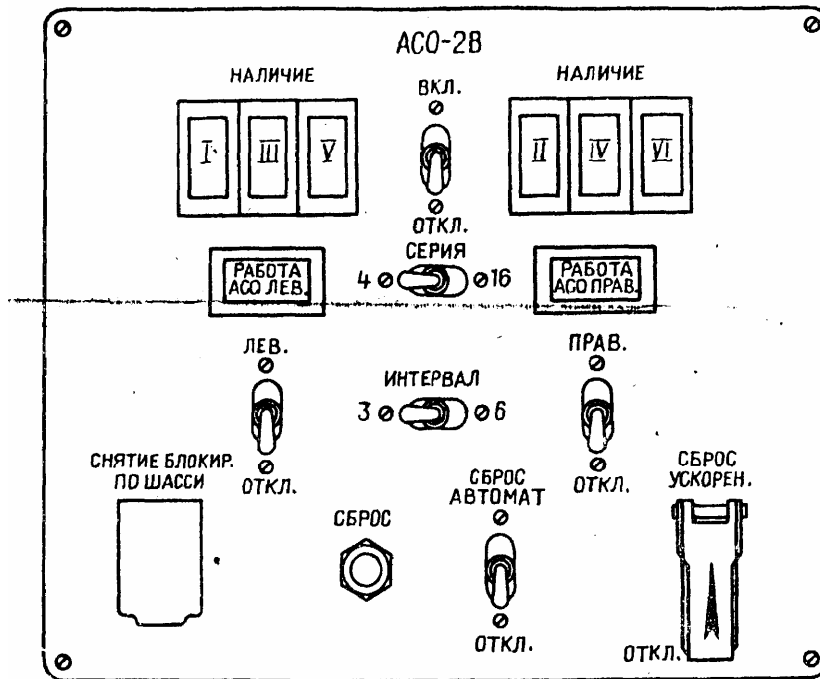


Рис. 7.6. Пульт управления системы АСО-2В

Максимально допустимый взлетный вес и другие летные характеристики определять для варианта "Четыре держателя БДЗ-34" (см. табл. 7.3 и примечание с. 184).

После установки снаряженной системы АСО-2В (6 комплектов) увеличивается вес самолета на 300 кгс, а центровка сдвигается назад на 1.0 - 1,25% и зависит от полетного веса.

После отстрела патронов вес самолета уменьшается на 120 кгс, а центровка сдвигается вперед на 0,4-0,5%.

7.10.2. Эксплуатация в полете

Установить на пульте управления выключатель "АСО-2В" в положение "ВКЛ.", при этом загорятся сигнальные табло "НАЛИЧИЕ" "I", "III", "V" и "НАЛИЧИЕ" "II", "IV", "VI".

Установить переключатель "СЕРИЯ" в положение "4" или "16" и переключатель "ИНТЕРВАЛ" в положение "3" или "6" (согласно полетному заданию).

Включить выключатель "ЛЕВ." или "ПРАВ." (при отстреле с одного из бортов) или оба выключателя одновременно (при отстреле с обоих бортов).

Для отстрела патронов нажать кнопку "СБРОС", при этом происходит отстрел установленной серии патронов. Во время отстрела серии патронов горят сигнальные табло "РАБОТА АСО ЛЕВ." или "РАБОТА АСО ПРАВ." (или одновременно оба). При повторном нажатия на кнопку "СБРОС" происходит отстрел очередной серия.

После отстрела всего боекомплекта гаснут табло "НАЛИЧИЕ" "I", "III", "V" и "НАЛИЧИЕ" "II", "IV", "VI".

При необходимости работы системы АСО-2В в автоматическом или ускоренном режиме включить соответствующий выключатель "СБРОС АВТОМАТ" или "СБРОС УСКОРЕН", при этом:

- в автоматическом режиме происходит последовательный отстрел патронов из правого (левого) контейнера или одновременно из обоих, в зависимости от положения выключателей "ПРАВ." ("ЛЕВ.");

- в ускоренном режиме происходит одновременный отстрел патронов из всех снаряженных балок по одному патрону с интервалом 3 с.

После окончания работы выключатель "АСО-2В" установить в положение "ОТКЛ."

Раздел 8 ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ САМОЛЕТА

8.1. Силовая установка

8.1.1. Двигатель АИ-24ВТ

Общие сведения

На самолете установлено два двигателя АИ-24ВТ с четырехлопастными флюгерными винтами АВ-72Т.

Двигатель АИ-24ВТ - одновальный, турбовинтовой, состоит из осевого 10-ступенчатого компрессора, кольцевой камеры сгорания, трехступенчатой осевой турбины, дифференциально-планетарного редуктора, лобового картера, нерегулируемого реактивного сопла и агрегатов, обслуживающих работу двигателя и систем самолета.

Двигатель имеет системы автоматического ограничения мощности (при достижении максимально допустимого крутящего момента на валу винта) и температуры газов за турбиной (при достижении температуры газов, превышающей заданную).

Для предотвращения возникновения отрицательной тяги при отказе в полете двигатель имеет системы автоматического флюгирования воздушного винта по крутящему моменту и отрицательной тяге, а также системы принудительного флюгирования от кнопки КФЛ-37 и крана гидравлического

флюгирования. Система флюгирования по отрицательной тяге на самолете не подключена.

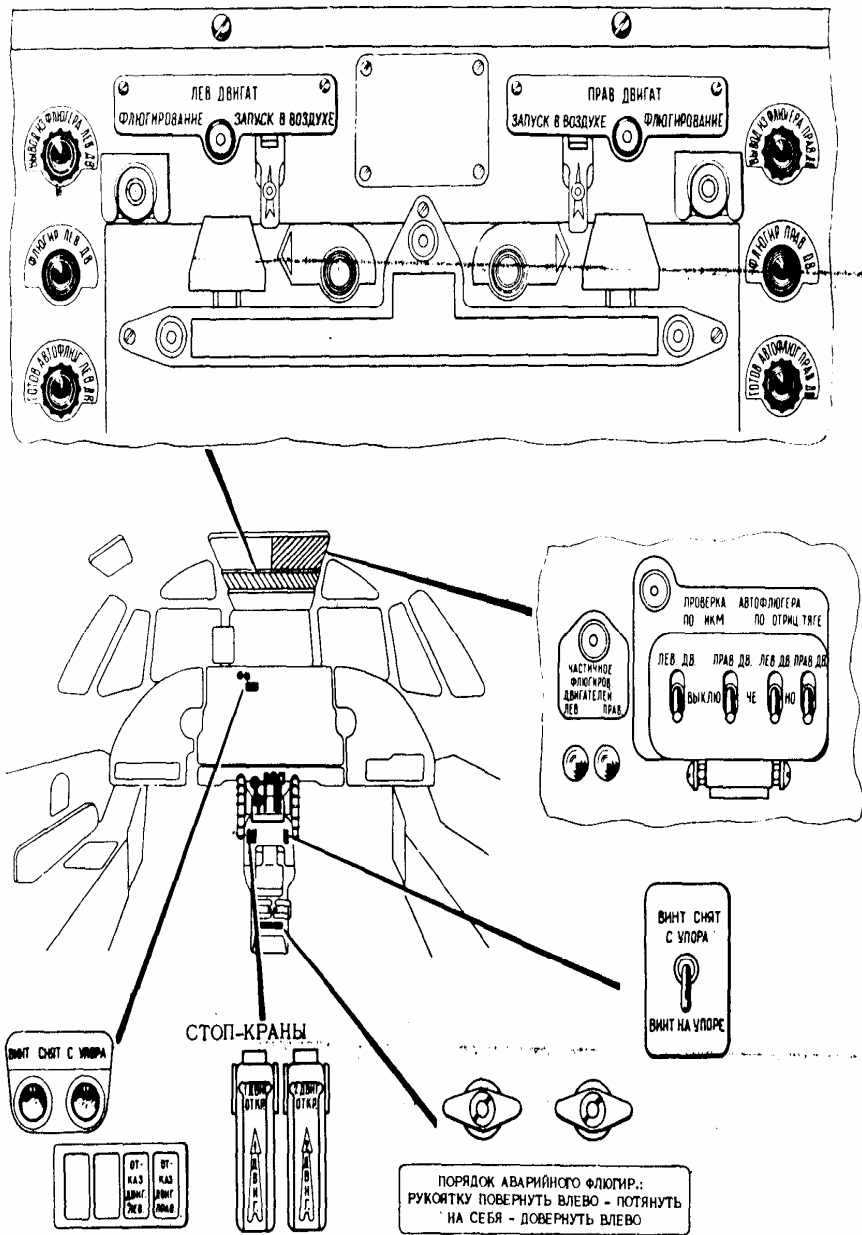
Двигатель оборудован системой отбора воздуха для наддува гермокабины, противообледенительных систем самолета и двигателя, а также системой сигнализации и тушения пожара.

Запуск двигателя можно производить от аэродромного источника постоянного тока или от генератора ГС-24Б.

Размещение органов управления двигателями АИ-24ВТ показано на рис. 8.1.1, размещение приборов контроля - на рис. 8.1.2.

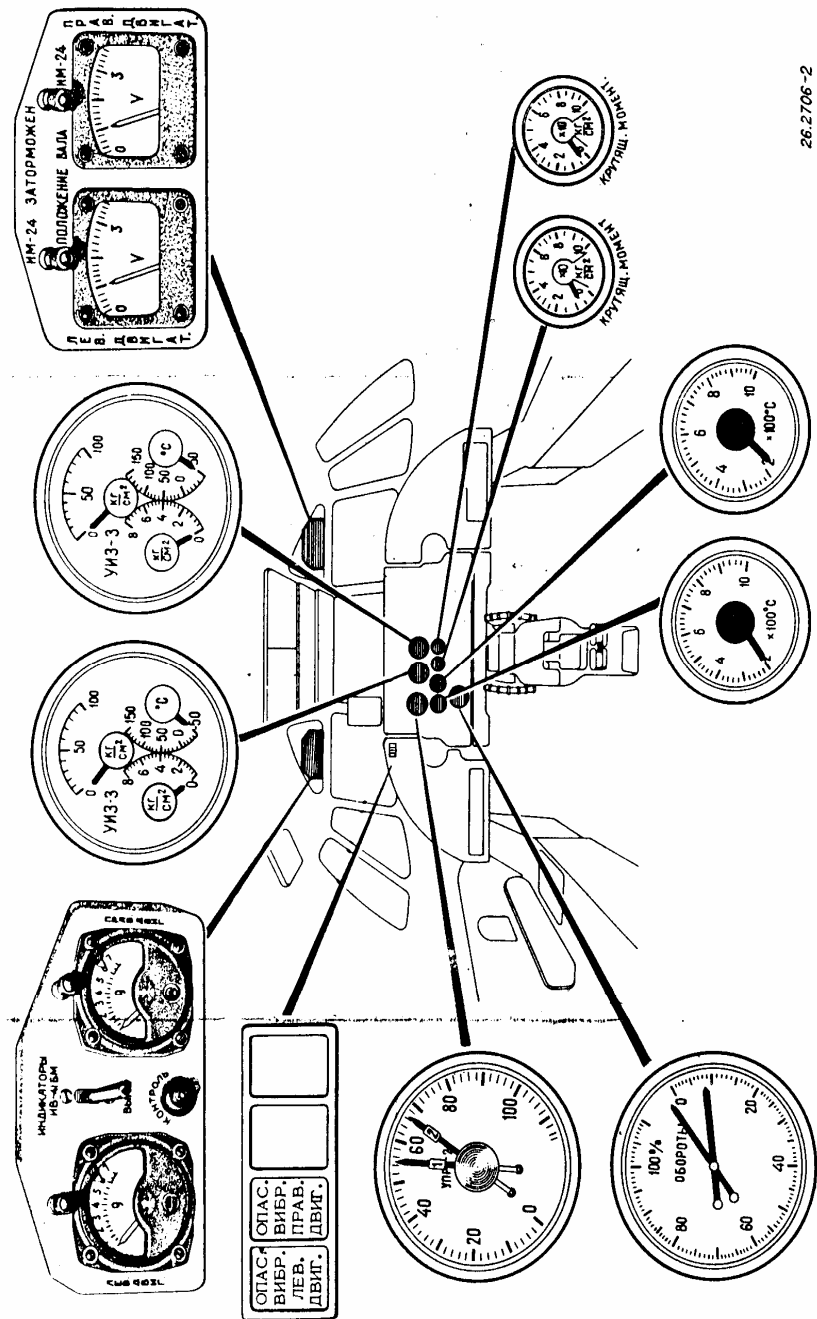
Эксплуатационные данные

Допустимое время непрерывной работы на взлетном режиме (в случае отказа одного двигателя) с последующим осмотром двигателя .	90 мин
Частота вращения ротора двигателя: на рабочих режимах	15800 ± 150 об/мин (103-105 %)
на земном малом газе . .	14050 ± 225 об/мин (91-94 %)



26. 8582

Рис. 8.1.1. Расположение органов управления двигателями АИ-24ВТ
в кабине экипажа



26.2706-2

Рис. 8.2.1. Расположение приборов контроля работы двигателей АИ-24ВТ в кабине экипажа.

Допустимые колебания на установившихся режимах:
частоты вращения ротора $\pm 1,0 \%$
давления топлива перед форсунками $\pm 10 \text{ кгс/см}^2$
давления масла в ИКМ $\pm 2 \text{ кгс/см}^2$

ПРИМЕЧАНИЕ. При изменении режима работы двигателя или при воздействии вертикальных перегрузок, выходящих за пределы 1,2-0,8, допускается кратковременное (в течение не более 10 с после изменения режима или воздействия, перегрузки) изменение частоты вращения ротора в пределах 98-110 % и давления масла в ИКМ $\pm 10 \text{ кгс/см}^2$.

Время приемистости двигателя, не более:
на земле.....15 с
в полете.....10 с
Максимально допустимая температура газов за турбиной:
при запуске двигателя на земле.....750 °С
при запуске в полете700 °С
при работе двигателя на земле и в полете на всех режимахВ соответствии со значениями, указанными в таблице на центральном пульте

ПРИМЕЧАНИЕ. Максимально допустимая температура газов при температуре наружного воздуха ниже, чем по СА, снижается на 3 °С на каждый градус температуры наружного воздуха ниже стандартного значения.

Время выхода двигателя на частоту вращения 91-94 % при запуске на землеНе более 120 с
Рекомендуемая температура масла на входе в двигатель70 -80 °С
Давление масла на входе в двигатель на земле:
на рабочих режимах4,0-4,5 кгс/см² .
на малом газе3,0-4,5 кгс/см² .
Давление масла на входе в двигатель в полете на всех режимах3,5-4,5 кгс/см² .

ПРИМЕЧАНИЕ. При возникновении отрицательных перегрузок в полете допускается кратковременное падение давления масла ниже 3,5 кгс/см.
Давление топлива перед рабочими

форсунками на взлетном режиме Не более 65 кгс/см²

Режимы работы двигателя ($H = 0$, $V = 0$, $P_H = 760$ мм рт.ст., $t_{H.B} = 15$ °C) приведены в табл. 8.1.1, а зависимость режимов полетного малого газа двигателя АИ-24ВТ от температуры наружного воздуха - в табл. 8.1.2.

Таблица 8.1.1

Наименование режима	Угол поворота РУД, ° по УПРТ	Время непрерывной работы двигателя, мин	Время работы двигателя, % от ресурса
"ВЗЛЕТНЫЙ"	100±2	Не более 5	Не более 3
"МАКСИМАЛЬНЫЙ"	74±2	Не более 60	Не более 15
"НОМИНАЛЬНЫЙ"	63±2	Не ограничено	Не более 45
0,85 номинального	51±2	То же	Не ограничено
0,7 номинального	40±2	»	То же
0.6 номинального	34±2	»	»
0,4 номинального	23±2	»	»
"ЗЕМНОЙ МАЛЫЙ ГАЗ"	0	Не более 30	»

Таблица 8.1.2

$t_{H.B}$, °C	От 60 до -10	От -11 до -20	От -21 до -30	От -31 до -40 -	От -41 до -50	От -51 до -60
α_B , ° по УПРТ	13 ⁺² ₋₁	15 ⁺² ₋₁	17 ⁺² ₋₁	19 ⁺² ₋₁	21 ⁺² ₋₁	23 ⁺² ₋₁

ПРИМЕЧАНИЕ. При включенной ПОС самолета режим полетного малого газа выше указанного в табл. 8.1.2 на 4° по УПРТ.

Подготовка, запуск, прогрев, проверка работы, выключение двигателей АИ-24ВТ на земле и холодная прокрутка

Подготовка к запуску

Перед запуском двигателей командиру экипажа дать команду "Приготовиться к запуску". По этой команде борттехник должен:

- убедиться, что давление в гидросистеме не менее 110 кгс/см². Если давление менее 110 кгс/см² для создания необходимого давления использовать ручной насос, а при работающем двигателе РУ19А-300 или

подключенных наземных источниках электроэнергии - аварийную насосную станцию;

- включить систему пожаротушения (см. 8.4);
- открыть пожарные краны двигателей (загораются зеленые сигнальные лампы);
- включить насосы расходных групп (загораются зеленые сигнальные лампы);
- убедиться, что переключатели "СТОП-КРАНЫ" находятся в положении "ОТКР.";
- убедиться, что система АРТМ работает нормально;
- установить переключатель "УПР. ЗАСЛОНК. МАСЛ." в зависимости от температуры наружного воздуха в соответствии с указаниями 8.3;
- установить выключатель упора винтов в положение "ВИНТ СНЯТ С УПОРА".

Помощник командира экипажа должен убедиться, что СКВ и ПОС самолета и двигателей отключены.

Бортрадист действует в соответствии с указаниями 8.10.

После докладов членов экипажа о готовности к запуску двигателей командир экипажа должен установить:

- рычаги управления двигателями - в положение 0° по УПРТ;
- самолет - на стояночный тормоз и убедиться в наличии давления в тормозах;
- переключатель "ЗЕМЛЯ - ВОЗДУХ" (рис. 8.1.3) - в положение "ЗЕМЛЯ";
- переключатель выбора запускаемого двигателя "ЛЕВ.- ПРАВ." - в положение, соответствующее запускаемому двигателю;
- переключатель "Холодная ПРОКРУТКА ДВИГАТЕЛЯ - ЗАПУСК" - в положение "ЗАПУСК.";
- выключатели системы ПРТ - в положение "ПРТ-24" и убедиться, что отсутствуют показания на вольтметре "Положение вала ИМ-24".

Запуск двигателей АИ-24ВТ от двигателя РУ19А-300

После запуска двигателя РУ19А-300, подключения генератора ГС-24Б на бортсеть и вывода двигателя на частоту вращения $90 \pm 1\%$ командиру экипажа дать команду "От винтов" и, получив ответ "Есть от винтов", нажать на 1-2 с кнопку "ЗАПУСК" и включить секундомер.

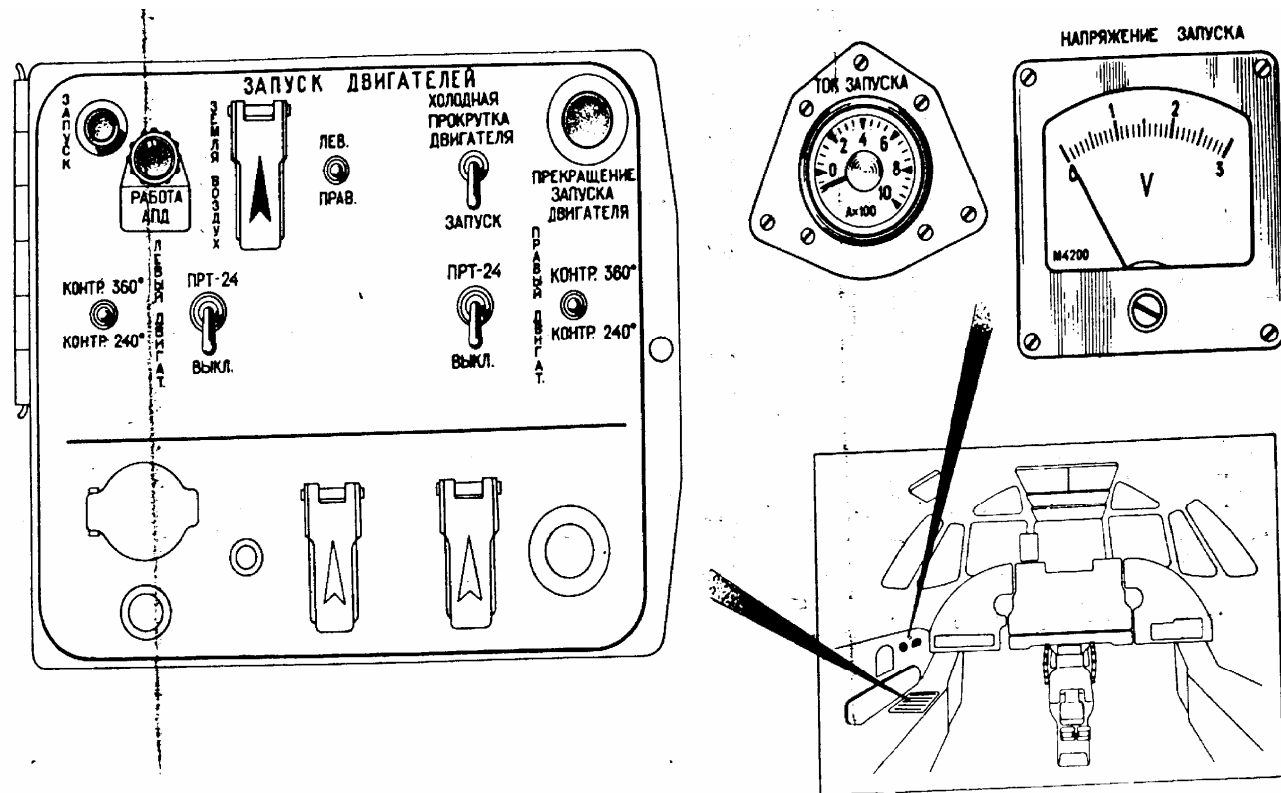


Рис. 8.1.3. Расположение органов управления и приборов контроля запуска двигателей АИ-24ВТ в кабине экипажа

При этом загорается лампа "РАБОТА АПД" и двигатель автоматически выходит на режим земного малого газа за время не более 120 с.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЕЙ БЕЗ
БОРТОВЫХ АККУМУЛЯТОРОВ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.**

В процессе запуска контролировать:

- а) напряжение бортсети, которое не должно падать ниже 16 В;
 - б) напряжение на шине запуска и ток в цепи запуска (через 30-40 с после начала запуска напряжение должно быть 55-67 В, ток 400-500 А);
 - в) параметры работы двигателя АИ-24ВТ:
 - частоту вращения ротора двигателя, которая должна непрерывно нарастать до выхода на режим малого газа;
 - температуру газов за турбиной, которая не должна превышать 750 °С;
 - давление топлива перед рабочими форсунками, которое через 20 с должно быть в пределах 1,0-1,5 кгс/см², а затем повышаться с увеличением частоты вращения;
 - давление масла на входе в двигатель, которое должно непрерывно нарастать в процессе запуска и в течение 1 мин после выхода на режим малого газа должно быть не менее 3 кгс/см²;
 - г) параметры работы двигателя РУ19А-300:
 - 1- частоту вращения ротора двигателя РУ19А-300, которая должна снижаться не более чем на 2 %;
 - 2- температуру газов за турбиной, которая должна быть не выше 750 °С.
- Запуск двигателя прекратить, если:
- 3 - через 30-40 с от начала запуска ток в цепи запуска или напряжение на шине запуска выходят за указанные пределы;
 - 4- нет воспламенения топлива через 35 с после начала запуска;
 - 5 - температура газов за турбиной превышает 750 °С;
 - 6 - напряжение бортсети устойчиво падает ниже 16 В;
 - 7 - прекратилось нарастание частоты вращения ротора в процессе разгона (двигатель "завис");
 - 8 - не появилось давление масла на входе в двигатель через 30 с с момента нажатия на кнопку "ЗАПУСК";
 - 9 - произошло преждевременное отключение СТГ (на частоте вращения менее 39 %);
 - 10 - не произошло отключение СТГ на частоте вращения более 48 % или через 70 с после нажатия кнопки "ЗАПУСК";
 - 11 - загорелось табло "СТРУЖКА В ДВИГАТ. ЛЕВ." ("СТРУЖКА В ДВИГАТ. ПРАВ.").

ПРИМЕЧАНИЕ. Для двигателей АИ-24ВТ, оборудованных сигнализатором перепада давления масла СП-06Э, при их запуске в условиях отрицательных температур, при которых разрешается запуск без предварительного прогрева, и в начале прогрева на режиме ЗМГ допускается загорание сигнального табло "СТРУЖКА В ДВИГАТ. ЛЕВ." ("СТРУЖКА В ДВИГАТ. ПРАВ."). После прогрева двигателя табло должно погаснуть;

12 - температура газов за турбиной РУ19А-300 превышает 750 °С или загорается сигнальная лампа "РАБОТА ОМТ-29" более трех раз;

13 - загорелась лампа открытия ленты перепуска воздуха двигателя РУ19А-300.

Для прекращения процесса запуска двигателя необходимо переключатель "СТОП-КРАНЫ" установить в положение "ЗАКР.", а при работающем СТГ нажать кнопку "ПРЕКРАЩЕНИЕ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЕЙ" на панели запуска двигателей.

Если запуск не прекратится, необходимо немедленно включить систему гидравлического фюгирования, после чего закрыть пожарный кран двигателя.

После неудавшегося запуска очередной запуск производить после холодной прокрутки от СТГ.

Разрешается производить подряд 5 запусков (холодных прокруток) с перерывами между ними не менее 3 мин, после чего сделать перерыв для охлаждения СТГ до температуры его корпуса 40-50 °С (определять на ощупь). Капоты двигателей при этом рекомендуется открывать.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ "БОРТ - АЭРОДР."

ПЕРЕКЛЮЧАТЬ В ПРОЦЕССЕ ЗАПУСКА (ПОСЛЕ НАЖАТИЯ КНОПКИ "ЗАПУСК") ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

2. ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ НА ЗЕМЛЕ НАЖИМАТЬ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ "ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ" ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

3. ПРОИЗВОДИТЬ ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ ПРИ РУД, ОТКЛОНЕННОМ ОТ НУЛЕВОГО ПОЛОЖЕНИЯ ПО УПРТ, А ТАКЖЕ ПЕРЕМЕЩАТЬ РУД В СТОРОНУ УВЕЛИЧЕНИЯ РЕЖИМА В ПРОЦЕССЕ ЗАПУСКА ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

4. ДО ВЫХОДА ДВИГАТЕЛЯ НА РЕЖИМ МАЛОГО ГАЗА ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ ВЫБОРА ДВИГАТЕЛЯ ПЕРЕКЛЮЧАТЬ НА ДРУГОЙ ДВИГАТЕЛЬ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

5. ЕСЛИ ПОСЛЕ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ НА ШИНЕ ЗАПУСКА НАПРЯЖЕНИЕ НЕ УПАЛО ДО НУЛЯ,

ПРОИЗВОДИТЬ ПОСЛЕДУЮЩИЙ ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ И ВЫЛЕТ САМОЛЕТА ДО УСТРАНЕНИЯ НЕИСПРАВНОСТИ ЗАПРЕЩАЮТСЯ.

6. ПОДКЛЮЧАТЬ ГЕНЕРАТОР СТГ К БОРТСЕТИ САМОЛЕТА ДО ВЫХОДА ДВИГАТЕЛЯ НА РЕЖИМ МАЛОГО ГАЗА ВО ИЗБЕЖАНИЕ ПОЛОМКИ ПРИВОДА СТГ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.
7. ПРИ ВЫКЛЮЧЕННОЙ СИСТЕМЕ ПРТ ИЛИ УСТАНОВКЕ РУД В ПОЛОЖЕНИЕ БОЛЕЕ 6-8° ПО УПРТ АВТОМАТИКА ЗАПУСКА ОТКЛЮЧАЕТСЯ.

После запуска двигателя (двигателей) и выхода его (их) на малый газ командиру экипажа установить переключатель "ЗЕМЛЯ - ВОЗДУХ" в положение "ВОЗДУХ", переключатель выбора двигателя "ЛЕВ. - ПРАВ. " - в нейтральное положение и дать команду бортрадисту на выключение генератора ГС-24Б и включение генераторов постоянного и переменного тока на запущенном двигателе. Двигателю РУ19А-300 установить режим малого газа.

После подключения генераторов постоянного и переменного тока на бортсеть командиру экипажа включить аппаратуру измерения вибраций ИВ-41Б, установив выключатель в положение "ИВ-41".

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. АППАРАТУРА ИВ-41Б РАБОТОСПОСОБНА НА ЧАСТОТЕ ВРАЩЕНИЯ РОТОРА ДВИГАТЕЛЯ 103-105 %. ПОКАЗАНИЯМИ ПРИБОРА НА РЕЖИМЕ ЗЕМНОГО МАЛОГО ГАЗА НЕ РУКОВОДСТВОВАТЬСЯ.

При эксплуатации самолета с боковым воздухозаборником двигателя РУ19А-300 на грунтовом аэродроме первым запускать левый двигатель.

Запуск двигателей от аэродромных источников электроэнергии

Перед запуском и в процессе запуска двигателя бортрадисту выполнить все операции, указанные в 8.10.

Запуск двигателей от аэродромных источников электроэнергии производится в той же последовательности, что и от двигателя РУ19А-300.

Прогрев и проверка работы двигателей

Прогрев и проверку работы двигателей производить в соответствии с графиком проверки работы двигателя АИ-24ВТ на земле (рис. 8.1.4). После запуска двигателя:

1. Прогреть двигатель на режиме земного малого газа до температуры масла на входе в двигатель не ниже 40°C. В случае перерыва в работе двигателя от 1 до 5 ч прогревать двигатель на указанном режиме не менее 3 мин, а при перерыве в работе более 5 ч - не менее 5 мин.

После прогрева разрешается выводить двигатель на рабочий режим.

2. Прогреть масло в цилиндровой группе винта двукратным плавным перемещением РУД от земного малого газа (0° по УПРТ) до 0,6 номинального (34° по УПРТ). При температуре наружного воздуха 5°C и выше разрешается производить однократное изменение режима.

3. Плавным перемещением РУД установить режим 34° по УПРТ, при этом в процессе перемещения РУД проверить частоту вращения, на которой вступает в работу усилитель корректора оборотов (УКО), что определяется по началу падения давления топлива перед рабочими форсунками.

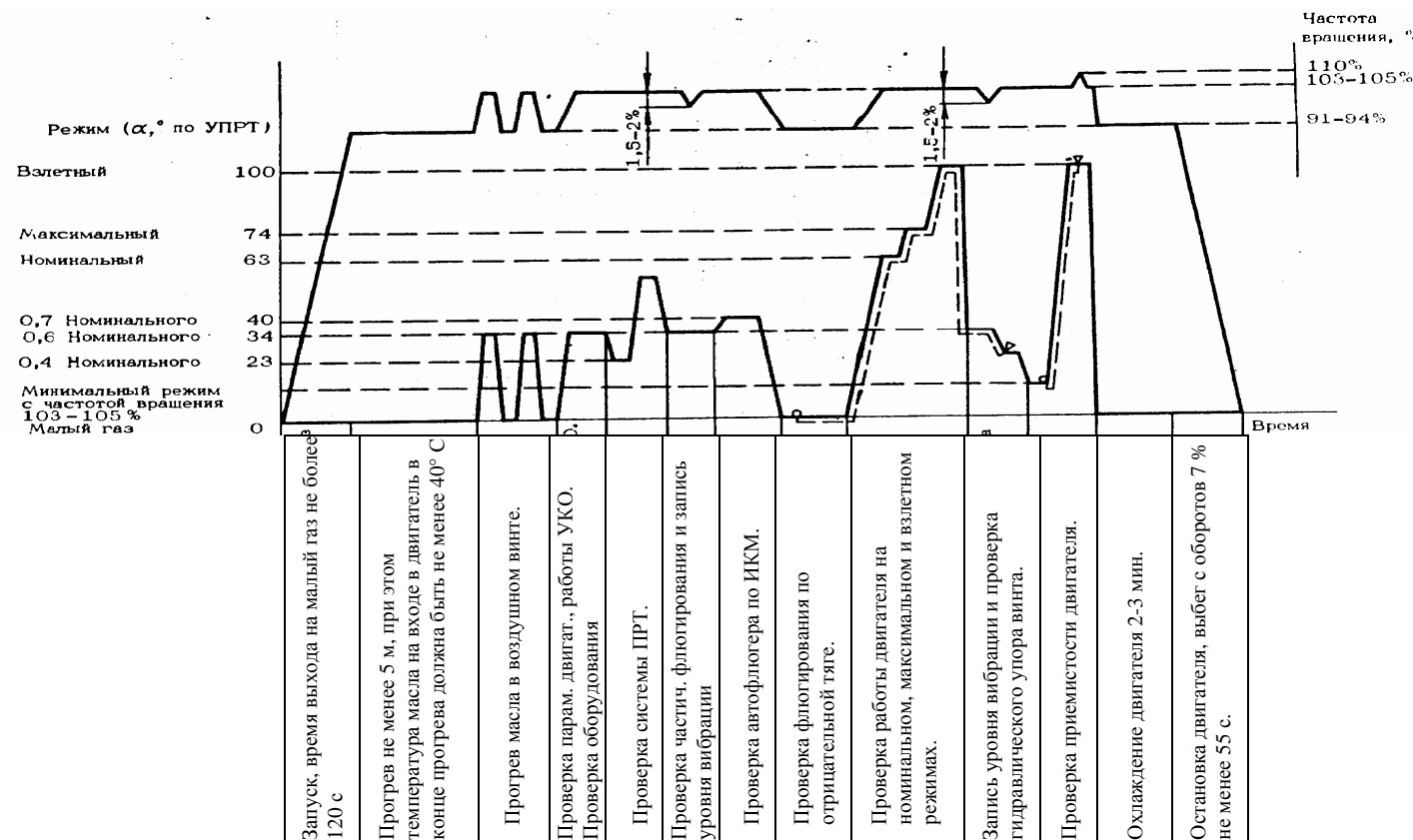


Рис. 8.1.4. График проверки работы двигателя АИ-24ВТ

После установки режима проверить частоту вращения ротора двигателя (должна быть 103-105 %) и давление масла на входе в двигатель (должно быть $4+0,5 \text{ кгс/см}^2$), проверить работу генераторов постоянного тока и их параллельную работу, генераторов переменного

тока, системы кондиционирования воздуха, противообледенительных устройств, работу системы выпуска и уборки закрылков, а также работу подкачивающих топливных насосов (по сигнальным лампам).

4. Произвести проверку работоспособности системы ПРТ и системы защиты агрегата УРТ, для чего:

- убедиться, что выключатель упора винта находится в положении "СНЯТ С УПОРА";

- установить режим работы $23 \pm 2^\circ$ по УПРТ. Если температура газов за турбиной по указателю меньше или равна 240°C , необходимо нажать и удерживать переключатель контроля в положении "КОНТР. 240° " в течение всей проверки (если температура газов больше 240°C , в положении "КОНТР. 360° ") и плавно увеличить режим работы двигателя до появления на вольтметре "ПОЛОЖЕНИЕ ВАЛА ИМ-24" значения напряжения 0,6-0,8 В. При нормальной

работе системы ПРТ после появления напряжения 0,6-0,8 В параметры работы двигателя с увеличением режима не растут. Если при проверке системы ПРТ при положении переключателя "КОНТР. 360° " напряжение по вольтметру "ПОЛОЖЕНИЕ ВАЛА ИМ-24" не повышается до 0,6-0,8 В при перемещении РУД до взлетного режима разрешается проверку производить при положении переключателя "КОНТР. 240° " независимо от величины температуры газов за турбиной на режиме 23° по УПРТ;

- выключить, а затем включить питание бортсети самолета переменным током. При выключенном питании переменным током должна загореться красная лампа "ИМ-24 ЗАТОРМОЖЕН", что свидетельствует об исправности системы защиты ПРТ. После включения питания лампа должна погаснуть;

- убрать РУД до падения напряжения на вольтметре "ПОЛОЖЕНИЕ ВАЛА ИМ-24" до нуля;

- отпустить переключатель контроля.

Если переключатель контроля был отпущен при работе системы ПРТ в режиме слива и загорелась лампа сигнализации отказа ПРТ:

- убрать рычаг управления двигателем до 23° по УПРТ;

- импульсным нажатием переключателя системы ПРТ добиться погасания лампы отказа ПРТ и установления стрелки вольтметра на нулевую отметку;

- повторить проверку, как указано выше.

5. Проверить работу системы флюгирования воздушного винта частичным флюгированием, для чего:

- убедиться, что выключатель упора винта находится в положении "ВИНТ СНЯТ С УПОРА" (лампы сигнализации давления масла в канале фиксатора шага "ВИНТ СНЯТ С УПОРА" и в канале малого шага - "ВЫВОД ИЗ ФЛЮГЕРА ЛЕВ. ДВ." и "ВЫВОД ИЗ ФЛЮГЕРА ПРАВ. ДВ." горят);

- установить режим 34° по УПРТ (0,6 номинального);

- коротким импульсом (0,5 с) нажать кнопку частичного флюгирования двигателя "ЛЕВ." ("ПРАВ.") и отпустить ее. При этом частота вращения ротора двигателя должна понизиться на 1,5-2,0 % и вновь восстановиться до равновесного значения. Во время нажатия кнопки частичного флюгирования должна гореть лампа работы флюгерного насоса.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. НЕ ДОПУСКАТЬ ПАДЕНИЯ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ РОТОРА ДВИГАТЕЛЯ НИЖЕ 101 %, ТАК КАК ДАЛЬНЕЙШЕЕ ЕЕ СНИЖЕНИЕ. МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РЕЗКОМУ РОСТУ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗОВ И ПОМПАЖУ ДВИГАТЕЛЯ. ЕСЛИ ЧАСТОТА ВРАЩЕНИЯ СНИЗИТСЯ НИЖЕ 99 %, ДВИГАТЕЛЬ НЕОБХОДИМО ВЫКЛЮЧИТЬ ВЫКЛЮЧАТЕЛЕМ "СТОП-КРАН".

6. Проверить работу системы автоматического флюгирования винта по ИКМ. Проверку начинать с левого двигателя; перед проверкой бортсеть 115 В 400 Гц переключить на питание от ГО правого двигателя, установив переключатель ГО левого двигателя в положение.

При проверке правого двигателя бортсеть переключить на питание от ГО левого двигателя, установив переключатель ГО левого двигателя в положение "НА Б/СЕТЬ".

Порядок проверки:

- установить режим работы двигателя 40° по УПРТ (0,7 номинального), при этом должна загореться сигнальная лампа готовности автофлюгера по ИКМ "ГОТОВ. АВТОФЛЮГ. ЛЕВ. ДВ." ("ГОТОВ. АВТОФЛЮГ. ПРАВ. ДВ.");

- открыть колпачок;

- нажать и удерживать выключатель проверки автофлюгера по ИКМ проверяемого двигателя;

- перевести РУД в положение 0° по УПРТ, должны загореться лампы КФЛ-37 "ФЛЮГИР. ЛЕВ. ДВ." ("ФЛЮГИР. ПРАВ. ДВ.") и табло "ОТКАЗ ДВИГ. ЛЕВ." ("ОТКАЗ ДВИГ. ПРАВ.");

- через 2-3 с после загорания лампы "ФЛЮГИР. ЛЕВ. ДВ." ("ФЛЮГИР. ПРАВ. ДВ.") отпустить выключатель проверки автофлюгера по ИКМ, при этом погаснут лампы "ГОТОВ АВТОФЛЮГ. ЛЕВ. ДВ."

("ГОТОВ. АВТОФЛЮГ. ПРАВ. ДВ."); через 12 с погаснут лампа "ФЛЮГИР. ЛЕВ. ДВ." ("ФЛЮГИР. ПРАВ. ДВ.") КФЛ-37 и табло "ОТКАЗ ДВИГ. ЛЕВ." ("ОТКАЗ ДВИГ. ПРАВ.").

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЕСЛИ ПОСЛЕ УСТАНОВКИ ВЫКЛЮЧАТЕЛЯ "ПРОВЕРКА" АВТОФЛЮГЕРА ПО ИКМ" В ПОЛОЖЕНИЕ "ВЫКЛЮЧЕНО" НАЧНЕТСЯ ФЛЮГИРОВАНИЕ ЛОПАСТЕЙ ВИНТА БЕЗ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ПОДАЧИ ТОПЛИВА (ПАДАЕТ ЧАСТОТА ВРАЩЕНИЯ, УВЕЛИЧИВАЕТСЯ ТЕМПЕРАТУРА ГАЗОВ). НЕМЕДЛЕННО ВЫКЛЮЧИТЬ ДВИГАТЕЛЬ СТОП-КРАНОМ. ПОСЛЕ ОСТАНОВКИ ДВИГАТЕЛЯ ВЫЯСНИТЬ ПРИЧИНУ ДЕФЕКТА.

7. Проверить работу датчика и сигнализации системы автоматического флюгирования винта по отрицательной тяге, для чего:

- установить двигателю режим малого газа (0° по УПРТ);
- выключатель упора винта установить в положение "ВИНТ НА УПОРЕ";
- нажать выключатель проверки автофлюгера по отрицательной тяге проверяемого двигателя, исправность датчика автофлюгера по отрицательной тяге контролировать по загоранию лампы КФЛ-37 и табло "ОТКАЗ ДВИГ. ЛЕВ." ("ОТКАЗ ДВИГ. ПРАВ.");
- отпустить выключатель проверки автофлюгера по отрицательной тяге, при этом сигнальная лампа КФЛ-37 и табло "ОТКАЗ ДВИГ. ЛЕВ." ("ОТКАЗ ДВИГ. ПРАВ.") должны погаснуть. Закрыть предохранительный колпачок выключателя.

8. Проверить устойчивость работы двигателя, для чего:

- установить выключатель упора винтов в положение "ВИНТ НА УПОРЕ";
- плавно перевести рычаг управления двигателем от режима малого газа до номинального (63° по УПРТ), максимального (74° по УПРТ) и взлетного (100° по УПРТ) режимов и проверить показания приборов. При проверке работы двигателя на номинальном, максимальном и взлетном режимах давление масла на входе в двигатель должно быть $4^{+0,5}$ кгс/см², частота вращения ротора двигателя 103-105 %.

На взлетном режиме давление масла в системе ИКМ должно быть 92^{+2}_{-1} кгс/см², если ограничивается мощность, и менее 92^{+2}_{-1} кгс/см² при работе системы ПРТ.

Температура газов на максимальном и взлетном режимах не должна превышать максимально допустимых значений, указанных в таблице "МАКС. ДОПУСТИМЫЕ ТЕМПЕРАТУРЫ ВЫХЛОП. ГАЗОВ" на центральном пульте в кабине экипажа.

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. При работе двигателя на взлетном режиме в зоне ограничения мощности допускаются колебания частоты вращения ротора двигателя в пределах $\pm 1\%$ и давления топлива перед рабочими форсунками в пределах ± 10 кгс/см.

2. При работе двигателя на установившемся режиме в зоне ограничения температуры газов допускаются колебания давления масла в системе ИКМ в пределах ± 2 кгс/см" частоты вращения ротора двигателя в пределах $\pm 1\%$.

9. Проверить работу гидравлического упора винта, для чего:

- установить РУД на 34° по УПРТ при установке выключателя упора винта в положение "НА УПОРЕ";
- плавно убрать РУД до снижения частоты вращения на 1,5-2,0 %, после чего выключатель упора винта установить в положение "ВИНТ СНЯТ С УПОРА", при этом должны загореться лампы "ВИНТ СНЯТ С УПОРА" и "ВЫВОД ИЗ ФЛЮГЕРА ЛЕВ. ДВ." ("ВЫВОД ИЗ ФЛЮГЕРА ПРАВ.ДВ."). а частота вращения ротора двигателя должна восстановиться до 103-105 %.

10. Проверить приемистость двигателя в следующем порядке:

- установить режим полетного малого газа;
- выключатель упора винта установить в положение "ВИНТ НА УПОРЕ", сигнальные лампы "ВИНТ СНЯТ С УПОРА" и "ВЫВОД ИЗ ФЛЮГЕРА ЛЕВ. ДВ." ("ВЫВОД ИЗ ФЛЮГЕРА ПРАВ. ДВ.") должны погаснуть;
- за 1,5-2 с перевести РУД во взлетное положение (100° по УПРТ). Время приемистости определяется с момента перемещения РУД до момента прекращения роста давления топлива перед рабочими форсунками (не должно превышать 15 с). Максимальная частота вращения ротора двигателя (заброс) в процессе приемистости не должна превышать 110 %.

Проработав на взлетном режиме 10-15 с, установить выключатель упора винта в положение "ВИНТ СНЯТ С УПОРА" и перевести РУД за 1,5-2 с в положение земного малого газа (0° по УПРТ). двигатель должен плавно перейти на режим земного малого газа.

Если проверка правого двигателя производится при работе левого двигателя в режиме земного малого газа,

на всех режимах работы правого двигателя происходит снижение показаний ИКМ в пределах 3-12 кгс/см² из-за снижения частоты переменного тока генератора левого двигателя. Чтобы показания ИКМ не занижались, режим работы левого двигателя должен быть не менее 22° по УПРТ.

Выключение двигателя на земле

1. Перед выключением двигателя на земле:
 - охладить его на режиме земного малого газа в течение 2-3 мин;
 - выключить все потребители электроэнергии (при необходимости дежурное освещение оставить);
 - выключить генераторы переменного и постоянного тока;
 - убедиться в наличии напряжения в бортсети от аккумуляторов;
 - выключить питание системы ПРТ и ИВ-41, расходомеры, топливомеры и автоматику топливной системы.
2. Выключить двигатель, установив переключатель "СТОП-КРАН" в положение "ЗАКРЫТО".
3. Выключить подкачивающие топливные насосы.
4. Замерить время выбега ротора с частоты вращения ротора 7 % до полной его остановки (должно быть не менее 55 с).
5. После полной остановки двигателя:
 - закрыть пожарный кран;
 - установить переключатель- "СТОП-КРАНЫ" двигателя в положение "ОТКР.";
 - установить выключатель упора винта в положение "ВИНТ НА УПОРЕ";
 - обесточить противопожарную систему;
 - закрыть заслонку маслорадиатора, установить переключатель управления заслонкой маслорадиатора в нейтральное положение и выключить АЗС;
 - убедиться, что все реостаты выведены, а выключатели на щитках и приборных досках находятся в выключенном или нейтральном положении;
 - застопорить рули управления самолетом и рычаги управления двигателями;
 - убедиться, что переключатель "БОРТ-АЭРОДРОМ" установлен в нейтральное положение.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. до полной остановки двигателя УСТАНАВЛИВАТЬ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ "СТОП-КРАНЫ" В ПОЛОЖЕНИЕ "ОТКРЫТО", ОТКЛЮЧАТЬ ЭЛЕКТРОПИТАНИЕ БОРТСЕТИ САМОЛЕТА И ВЫКЛЮЧАТЬ АЗС ОСТАНОВА ДВИГАТЕЛЯ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

2. В ИСКЛЮЧИТЕЛЬНЫХ СЛУЧАЯХ ДВИГАТЕЛЬ МОЖЕТ БЫТЬ ВЫКЛЮЧЕН С ЛЮБОГО РЕЖИМА ЕГО РАБОТЫ.
3. ЕСЛИ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЕМ "СТОП-КРАНЫ" ДВИГАТЕЛЬ ВЫКЛЮЧИТЬ НЕ УДАЕТСЯ, ВЫКЛЮЧИТЬ ЕГО КРАНОМ ГИДРАВЛИЧЕСКОГО ФЛЮГИРОВАНИЯ, ОДНОВРЕМЕННО ЗАКРЫВ ПОЖАРНЫЙ КРАН.

Холодная прокрутка

1. Перед выполнением холодной прокрутки:
 - убедиться, что лопасти винта стоят на угле минимального сопротивления вращению;
 - установить переключатель выбора запускаемого двигателя "ЛЕВ. - ПРАВ." на двигатель, на котором производится холодная прокрутка;
 - установить переключатель "ЗЕМЛЯ - ВОЗДУХ" в положение "ЗЕМЛЯ";
 - установить переключатель "ХОЛОДНАЯ ПРОКРУТКА - ЗАПУСК" в положение "ХОЛОДНАЯ ПРОКРУТКА";
 - включить систему ПРТ, установив переключатель "ПРТ-24" в верхнее положение;
 - убедиться, что РУД находится в положении земного малого газа (0° по УПРТ);
 - установить переключатель "СТОП-КРАНЫ" в положение "ЗАКРЫТО".
 2. Дать команду "От двигателей" и , получив ответ "Есть от двигателей", нажать на 1-2 с кнопку "ЗАПУСК". После нажатия кнопки "ЗАПУСК" стартер-генератор раскручивает двигатель и автоматически отключается через 35 с.
- При необходимости прекращения вращения двигателя отключить стартер-генератор нажатием кнопки "ПРЕКРАЩЕНИЕ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЕЙ".

Контроль за работой системы ПРТ-24 двигателя АИ-24ВТ по вольтметру

Вольтметр предназначен для измерения величины напряжения, подаваемого от усилителя УРТ-24А на исполнительный механизм ИМ-24 агрегата АДТ-24 для слива топлива. Вольтметр имеет диапазон измерения от 0 до 3 В.

В диапазоне от 0 до 3 В контролируется работа системы ПРТ в зоне ограничения температур, т.е. в этом случае система ПРТ сливает избыток дозированного топлива, поддерживая постоянной максимально допустимую для данных условий температуру газов за турбиной.

Нормальная работа системы ПРТ характеризуется отсутствием хаотических резких изменений (скачков) напряжения во всем диапазоне шкалы вольтметра. Единичные скачки напряжения возможны только при включении питания и при изменении положения РУД из-за переключения задатчика с режима на режим ("ЗАПУСК - НОМИНАЛ", "НОМИНАЛ - ВЗЛЕТ", "КОНТРОЛЬ").

Скачки напряжения на установившихся режимах работы двигателя характеризуют ненормальную работу системы ПРТ.

При появлении скачков напряжения во время предполетной подготовки необходимо выявить причину и устранить дефект в системе ПРТ.

При появлении скачков напряжения или отказе системы ПРТ в полете:

- плавно убрать РУД до падения напряжения по вольтметру "ПОЛОЖЕНИЕ ВАЛА ИМ-24" до 0-0,2 В (но не ниже 23° по УПРТ);

- выключить систему ПРТ двигателя, имеющего неисправность;

- продолжить полет, выдерживая $P_{ИКМ}$ двигателя с выключенной системой ПРТ равным давлению $P_{ИКМ}$ второго двигателя, и контролировать температуру газов, не допуская превышения ее значения, указанного в таблице на центральном пульте в кабине экипажа.

По окончании полета выявить причину скачков напряжения или отказа системы ПРТ и устранить дефект.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ НОРМАЛЬНО РАБОТАЮЩЕМ ДВИГАТЕЛЕ ВЫКЛЮЧАТЬ СИСТЕМУ ПРТ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

Контроль виброперегрузок двигателей АИ-24ВТ на земле и в полете

Общие сведения

Бортовая аппаратура ИВ-41Б предназначена для контроля уровня виброперегрузок двигателей на всех эксплуатационных режимах их работы при равновесной частоте вращения 103-105 %.

Превышение допустимого уровня виброперегрузок в полете контролируется по загоранию табло "ОПАС. ВИБР. ЛЕВ. ДВИГ." ("ОПАС. ВИБР. ПРАВ. ДВИГ.") и отклонению стрелки показывающего прибора выше механического указателя, устанавливаемого на величину 6,0. Допустимый уровень виброперегрузок на земле не более 4,5.

Допустимые колебания стрелки показывающего прибора ИВ-41Б на земле и в полете составляют $\pm 0,75$ без превышения максимального уровня вибраций 4,5 на земле и 6,0 в полете.

Включение аппаратуры ИВ-41Б производить после запуска двигателя и подключения к бортовой сети питания переменного тока напряжением 115 В частотой 400 Гц, выключение - перед остановом двигателя,

Проверка ИВ-41Б перед полетом

Проверку ИВ-41Б перед полетом производить после ее прогрева (в течение 3 мин) нажатием кнопки "КОНТРОЛЬ".

Если после нажатия кнопки "КОНТРОЛЬ" стрелка показывающего прибора отклоняется в зону дуги (6,0-7,5) и загорается сигнальное табло "ОПАС. ВИБР. ЛЕВ. ДВИГ." ("ОПАС. ВИБР. ПРАВ. ДВИГ."), аппаратура исправна.

Эксплуатация виброаппаратуры в полете

Во всех случаях, когда загорается табло "ОПАС.ВИБР.ЛЕВ. (ПРАВ.) ДВИГ." и стрелка индикатора достигает величины 6,0 или отклонится в зону дуги (6,0-7,5), выключить двигатель. Командиру экипажа принять решение о посадке самолета на ближайшем аэродроме или на аэродроме назначения.

Если стрелка индикатора достигла величины 6,0 или установилась в зоне дуги (6,0-7,5), а табло "ОПАС. ВИБР. ЛЕВ. (ПРАВ.) ДВИГ." не горит или горит табло, а стрелка не достигла величины 6,0 - проверить исправность виброаппаратуры нажатием кнопки "КОНТРОЛЬ". Если аппаратура исправна - выключить двигатель, а если неисправна - двигатель не выключать до конца полета.

Контроль за текущим изменением виброперегрузок

Для повышения эффективности контроля виброперегрузок в целях обнаружения неисправностей двигателя на ранней стадии их развития производить регистрацию виброперегрузок в карте контроля при работе двигателя на земле и в полете:

- перед вылетом самолета и при техническом обслуживании двигателя на земле;

- через 5-10 мин после выхода на эшелон;
- за 5-10 мин до начала снижения с эшелона для выполнения посадки. Изменение текущих значений виброперегрузок при работе двигателя на земле и в течение одного полета не должно превышать 1,0.

На протяжении трех последних полетов одностороннее изменение (увеличение или уменьшение) текущих значений виброперегрузок двигателя не должно превышать 2,0. Одностороннее изменение уровня виброперегрузок определяется как разность последнего замеренного значения и минимального (максимального) значения, замеренного в двух предыдущих полетах.

На протяжении отработки ресурса до очередного ремонта двигателя одностороннее изменение величины виброперегрузки на земле и в полете не должно превышать 2,5 относительно средних значений виброперегрузок, замеренных на земле или в полете в начале эксплуатации двигателя. Среднее значение определяется по первым пяти полетам в начале эксплуатации двигателя.

Контроль за работой двигателя АИ-24ВТ по термостружкосигналу-затвору и сигнализатору перепада давления масла СП-0.6Э

Система термостружкосигнализации предназначена для предупреждения экипажа о ненормальной работе подшипниковых узлов средней и задней опор ротора двигателя.

В случае появления металлической стружки в магистралях откачки масла или при увеличении температуры масла выше допустимой загорается табло "СТРУЖКА В ДВИГАТ. ЛЕВ." ("СТРУЖКА В ДВИГАТ. ПРАВ.").

В процессе эксплуатации исправного двигателя табло "СТРУЖКА В ДВИГАТ. ЛЕВ." ("СТРУЖКА В ДВИГАТ. ПРАВ.") не горит.

При загорании табло "СТРУЖКА В ДВИГАТ. ЛЕВ." ("СТРУЖКА В ДВИГАТ. ПРАВ.") во время работы двигателя на земле двигатель выключить и выяснить причину неисправности.

ПРИМЕЧАНИЕ. На самолетах, доработанных сигнализатором перепада, давления, возможно загорание табло "СТРУЖКА В ДВИГАТ. ЛЕВ." ("СТРУЖКА В ДВИГАТ. ПРАВ.") от СП-0,6Э при запуске и прогреве двигателя. После прогрева масла табло должно погаснуть.

При загорании табло "СТРУЖКА В ДВИГАТ. ДЕВ." ("СТРУЖКА В ДВИГАТ. ПРАВ.") в полете проверить по приборам параметры двигателя, обратив особое внимание на температуру газов за турбиной, величину виброперегрузок, давление масла на входе в двигатель и уровень масла в баке.

Если параметры двигателя нормальные, разрешается полет до ближайшего аэродрома без выключения двигателя, не допуская увеличения режима его работы выше номинального (63 по УПРТ).

При отклонении параметров от нормы выключить двигатель;

8.1.2. Двигатель РУ19А-3000

Общие сведения

Двигатель РУ19А-300 - турбореактивный, с осевым семиступенчатым компрессором, имеющим перепуск воздуха из-за четвертой ступени, кольцевой камерой сгорания, одноступенчатой осевой реактивной турбиной и реактивным соплом с нерегулируемым выходным сечением.

Двигатель обеспечивает:

- создание дополнительной тяги при взлете и наборе высоты;
- создание тяги при отказе двигателя АИ-24ВТ;
- автономный запуск двигателей АИ-24ВТ;
- питание электроэнергией бортсети самолета на стоянке при неработающих двигателях АИ-24ВТ;
- питание электроэнергией бортсети самолета в полете при отказе генераторов СТГ-18ТМ.

Питание бортсети самолета электроэнергией производится при частоте вращения ротора двигателя не менее 70 %.

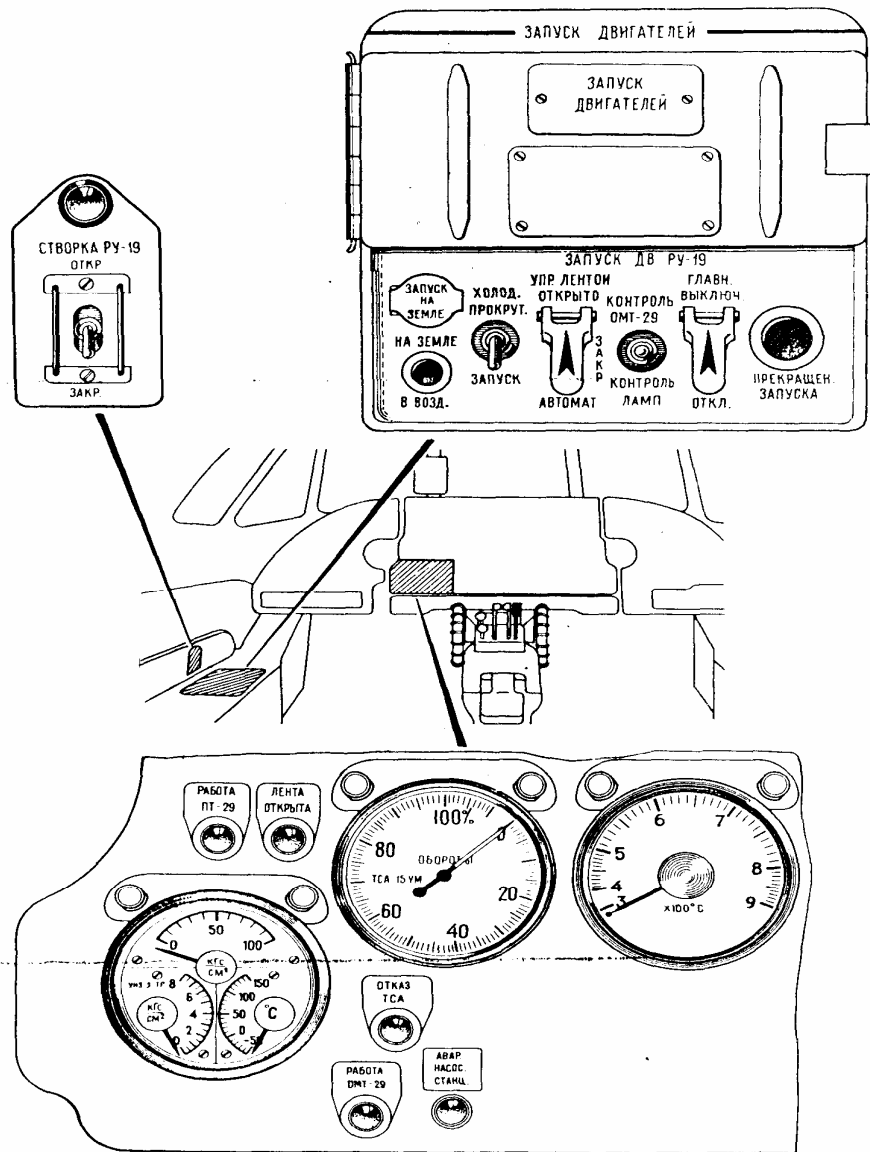
Расположение органов управления и приборов контроля двигателя РУ19А-300 показано на рис. 8.1.5.

Двигатель оборудован системой ограничения максимальной температуры газов за турбиной ОМТ-29, которая предотвращает превышение этой температуры по двум ступеням:

- I ступень - с момента нажатия кнопки "ЗАПУСК" до частоты вращения ротора двигателя 63 ± 2 % (температура не более 850 °С);
- II ступень - с частоты вращения ротора двигателя 63 ± 2 % до максимальной (температура не более 760 °С).

ПРИМЕЧАНИЕ. При нажатии переключателя "КОНТРОЛЬ ОМТ-29 - КОНТРОЛЬ ЛАМП" в положение "КОНТРОЛЬ ОМТ-29" температура срабатывания ОМТ-29 равна 550 ± 15 °С на I ступени и 510 ± 15 °С на II ступени.

Основные режимы работы двигателя при $H = 0$, $V = 0$, $P_H = 760$ мм рт.ст. и $t_{H,B} = +15$ °С приведены в табл. 8.1.3.



26.2780-7

Рис. 8.1.5. Расположение органов управления и приборов контроля работы двигателя РУ19А-300

Таблица 8.1.3

Режим работы двигателя	Частота вращения ротора, %	Температура газов за турбиной (не более), °С	Давление масла на входе в двигатель, кгс/см ²	Давление топлива в дополнительном коллекторе, кгс/см ²	Температура масла на входе в двигатель, °С	Время непрерывной работы, мин	Применение режима
"НОМИНАЛЬНЫЙ"	$97^{+0,5}_{-1}$	720	3,5-4,0	50	От -30 до +100 ,	5 (в особых случаях - не ограничено)	Для взлета и в особых случаях
"КРЕЙСЕРСКИЙ" (0,9 номинального)	$94 \pm 0,5$	700	3,5-4,0	50	От -30 до +100	На ограничено	Для набора высоты
0,8 номинального	$90 \pm 0,5$	720	3,5-4,0	50	От -30 до +100	Не ограничено	Для запуска основных двигателей, питания бортсети самолета
"МАЛЫЙ ГАЗ"	$36^{+3}_{-2,5}$	730	Не менее 1,2	4-16	От -30 до +100	Не более 30 мин на земле, вполете - не ограничено	

ПРИМЕЧАНИЕ. Частота вращения ротора двигателя при понижении температуры окружающей среды на земле уменьшается и при температуре - 60 °С составляет 88-93 %. С набором высоты в полете частота вращения должна восстановиться до $97^{+0,5}_{-1,0}$ %.

Для самолетов, оборудованных системой ограничения максимальной температуры (ОМТ-29), допускается увеличение температуры на номинальном режиме до срабатывания II ступени ограничения системы ОМТ-29, но не более 770 °С. Для исключения срабатывания системы ОМТ-29 уменьшить режим работы двигателя до крейсерского.

Подготовка к запуску, запуск, прогрев, проверка работы, выключение на земле и холодная прокрутка

Запуск двигателя РУ19А-300 на земле может выполняться от аэродромных источников постоянного тока, от бортовых аккумуляторных батарей 12САМ-28 или от стартеров-генераторов СТГ-18ТМ работающих основных двигателей (одного или двух) на высотах не более 4000 м.

Подготовка к запуску двигателя

Перед запуском двигателя командиру экипажа дать команду "Приготовиться к запуску".

По первой команде борттехник обязан:

- установить главный переключатель системы пожаротушения в положение "ПРОВЕРКА", а затем "ПОЖАРОТУШЕНИЕ";
- включить насосы правой расходной группы, для чего установить выключатель выработки топлива в положение "РАСХОДНЫЕ";
- проверить легкость хода рычага управления двигателем и установить его в положение "МАЛЫЙ ГАЗ".

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. УСТАНОВКА РЫЧАГА УПРАВЛЕНИЯ ВЫШЕ УПОРА "МАЛЫЙ ГАЗ" ПРИ ЗАПУСКЕ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

Бортрадист обязан выполнить операции, указанные в 8.10.

После докладов членов экипажа о готовности к запуску двигателя командир экипажа обязан:

- установить переключатель пожарного крана двигателя РУ19А-300 в положение "ОТКРЫТ", при этом должна загореться сигнальная лампа;
- установить переключатель "ЗАПУСК - ХОЛОДН. ПРОКРУТ." в положение "ЗАПУСК";

- убедиться, что переключатель управления лентой перепуска воздуха из компрессора установлен в положение "АВТОМАТ", при этом лампа "ОТКАЗ ТСА" не горит, а лампа "ЛЕНТА ОТКРЫТА" горит.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ЗАКРЫТОЙ ЛЕНТЕ ПЕРЕПУСКА ВОЗДУХА ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ ЗАПРЕЩАЕТСЯ;

- установить главный выключатель запуска в верхнее положение;
- установить переключатель "СТВОРКА РУ19" в положение "ОТКР.", при этом загорится лампа сигнализации открытого положения створки (для самолетов с верхним расположением воздухозаборника).

Запуск двигателя

Для запуска двигателя:

- дать команду "От двигателя";
- нажать на 1-2 с и затем отпустить кнопку "ЗАПУСК НА ЗЕМЛЕ", при этом должна загореться зеленая лампа "РАБОТА ПТ-29".

Не более чем через 40 с двигатель должен выйти на режим малого газа (при запуске от бортовых аккумуляторных батарей это время не должно превышать 60 с).

При достижении двигателем частоты вращения ротора 31 ± 2 % система ТСА автоматически отключает систему запуска, при этом гаснет лампа "РАБОТА ПТ-29", а ГС-24 переходит

на генераторный режим, программный механизм дорабатывает свой цикл, после чего отключается.

При отключении системы запуска допускается уменьшение частоты вращения ротора двигателя не более чем на 3 %.

Если отключения по частоте вращения ротора двигателя не происходит, программный механизм отключит систему запуска через 40 с.

В процессе запуска контролировать: частоту вращения ротора двигателя, которая в конце запуска должна достигнуть величины, соответствующей режиму малого газа. Значения частоты вращения ротора двигателя на режиме малого газа в зависимости от высота приведены в табл. 8.1.4.

Таблица 8.1.4

Высота, км	1	2	3	4	5	6
Частота вращения ротора двигателя на режиме малого газа (ориентировочно), %	40	50	55	60	70	75

\- температуру газов за турбиной (допускается в течение не более 5 с заброс температуры до 750 °С при запуске на аэродромах с высотой расположения до 1000 м и 850 °С -более 1000 м с последующим восстановлением до нормальной);

- давление масла на входе в двигатель, которое должно возрастать с увеличением частоты вращения ротора и на режиме малого газа составлять не менее 1,2 кгс/см² (при температуре масла +80 °С и выше - не менее 1,0 кгс/см²);

- давление топлива перед форсунками (оно должно возрастать с увеличением частоты вращения ротора и на режиме малого газа составлять не менее 12-16 кгс/см²).

После выхода двигателя на режим малого газа главный выключатель запуска установить в положение "ОТКЛ.", затем закрыть его и кнопку запуска предохранительными колпачками. Запуск двигателя прекратить, если:

- температура газов за турбиной повышается выше допустимых пределов или загорается сигнальная лампа "РАБОТА ОМТ-29";

- напряжение бортсети понижается ниже 16 В;

- нет воспламенения топлива на 20-й секунде (нет роста частоты вращения ротора и температуры газов за турбиной);

- нет давления масла через 20 с после начала запуска;

- преждевременно при частоте вращения двигателя менее 29 % отключается стартерный режим генератора ГС-24Б (гаснет лампа "РАБОТА ПТ-29").

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ ПРЕКРАЩАТЬ ПЕРЕВОДОМ РЫЧАГА УПРАВЛЕНИЯ В ПОЛОЖЕНИЕ "СТОП". ЕСЛИ К ЭТОМУ ВРЕМЕНИ ГС-24Б ЕЩЕ РАБОТАЕТ В СТАРТЕРНОМ РЕЖИМЕ (ГОРИТ ЗЕЛЕНАЯ ЛАМПА "РАБОТА ПТ-29"), ПОСЛЕ ПЕРЕВОДА РЫЧАГА УПРАВЛЕНИЯ В ПОЛОЖЕНИЕ "СТОП" НАЖАТЬ КНОПКУ "ПРЕКРАЩЕН. ЗАПУСКА".

Разрешается производить подряд не более трех стартерных циклов (трех запусков, или двух прокруток и одного запуска, или двух запусков и одной прокрутки). Интервал между запусками или прокрутками - не менее 2 мин по окончании предыдущего стартерного цикла. В случае неудачного запуска или догорания топлива допускаются две прокрутки с перерывом между ними 15 с. После проведения подряд трех стартерных циклов перед следующим стартерным циклом сделать перерыв не менее 30 мин. После выхода на режим 0,8 номинального и выше последующий запуск считается первичным.

Допускается проведение не "более трех стартерных циклов без подзарядки аккумуляторов с начальной емкостью не менее 75 % номинальной.

После неудачного запуска, когда в двигатель РУ19А-300 подавалось топливо и не произошло его воспламенения, очередной запуск производить после холодной прокрутки двигателя. Прокрутка выполняется также в случае догорания топлива после выключения двигателя.

Последующий запуск или прокрутку производить только после полного останова ротора двигателя.

ПРИМЕЧАНИЕ. Допускается появление факела пламени на срезе реактивного сопла при запуске (в результате выброса топлива из дренажного бачка).

Прогрев и проверка работы двигателя

Прогрев и проверку работы двигателя производить в соответствии с графиком (рис. 8.1.6.):

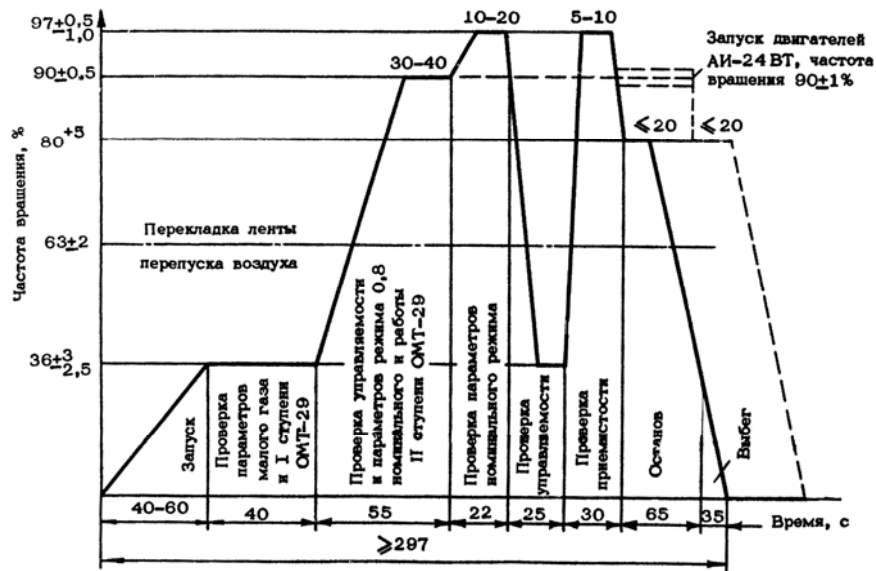


Рис. 8.1.6. График проверки работы двигателя РУ19А-300

- проработать на режиме малого газа 30-40 с, проверить показания приборов контроля работы двигателя;

- на этом режиме проверить работоспособность системы ОМТ-29 по первой ступени ограничения. Для проверки нажать, переключатель "КОНТРОЛЬ ОМТ-29 - КОНТРОЛЬ ЛАМП" в положение "КОНТРОЛЬ

ЛАМП", после загорания лампы "РАБОТА ОМТ-29" кратковременно (не более 0,5 с) нажать переключатель в положение "КОНТРОЛЬ ОМТ-29", при этом должна гореть лампа "РАБОТА ОМТ-29", а частота вращения ротора должна понизиться и вновь восстановиться.

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. При проверке работоспособности системы ОМТ-29 на частоте вращения ротора двигателя $36^{+3}_{-2,5}$ % возможно снижение частоты вращения ниже 33,5 % .

2. Если на режиме малого газа температура газов за турбиной ниже 550 ± 15 °С и невозможно проверить ограничение по первой ступени, произвести проверку при проверке приемистости двигателя с одновременным нажатием переключателя в положение "КОНТРОЛЬ ОМТ-29" при перемещении РУД;

- плавно увеличить частоту вращения ротора до $90 \pm 0,5$ % (0,8 номинального режима), проверить закрытие ленты перепуска воздуха из компрессора на частоте вращения ротора 63 ± 2 %, показания приборов, контролирующих работу двигателя, и работу системы ОМТ-29 на второй ступени ограничения. Проверку работоспособности системы ОМТ-29 на второй ступени ограничения производить так же, как и на первой ступени ограничения.

Если рычаг управления двигателем переведен на увеличение режима недостаточно плавно и частота вращения ротора интенсивно растет, наблюдается некоторое запаздывание закрытия ленты перепуска воздуха из компрессора в результате медленного срабатывания гидравлического механизма ленты.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ПРИБИ НЕИСПРАВНОЙ СИСТЕМЕ ОМТ-29 ЭКСПЛУАТАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ РУ19А-300 ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

2. ЕСЛИ В ПОЛЕТЕ НЕПРЕРЫВНО ГОРИТ ТАБЛО "РАБОТА ОМТ-29" И ТЕМПЕРАТУРА ГАЗОВ ЗА ТУРБИНОЙ ДВИГАТЕЛЯ РУ19А-300 НЕПРЕРЫВНО ПОНИЖАЕТСЯ, ВЫКЛЮЧИТЬ АЗС-10 "ОМТ" И УСИЛИТЬ КОНТРОЛЬ ЗА ТЕМПЕРАТУРНЫМ РЕЖИМОМ ДВИГАТЕЛЯ РУ19А-300;

- проработать на режиме 0,8 номинального 30-40 с, а затем плавно увеличить частоту вращения ротора двигателя до $97^{+0,5}_{-1}$ % (номинальный режим) на 10-20 с, проверить показания приборов;

- снизить частоту вращения ротора двигателя до режима малого газа, проверив при этом открытие ленты перепуска воздуха из компрессора на частоте вращения 63 ± 2 %;

- проверить приемистость двигателя, для чего через 5-10 с работы на режиме малого газа плавно за 1-2 с переместить рычаг управления

двигателем вперед до упора в положение "НОМИНАЛ", время выхода на частоту вращения ротора на 2 % ниже частоты номинального режима должно быть в пределах, приведенных на графике рис. 8.1.7.

- ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:** 1. ДОПУСКАЕТСЯ КРАТКОВРЕМЕННЫЙ (НЕ БОЛЕЕ 1 с) ЗАБРОС ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ РОТОРА ДВИГАТЕЛЯ НА ВЕЛИЧИНУ НЕ БОЛЕЕ 1 % .
2. ЕСЛИ ПРИ ПРОВЕРКЕ ПРИЕМИСТОСТИ ТЕМПЕРАТУРА ГАЗОВ ЗА ТУРБИНОЙ УВЕЛИЧИТСЯ ДО 850 °С ИЛИ ЗАГОРИТСЯ ЛАМПА "РАБОТА ОМТ-29" ПРИ ЧАСТОТЕ ВРАЩЕНИЯ РОТОРА ДВИГАТЕЛЯ МЕНЬШЕ 63 ± 2 % (НА ПЕРВОЙ СТУПЕНИ ОГРАНИЧЕНИЯ), УБРАТЬ РУД НА УПОР МАЛОГО ГАЗА, ВЫДЕРЖАТЬ 1-2 мин И ПОВТОРИТЬ ПРОВЕРКУ ПРИЕМИСТОСТИ. ПРИ ПОВТОРНОМ РОСТЕ ТЕМПЕРАТУРЫ И СРАБАТЫВАНИИ СИСТЕМЫ ОМТ-29 ВЫКЛЮЧИТЬ ДВИГАТЕЛЬ.

Возможно срабатывание системы ОМТ-29 (мигает лампа) во время пробы приемистости на частоте вращения ротора двигателя, равной 63 ± 2 % и выше, так как происходит изменение настройки с первой на вторую ступень. В этом случае допускается увеличение времени приемистости на 2 с на каждое срабатывание.

Допускается не больше трех срабатываний подряд системы ОМТ-29 при оборотах двигателя более 63 ± 2 % (на второй ступени ограничения), после чего двигатель остановить.

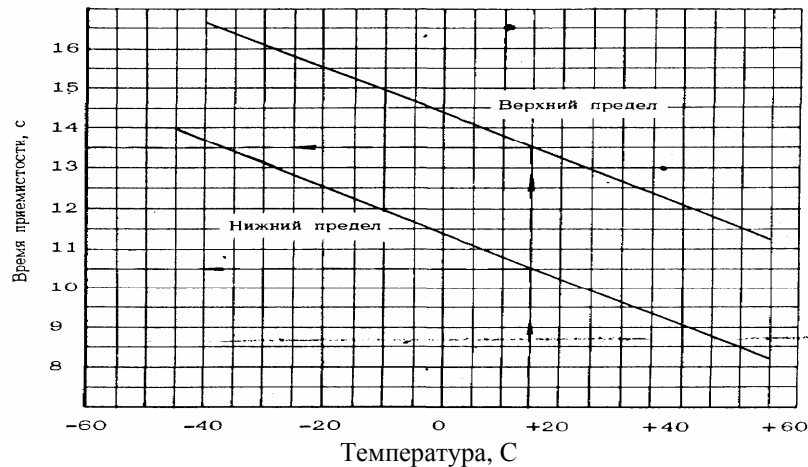


Рис. 8.1.7. Зависимость времени приемистости двигателя РУ19А-300 от температуры воздуха

Повторный запуск двигателя разрешается после выявления и устранения причин срабатывания системы ОМТ-29.

После проверки приемистости и работы двигателя на номинальном режиме ($n = 97_{-1}^{+0,5} \%$) в течение 5-10 с снизить частоту вращения до $90 \pm 1\%$ для последующего запуска двигателей АИ-24ВТ или выключить двигатель РУ19А-300.

На всех контрольных и переходных режимах двигатель РУ19А-300 должен работать без перебоев, тряски и выброса пламени.

Включение двигателя.

Выключение двигателя РУ19А-300 производить переводом РУД в положение "СТОП" с частоты вращения ротора 80-85 % после предварительной выдержки на этом режиме 15-20 с. На частоте вращения ротора $63 \pm 2\%$ проверить открытие ленты перепуска воздуха из компрессора по загоранию лампы "ЛЕНТА ОТКРЫТА".

В процессе останова убедиться на слух в отсутствии шумов и стуков, не свойственных нормальной работе двигателя. Периодически проверять время "выбега" ротора двигателя с режима малого газа до полного его останова (должно быть не менее 35 с).

После останова ротора двигателя закрыть пожарный кран и створку воздухозаборника (сигнальная лампа открытого положения створки погаснет) и, если не работают двигатели АИ-24ВТ, выключить подкачивающие топливные насосы.

Немедленно выключить двигатель РУ19А-300 в случаях:

- резкого падения давления масла на входе в двигатель;
- течи топлива или масла;
- резкого падения частоты вращения ротора двигателя;
- искрения из реактивного сопла;
- роста температуры газов за турбиной выше допустимого предела;
- отказа системы ОМТ-29;
- появления факела пламени из реактивного сопла (кроме режима запуска РУ19А-300);
- появления шумов, не свойственных работе двигателя;
- пожара в отсеке двигателя.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. В АВАРИЙНЫХ СЛУЧАЯХ ДОПУСКАЕТСЯ ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЯ С ЛЮБОГО РЕЖИМА.

2. ЕСЛИ УСТАНОВКОЙ РУД В ПОЛОЖЕНИЕ "СТОП" ДВИГАТЕЛЬ ОСТАНОВИТЬ НЕ УДАЕТСЯ, ОСТАНОВИТЬ ЕГО ЗАКРЫТИЕМ ПОЖАРНОГО КРАНА. В ЭТОМ СЛУЧАЕ ПОСЛЕДУЮЩИЙ ЗАПУСК ПРОИЗВОДИТЬ ТОЛЬКО ПОСЛЕ

УСТРАНЕНИЯ ПРИЧИНЫ НЕНОРМАЛЬНОГО ОСТАНОВА И ПРОВЕРКИ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ. ПРОВЕРИТЬ РАБОТУ ДВИГАТЕЛЯ ПО ГРАФИКУ РИС. 8.1.6. ЕСЛИ ПАРАМЕТРЫ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ НЕ ВЫХОДЯТ ИЗ НОРМЫ, ПРОДОЛЖИТЬ ЕГО ДАЛЬНЕЙШУЮ ЭКСПЛУАТАЦИЮ.

Холодная прокрутка двигателя

Для выполнения холодной прокрутки двигателя РУ19А-300:

- установить рычаг управления двигателем РУ19А-300 в положение "СТОП"

- открыть пожарный кран;
- включить главный выключатель запуска;
- установить переключатель "ЗАПУСК - ХОЛОД. ПРОКРУТ." в положение "ХОЛОД. ПРОКРУТ.";
- убедиться, что пожарный кран открыт и подкачивающие насосы правой половины крыла включены;
- нажать и через 1-2 с отпустить кнопку "ЗАПУСК НА ЗЕМЛЕ". Через 30 с после нажатия кнопки произойдет автоматическое отключение стартера-генератора.

При холодной прокрутке частота вращения ротора двигателя должна быть не менее 11 %. По окончании холодной прокрутки переключатель "ЗАПУСК - ХОЛОД. ПРОКРУТ." Установить в положение "ЗАПУСК".

Если во время холодной прокрутки обнаружатся неисправности, немедленно прекратить

прокрутку нажатием на 1-2 с кнопки "ПРЕКРАЩЕН. ЗАПУСКА".

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРОИЗВОДИТЬ ХОЛОДНУЮ ПРОКРУТКУ ДВИГАТЕЛЯ ПРИ ЗАКРЫТОМ ПОЖАРНОМ КРАНЕ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

Особенности эксплуатации двигателя РУ19А 300 в зимних условиях

Запуск, прогрев, проверку работы на земле и выключение двигателя выполнять в обычном порядке с учетом следующих особенностей:

- перед запуском проверить вращение ротора двигателя (рукой за лопатки турбины), ротор должен вращаться свободно; если ротор свободно не вращается, подогреть двигатель с помощью аэродромного подогревателя горячим воздухом с температурой не выше 80 °С.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ВРАЩЕНИИ РОТОРА ОТ РУКИ
ПРИЛАГАТЬ БОЛЬШИЕ УСИЛИЯ ЗАПРЕЩАЕТСЯ;**

- перед запуском двигателя в условиях обледенения осмотреть воздухозаборник и при наличии льда удалить его горячим воздухом от аэродромного подогревателя;

- при пониженных температурах наружного воздуха частота вращения ротора непрогретого двигателя на режиме малого газа снижается на 1-2 %, после прогрева частота вращения ротора восстанавливается до нормальной;

- при температуре наружного воздуха ниже -30 °С, если температура масла на входе в двигатель ниже -30 °С, перед запуском подогреть двигатель в течение 20-30 мин с помощью аэродромного подогревателя воздухом с температурой не выше 80 °С, подавая его в отсек двигателя через нижнюю часть капота.

Разрешается не подогревать двигатель РУ19А-300, если время с момента останова двигателя до следующего запуска не превышает 2 ч.

В полете при температуре наружного воздуха ниже -20. °С. включить обогрев двигателя РУ19А-300.

Выключение и запуск двигателя РУ19А-300 в полете

Выключение двигателя

Выключение двигателя в полете производить переводом РУД с частоты вращения ротора 80⁺⁵ % на упор "СТОП".

В аварийных случаях выключение двигателя производить переводом РУД на упор "СТОП" из любого положения. После останова двигателя закрыть пожарный кран.

Запуск двигателя

Запуск двигателя в полете разрешается от генераторов СТГ-18ТМ работающих двигателей АИ-24ВТ и от бортовых аккумуляторных батарей.

Двигатель устойчиво запускается на высотах до 5000 м на скорости не более 300 км/ч.

Подготовка электросистемы к запуску и использование генератора ГС-24Б описаны в 8.10.

Время запуска не более 60 с.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: I. ПРОИЗВОДИТЬ ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ В
ПОЛЕТЕ ОТ АККУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЙ**

РАЗРЕШАЕТСЯ ТОЛЬКО ПРИ ОТКЛЮЧЕНИИ ДВУХ ГЕНЕРАТОРОВ СТГ-18ТМ.

2. НАЖИМАТЬ КНОПКУ "ЗАПУСК НА ЗЕМЛЕ" ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

Для запуска двигателя:

1. Дать команду бортехнику "Приготовиться к запуску".

2. Убедиться, что:

- главный переключатель противопожарной системы установлен в положение "ПОЖАРОТУШЕНИЕ";
- включен выключатель подкачивающих насосов расходных групп баков правого крыла;
- есть питание основной бортсети самолета переменным током;
- рычаг управления двигателем установлен на упор "МАЛЫЙ ГАЗ";
- переключатель управления лентой перепуска воздуха установлен в положение "АВТОМАТ";
- переключатель "ЗАПУСК - ХОЛОД. ПРОКРУТ." установлен в положение "ЗАПУСК";
- главный выключатель запуска установлен в верхнее положение.

3. Открыть пожарный кран и створку воздухозаборника (на самолетах с верхним расположением воздухозаборника).

4. Нажать и через 1-2 с отпустить кнопку "В ВОЗД.", при этом должна загореться зеленая лампа "РАБОТА ПТ-29".

В процессе запуска следить за сигнализацией открытия ленты перепуска воздуха и параметрами работы двигателя.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: I. КРАТКОВРЕМЕННЫЙ ЗАБРОС ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗОВ ЗА ТУРБИНОЙ (ДО 5 с) ПРИ ЗАПУСКЕ НЕ ДОЛЖЕН ПРЕВЫШАТЬ 850 °С. ПРИ ДАЛЬНЕЙШЕМ ПОВЫШЕНИИ ТЕМПЕРАТУРЫ ЗАПУСК ПРЕКРАТИТЬ УСТАНОВКОЙ РУД В ПОЛОЖЕНИЕ "СТОП", А ПРИ РАБОТЕ ГЕНЕРАТОРА В СТАРТЕРНОМ РЕЖИМЕ ДОПОЛНИТЕЛЬНО НАЖАТЬ КНОПКУ "ПРЕКРАЩЕН. ЗАПУСКА".

2. ЕСЛИ В ПРОЦЕССЕ ЗАПУСКА СИСТЕМА ОМТ-29 СРАБАТЫВАЕТ БОЛЕЕ ТРЕХ РАЗ, ВЫКЛЮЧИТЬ ДВИГАТЕЛЬ УСТАНОВКОЙ РУД В ПОЛОЖЕНИЕ "СТОП" И НАЖАТИЕМ КНОПКИ "ПРЕКРАЩЕН. ЗАПУСКА".

5. После выхода двигателя на режим малого газа:

- установить требуемый режим работы;

- установить главный выключатель запуска в положение "ОТКЛ." и закрыть предохранительный колпачок;
- выключить обогрев двигателя (если он был включен);
- проверить и включить генератор ГС-24Б.

При загорании сигнальной лампы "ОТКАЗ ТСА" во время запуска установить переключатель управления лентой перепуска воздуха в положение "ОТКРЫТО". При выходе двигателя на режим с частотой вращения ротора 63 % установить переключатель ленты перепуска воздуха в положение "ЗАКР." При работе двигателя на режимах с частотой вращения 63 % и выше лента перепуска воздуха должна быть закрыта, а на режимах с частотой вращения менее 63 % открыта.

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. В полете после открытия створки воздухозаборника (на самолетах с верхним расположением воздухозаборников) возможно появление незначительной тряски. После запуска двигателя и выхода его на режим выше малого газа тряска исчезает.

2. При запуске двигателя на высоте 1000 м и ниже возможно зависание частоты вращения ротора в диапазоне 26-30 % (на время не более 15 с) с последующим выходом на частоту малого газа.

Отказ системы ТСА двигателя РУ19А-300

При отказе системы ТСА в полете (загорается лампа "ОТКАЗ ТСА"):

- при работе двигателя на частоте вращения ротора от малого газа до 63 ± 2 % установить переключатель управления лентой перепуска в положение "ОТКРЫТО" (загорается сигнальная лампа "ЛЕНТА ОТКРЫТА");

- при работе двигателя на частоте вращения ротора выше 63 ± 2 % установить переключатель управления лентой перепуска в положение "ЗАКР." (сигнальная лампа "ЛЕНТА ОТКРЫТА" погаснет).

В случае отказа системы ТСА для запуска двигателя РУ19А-300 в полете:

- установить переключатель управления лентой перепуска в положение "ОТКРЫТО";
- выполнить действия, необходимые для запуска двигателя РУ19А-300 в полете;
- при достижении в процессе запуска двигателя частоты вращения ротора 31 ± 2 % нажать кнопку "ПРЕКРАЩЕН. ЗАПУСКА" (погаснет лампа "РАБОТА ПТ-29").

После останова двигателя установить переключатель управления лентой перепуска в нейтральное положение.

8.2. Топливная система

Общие сведения

Топливная система предназначена для размещения топлива и подачи его к двигателям.

Схема топливной системы показана на рис. 8.2.1.

Топливо размещается в баках, расположенных симметрично относительно нулевой нервюры крыла. В левый двигатель АИ-24ВТ топливо подается из баков левого полукрыла, а в правый двигатель и двигатель РУ19А-300 - из правого полукрыла. Магистрали питания двигателей соединены краном кольцевания. По очередности выработки топлива баки разделены на три очереди:

- первая очередь - мягкие баки;
- вторая очередь - баки-отсеки № 3;
- третья очередь - баки-отсеки № 3а (расходные баки).

Емкость топливной системы в литрах при различных вариантах заправки приведена в табл. 8.2.1.

Питание двигателей топливом осуществляется из баков третьей очереди, в которых установлено по два подкачивающих насоса. Из баков первой и второй очередей топливо перекачивается в баки третьей очереди перекачивающими насосами.

В магистралях питания двигателей установлены краны перекачки и перекрывные (пожарные) краны. Краны перекачки служат для соединения магистрали перекачки с магистралями выработки при необходимости питания двигателей непосредственно из баков первой и второй очередей. Перекрывные краны служат для перекрытия магистрали выработки.

Управление выработкой топлива осуществляется с топливного щитка на центральной приборной доске. Управление выработкой топлива может быть автоматическое и ручное. Автоматическое управление осуществляется при помощи системы программного управления топливом (СПУТ), которая также служит для управления централизованной заправкой, измерения количества топлива на самолете и выдачи сигнала резервного остатка топлива.

Таблица 8.2.1

Баки	Вариант заправки		
	полная	эксплуатационная	Централизованная
Первой очереди	2х1650	2х1600	2х1420
Второй и третьей очередей	2х1890	2х1840	2х1720
Итого...	7080	6880	6280

ПРИМЕЧАНИЕ. Емкость баков третьей очереди до уровня отверстий перелива в гербюре № 8а равна 2×570 л.

При включенных подкачивающих топливных насосах невыработываемый остаток топлива равен:

- при автоматическом управлении 70 л;
- при ручном управлении 90 л.

При выработке топлива самотеком (подкачивающие насосы выключены) невыработываемый остаток топлива равен 260 л (по 130 л в баках третьей очереди). Из баков второй очереди топливо самотеком вырабатывается полностью, а из баков первой очереди не вырабатывается.

Если выработка топлива происходит самотеком и одновременно работают двигатели АИ-24ВТ и РУ19А-300, при остатке топлива 185 л в баках третьей очереди правого полукрыла сначала нарушается питание топливом двигателя РУ19А-300.

Дренаж баков открытого типа осуществляется через два воздухозаборника дренажа в крыле.

Заправка баков может производиться:

- централизованно, через штуцер в левой гондоле шасси;
- через заливные горловины (при необходимости полной заправки и при отсутствии средств централизованной заправки).

Для работы двигателей применяются топлива Т-І, ТС-І, Т-2 (ГОСТ 10227-62) и РТ (ГОСТ І6564-7І) и их смеси. Допускается применение топлив иностранных марок: JP-I по спецификации MiL-F-5616 и АТК по спецификации Англии D.Eng.RD-2494. При отсутствии топлив JP-I и АТК, если температура наружного воздуха на земле не ниже -10°С, можно применять топливо марки JP-ІВ по спецификации Англии D.Eng.RD -2482.

Для предотвращения образования кристаллов льда при температуре наружного воздуха +5°С и ниже применять топлива с жидкостью "І" или ее заменителями в количестве 0,1% по объему.

Проверка перед полетом

Порядок проверки

1. Убедиться , что включены АЗС и электропитание постоянным и переменным током. На щитке управления выработкой топлива должны гореть зеленые лампы сигнализации нормального положения кранов перекачки.

2. Проверить запас топлива на самолете и работу измерительной части топливомера:

- установить выключатели топливомера и переключатель "АВТОМ. ВЫРАБ. ТОПЛИВА" в верхнее положение;
- установить галетный переключатель топливомера в положение "СУММА", через 2-3 мин нажать кнопку на указателе топливомера, при этом стрелки должны переместиться против хода часовой стрелки. Отпустить кнопку и после прекращения колебаний стрелок снять показания. Погрешность указателя топливомера ± 100 кгс;
- устанавливая поочередно галетный переключатель в положения "1", "2", "3", аналогично проверить правильность показаний топливомера по каждой очереди баков;
- установить показания расходомеров РТМС в соответствии с заправкой топлива. 3. Проверить управление выработкой топлива:
- установить переключатель выработки топлива в положение "РУЧНАЯ";

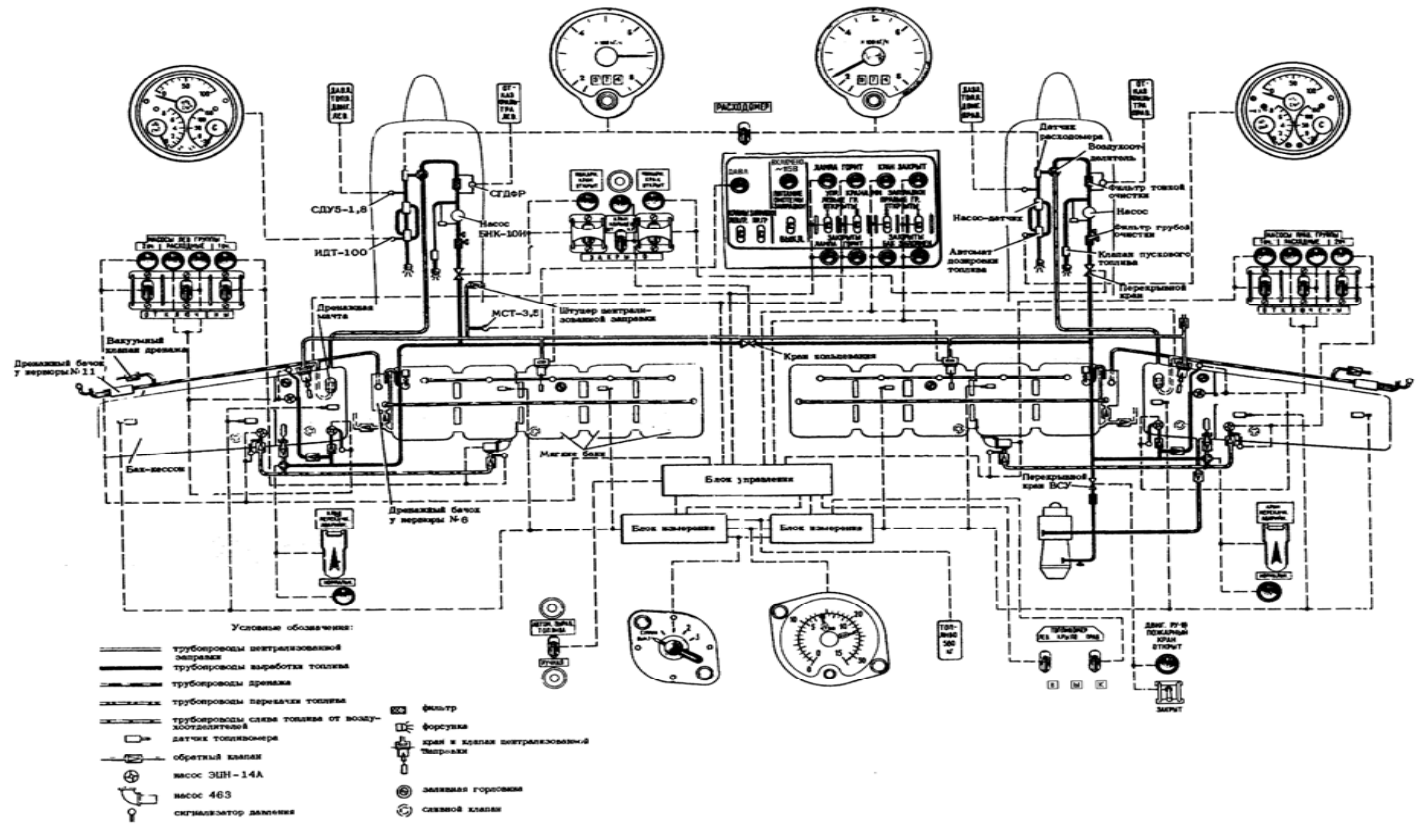


Рис.8.2.1. Схема топливной системы , органы управления , приборы контроля , сигнализация.

- включить насосы баков правого и левого полукрыла, должны загореться соответствующие зеленые лампы. Отключить насосы, лампы должны погаснуть;
- установить переключатель "АВТОМ. ВЫРАБ. ТОПЛИВА" в верхнее положение, должны загореться зеленые лампы "I оч." или "2 оч." в зависимости от наличия топлива в баках первой и второй очередей;
- открыть пожарные краны, должны загореться зеленые лампы "ПОЖАРН. КРАН ОТКРЫТ";
- установить выключатель "КРАН КОЛЬЦЕВ." в положение "ОТКР.", должна загореться желтая лампа "КРАН КОЛЬЦЕВ. ОТКР.";
- закрыть кран кольцевания и пожарные краны;
- открыть колпачки и установить переключатели "КРАН ПЕРЕКАЧК." в положение "АВАРИЙН.", нажать под ними лампы-кнопки, лампы-кнопки не должны гореть;
- установить переключатель "КРАН ПЕРЕКАЧК." в положение "НОРМАЛЬН." и закрыть предохранительные колпачки, нажать лампы-кнопки под ними, лампы-кнопки должны загореться;
- нажатием на кнопку контроля проверить исправность ламп сигнализации "ОТКАЗ ФИЛЬТРА ЛЕВ." ("ОТКАЗ ФИЛЬТРА ПРАВ."). "ДАВЛ. ТОПЛ. ДВИГ. ЛЕВ." ("ДАВЛ. ТОПЛ. ДВИГ. ПРАВ."), "ТОПЛИВО 580 кг" ("ТОПЛИВО 680 кг");
- проверить работу пожарного крана двигателя РУ19А-300.

Эксплуатация в полете

Выработку топлива из баков производить при автоматическом управлении выработкой. Для автоматической выработки топлива:

- установить выключатели "ТОПЛИВОМЕР" и "РАСХОДОМЕР" в верхнее положение;
- открыть пожарные краны, должны загореться зеленые лампы "ПОЖАРН. КРАН ОТКРЫТ";
- установить переключатель "АВТОМ. ВЫРАБ. ТОПЛИВА" в верхнее положение, должны загореться зеленые лампы "I оч." или "2 оч." в зависимости от наличия топлива в баках первой и второй очередей;
- включить насосы расходных групп баков, должны загореться зеленые лампы "РАСХОДНЫЕ";
- убедиться, что выключатель "КРАН КОЛЬЦЕВАНИЯ" установлен в положение "ЗАКРЫТО";
- убедиться, что переключатели "КРАН ПЕРЕКАЧК." установлены в положение "НОРМАЛЬН." и сигнальные лампы-кнопки под ними при нажатии загораются.

При включенном автоматическом управлении следить за своевременным включением насосов второй очереди и отключением насосов первой очереди.

Насосы второй очереди включаются при остатке топлива 350 ± 50 л в баках первой очереди левого и правого полукрыла, при этом загораются две зеленые лампы "2 оч."

После выработки топлива из баков первой очереди и остатке в баках второй очереди по 950 ± 30 л автоматически выключаются насосы первой очереди и гаснут лампы сигнализации их работы.

После выработки топлива из баков второй очереди и остатке в баках третьей очереди по 490^{+10}_{-15} л отключаются насосы второй очереди и гаснут лампы сигнализации их работы.

Перед отключением насосов лампы сигнализации их работы могут мигать вследствие оголения насосов и падения давления за насосами ниже $0,35 \text{ кгс/см}^2$.

При неисправности системы автоматического управления выработкой топлива одного полукрыла выработку топлива на оба двигателя обеспечивает система автоматического управления выработкой топлива другого полукрыла.

При разнице топлива в полукрыльях более 100 кгс выравнивать его количество в горизонтальном полете следующим образом:

- открыть кран кольцевания;
- выключить расходные насосы полукрыла с меньшим суммарным запасом топлива. После выравнивания запасов топлива в баках левого и правого полукрыла:
- включить выключенные насосы;
- закрыть кран кольцевания;
- установить на счетчиках указателей расходомеров РТМС количество топлива по показаниям топливомера по суммарной шкале.

ПРИМЕЧАНИЕ. До и после выравнивания общих запасов топлива до окончания выработки топлива из баков первой очереди может наблюдаться разница показаний топливомеров в симметричных баках первой и второй очередей левого и правого полукрыла до 200-300 кгс. В дальнейшем в процессе выработки топлива показания топливомеров автоматически выравниваются.

При выработке топлива в одном из баков третьей очереди до остатка 580 (680) кгс загорается табло сигнализации резервного остатка "ТОПЛИВО 580 кг" ("ТОПЛИВО 680 кг"), сигнализирующее об остатке топлива на 1 ч полета, в этом случае:

- проверить по топливомеру наличие топлива в баках второй очереди и при наличии в них топлива перейти на ручное управление выработкой топлива;
- включить насосы второй очереди;

- выработать топливо до погасания ламп сигнализации работы насосов, затем выключить насосы.

При отказе автоматического управления выработкой перейти на ручное управление, для чего выключатель "АВТОМ. ВЫРАБ. ТОПЛИВА" установить в положение "РУЧНАЯ". Признаком отказа автоматического управления является нарушение последовательности подачи сигналов на включение или выключение насосов.

Включение насосов последующей очереди и выключение насосов предыдущей производить после полной выработки топлива из баков предыдущей очереди. Не допускать работы насосов более 30 мин в баках, из которых выработано топливо.

Возможные неисправности и действия экипажа

Общие указания

При обнаружении в полете неисправности топливной системы убедиться в нормальном (рабочем) положении ее органов управления и исправности ламп сигнализации. Если органы управления находятся в рабочем положении, командир экипажа должен уточнить последовательность выработки топлива и произвести расчет дальности и продолжительности полета с учетом невыработанного остатка топлива, вызванного отказом в топливной системе.

Признаки отказа	Действия экипажа
1. Отказ одного перекачивающего насоса первой очереди: - погаснет лампа сигнализации работы насоса; - прекратится выработка из баков первой очереди.	Перейти на ручное управление выработкой топлива. Убедиться, что отказавший насос не работает, выключить его и вырабатывать топливо из баков первой очереди (с работающим насосом на оба двигателя, для чего: - открыть кран кольцевания; - выключить насосы "РАСХОДНЫЕ" полукрыла с отказавшим насосом первой очереди; - по окончании выработки топлива из баков первой очереди (с работающим насосом) включить выключенные насосы "РАСХОДНЫЕ", закрыть кран кольцевания.
2. Отказ одного перекачивающего насоса второй очереди: - погаснет лампа сигнализации работы насоса;	Перейти на ручное управление выработкой топлива и убедиться, что отказавший насос не работает, выключить его и выработать топливо из бака второй очереди (с работающим насосом) на оба двигателя, для чего:

<p>- погаснет лампа сигнализации работы насоса; - прекратится выработка из бака с неработающим насосом.</p>	<p>- открыть кран кольцевания; - выключить насосы "РАСХОДНЫЕ" полукрыла с отказавшим насосом; - по окончании выработки топлива из бака второй очереди (с работающим насосом) включить выключенные насосы "РАСХОДНЫЕ", закрыть кран кольцевания. При необходимости выработать топливо из бака второй очереди с отказавшим насосом самотеком: - установить переключатель "КРАН ПЕРЕКАЧ." полукрыла с отказавшим на-сосом второй очереди в положение "АВАРИЙН."; - выключить насосы "РАСХОДНЫЕ" полукрыла с отказавшим насосом второй очереди и выработать топливо из бака с отказавшим насосом.</p> <p>ВНИМАНИЕ! 1. ПРИ ВЫРАБОТКЕ ТОПЛИВА САМОТЕКОМ НЕ ДЕЛАТЬ РЕЗКИХ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ РУД, ВЫПОЛНЯТЬ КООРДИНИРОВАННЫЕ ЭВОЛЮЦИИ. 2. ПРИ ИЗМЕНЕНИИ РЕЖИМА РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ, В КОТОРЫЙ ТОПЛИВО ПОДАЕТСЯ САМОТЕКОМ. ИЛИ ПРИ ПАДЕНИИ ДАВЛЕНИЯ ТОПЛИВА ПЕРЕД ЕГО ФОРСУНКАМИ НЕМЕДЛЕННО ВКЛЮЧИТЬ НАСОСЫ "РАСХОДНЫЕ."; - ВКЛЮЧИТЬ отключенные насосы "РАСХОДНЫЕ" после выработки топлива; - установить переключатель "КРАН ПЕРЕКАЧ." в положение "НОРМАЛЬНО"</p>
<p>3. Отказ одного или обоих насосов "РАСХОДНЫЕ" одного полукрыла: погасла лампа сигнализации работы насоса.</p>	<p>Выключить насосы "РАСХОДНЫЕ" этого полукрыла, выработку топлива продолжать самотеком из расходного бака. Порядок автоматической выработки не нарушается. После выработки топлива из баков первой и второй очередей этого полукрыла продолжать полет с координированными эволюциями, не допуская резкого перемещения РУД. Вырабатывать топливо из бака с отказавшими насосами до остатка 150 кгс, после чего открыть кран кольцевания. Перед заходом на посадку открыть кран кольцевания (независимо от остатка) и питать оба двигателя из расходного бака исправными насосами.</p>

<p>4. Обесточены все насосы: погасли лампы сигнализации работы всех насосов.</p>	<p>Продолжать полет на $H \leq 7000$ м до ближайшего аэродрома, соблюдая следующие условия:</p> <ul style="list-style-type: none"> - выполнять горизонтальный полет на режиме максимальной дальности с координированными эволюциями и минимальными перегрузками, не делать резких перемещений РУД (не более $10-12^\circ$ в секунду по УПРТ); - при наличии топлива в баках второй очереди установить переключатели кранов перекачки в положение "АВАРИЙНО"; - уход на второй круг производить только в исключительных случаях; - допускается работа двигателя РУ19А-300 только при отказе одного из двигателей АИ-24ВТ, при этом надежное питание двигателя РУ19А-300 обеспечивается до высоты 5000 м.
<p>5. Обесточены насосы одного полукрыла: погасли лампы сигнализации работы насосов одного полукрыла</p>	<p>Перейти на ручное управление выработкой топлива.</p> <p>Из полукрыла с обесточенными насосами вырабатывать топливо до невырабатываемых самотеком остатков следующим образом:</p> <ul style="list-style-type: none"> - установить кран перекачки в положение "АВАРИЙНО" при наличии топлива в баке второй очереди; - выполнять горизонтальный полет на режиме максимальной дальности с координированными эволюциями, не делать резких перемещений РУД (не более $10-12^\circ$ в секунду по УПРТ); - перед окончанием выработки топлива самотеком или перед заходом на посадку открыть кран кольцевания; - уход на второй круг выполнять только в исключительных случаях.
<p>6. Отказ автоматического управления выработкой топлива: не включаются насосы последующей очереди и не выключаются насосы предыдущей.</p>	<p>Перейти на ручное управление выработкой топлива.</p> <p>Включить насосы первой или второй очереди в зависимости от наличия топлива в их баках.</p> <p>По окончании выработки топлива из баков предыдущей очереди выключить ее насосы и включить насосы последующей очереди.</p>
<p>7. Засорение фильтра: загорелось табло сигнализации засорения фильтра "ОТКАЗ ФИЛЬТРА ЛЕВ." или "ОТКАЗ ФИЛЬТРА ПРАВ."</p>	<p>Усилить контроль за выработкой топлива.</p> <p>Не делать резких перемещений РУД. Если после загорания первого табло последует загорание второго, произвести посадку на ближайшем аэродроме. После посадки самолета промыть все фильтры тонкой очистки двигателей АИ-24ВТ и РУ19А-300.</p>

Заправка самолета топливом

Общие указания

Заправку самолета топливом производить централизованно. Управление централизованной заправкой осуществляется со щитка централизованной заправки в левой гондоле шасси. Перед заправкой топливом:

- рассчитать количество заправляемого топлива в соответствии с заданием на полет;

- проверить паспорт на топливо и разрешение на заправку самолета данным топливом;
- убедиться в наличии противопожарных средств на стоянке самолета;
- проверить открытие воздухозаборников дренажа топливной системы и их чистоту;
- заземлить самолет;
- проверить отстой топлива в заправщике, убедиться в отсутствии механических примесей, воды, кристаллов льда;
- проверить чистоту сетки в раздаточном пистолете заправщика (при заправке сверху);
- заземлить заправщик.

Централизованная заправка

Для заправки:

- открыть створки левой гондолы шасси;
- подсоединить наконечник топливо заправщика к бортовому заправочному штуцеру;
- подсоединить аэродромные источники питания переменного и постоянного тока. При отсутствии аэродромного источника переменного тока включить преобразователь ПО-750, установив переключатель "ПО-750. ЗЕМЛЯ - ВОЗДУХ" на щитке радиста в положение "ЗЕМЛЯ";
- в ночное время включить освещение в гондole левого двигателя;
- на щитке заправки включить "ПИТАНИЕ СИСТЕМЫ ЗАПРАВИТ", при этом должна загореться желтая лампа "ВКЛЮЧЕНО 115 В";
- открыть краны заправки заправляемых групп баков, для чего назвать на 13-15 с в положение "ОТКРЫТО" соответствующие переключатели "УПР. КРАНАМИ ЗАПРАВКИ". Открытие кранов контролировать по погасанию желтых ламп "ЛАМПА ГОРИТ - КРАН ЗАКРЫТ";
- дать команду водителю топливо заправщика на подачу топлива. При загорании красной лампы "КРИТ. ДАВЛ." на щитке заправки снизить давление, создаваемое насосом топливозаправщика

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В СЛУЧАЕ ОТКЛЮЧЕНИЯ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ ЦЕНТРАЛИЗОВАННУЮ ЗАПРАВКУ ПРЕКРАТИТЬ. ТАК КАК ОТСУТСТВИЕ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РАЗРУШЕНИЮ БАКОВ.

После заполнения баков топливом убедиться, что на щитке заправки включены соответствующие желтые лампы "ЛАМПА ГОРИТ - БАК ЗАПОЛНЕН" и произошло автоматическое закрытие кранов заправки (загорелись лампы "ЛАМПА ГОРИТ - КРАН ЗАКРЫТ").

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ДОЗАПРАВЛЯТЬ БАКИ ПРИНУДИТЕЛЬНЫМ ОТКРЫТИЕМ КРАНОВ ЗАПРАВКИ ПОСЛЕ ПОЛНОЙ ЦЕНТРАЛИЗОВАННОЙ ЗАПРАВКИ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

После заправки всех топливных баков дать команду водителю топливо заправщика на прекращение подачи топлива и откачку топлива из магистрали заправки, отсоединить наконечник шланга заправщика, выключить электропитание на щитке заправки, закрыть створки гондолы и обесточить самолет.

При неполной заправке топливной системы в первую очередь заправлять полностью баки третьей и второй очередей, а затем первой очередью. Указанную очередность и необходимую полноту заправки производить поочередным открытием и закрытием кранов заправки.

Заправка через заливные горловины

Заправку самолета топливом через верхние заливные горловины производить, начиная с баков третьей очереди. Заправку баков первой очереди производить после полной заправки баков третьей и второй очередей. Для сокращения времени разрешается одновременно заправлять баки левого и правого полукрыла в следующем порядке:

- открыть заливную горловину заправляемой группы баков, предварительно убедившись в ее чистоте;
- проверить чистоту пистолета заправщика, заземлить его и вставить в заливную горловину;
- не допускать при заправке попадания пыли, влаги и снега в заливные горловины;
- производить заправку до уровня ниже нижнего обреза заливной горловины на 1-2 см (при необходимости использовать заправочный поплавок). При неполной заправке баков количество заправленного топлива контролировать по счетчику топливо заправщика, топли-вомеру и при необходимости мерной линейкой;
- вынуть пистолет и закрыть заливную горловину.

При заправке ночью для освещения пользоваться взрывобезопасными прожекторами и электрическими фонарями батарейного типа.

Через 10-15 мин после заправки слить отстой топлива из баков через клапаны "НАЖМИ".

8.3. Масляная система

Общие сведения

Масляная система двигателя АИ-24ВТ служит для смазки и охлаждения трущихся деталей двигателя, управления воздушным винтом и автоматикой двигателя.

Каждый двигатель имеет автономную маслосистему. Маслосистема состоит из двух частей: маслосистемы двигателя (насосы, трубопроводы, форсунки) и самолетной части маслосистемы, которая включает маслобак, дренажный бачок, воздушно-масляный радиатор и систему управления его створкой, флюгерный насос, трубопроводы, контрольную аппаратуру.

Маслосистема двигателя выполнена по коротко замкнутой схеме, в которой нагнетаемое в двигатель и откачиваемое из него масло циркулирует по замкнутому контуру, а начальное заполнение масляных магистралей двигателя и их пополнение при расходе масла производится из маслобака насосом подпитки. Дренаж маслосистемы выведен в атмосферу через дренажный бачок, расположенный с левой стороны двигателя над маслобаком и соединенный с маслобаком трубопроводами. Дренажная трубка расположена с левой стороны gondoly двигателя.

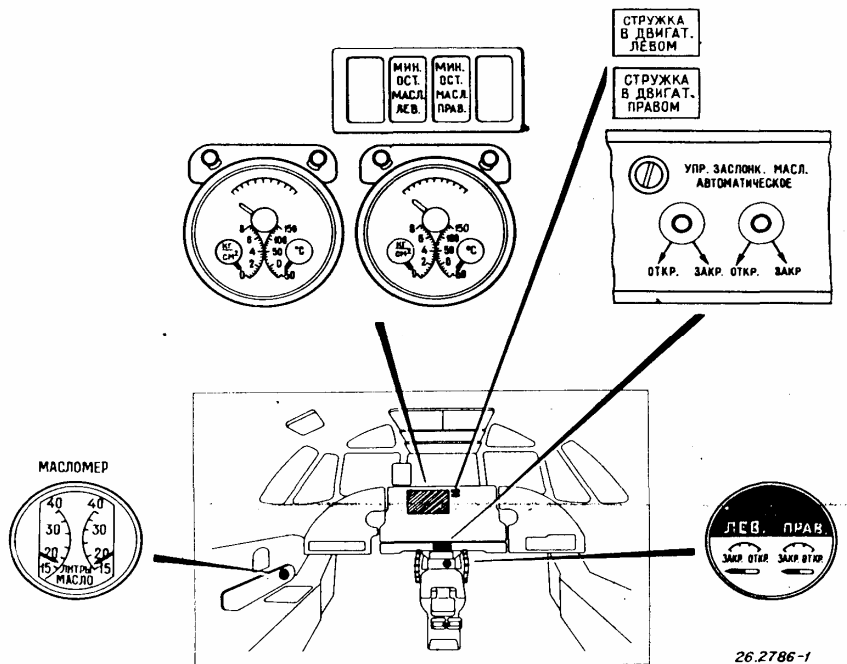
Общая емкость масла системы двигателя составляет 62 л, из них 37 л приходится на заправочную емкость маслобака, 10 л на емкость маслорадиатора и 15 л на емкость маслосистемы двигателя, винта и трубопроводов. В процессе запуска и выхода двигателя на равновесную частоту вращения допускается перетекание масла из маслобака в двигатель в количестве не более 12 л с последующим возвратом в маслобак при выключении двигателя.

Автоматическое регулирование температуры масла на входе в двигатель (70-80 °С) и предохранение маслорадиатора от повышенных давлений при эксплуатации двигателя на самолете осуществляется с помощью системы автоматического регулятора температуры масла (АРТМ).

Контрольно-измерительные приборы маслосистемы обеспечивают контроль:

- температуры и давления масла на входе в двигатель;
- количества масла в баке;
- минимального остатка масла в баке по красному табло "МИН. ОСТ. МАСЛ. ЛЕВ." ("МИН. ОСТ. МАСЛ. ПРАВ.");
- положения створок маслорадиатора;
- давления масла в ИКМ.

Расположение приборов контроля работы маслосистемы показано на рис. 8.3.1. Для смазки двигателей применяется смесь, составленная по объему: 75 % трансформаторного масла (ГОСТ 982-68) или масла МК-8, МК-8П (ГОСТ 6457-66), МС-8П (ТУ 38I-01-659-76; ОСТ 380II63-78) и 25 % МС-20 (ГОСТ 21743-76) или МС-20С (ГОСТ 21743-76).



26.2786-1

Рис. 8.3.1. Расположение органов управления и приборов контроля масляной системы в кабине экипажа

Допускается применение смеси масел иностранных марок: 75 % масла сорта 1010 по спецификации США

Mil - 0 - 608IB или Турбоойль - 3 по спецификации Англии Д. Eng. RD-2490 и 25 % масла сорта П00 по спецификации США Mil - L - 6082B или сорта В/О по спецификации Англии Д. Eng. RD-2472.

Заправка маслом

Перед заправкой маслобака проверить паспорт масла, заправленного в масло заправщик, и чистоту заправочного пистолета. При необходимости удалить воду и грязь с крышки заливной горловины (перед ее открытием). Заправку масла производить, не вынимая сетки из заливной горловины. Разрешается дозаправка маслобака любой смесью применяемых масел независимо от первоначально залитой смеси.

Для получения требуемой вязкости разрешается добавлять в смесь чистые масла, из которых приготовлена смесь, при этом состав масла по объему может не соответствовать указанному.

Максимально допустимое количество масла в маслобаке определяется по отметке "МАКС. ЗАПР." масломерной линейки.

Дозаправку бака маслом производить через 5-10 мин после опробования и останова двигателя.

Количество масла при работающем двигателе перед полетом должно быть по масломеру не менее 25 л.

Управление заслонкой маслорадиатора и контроль за работой масло системы

Управление каждой заслонкой маслорадиатора осуществляется переключателем "УПР. ЗАСЛОНК. МАСЛ.". Переключатель имеет следующие положения: "АВТОМАТИЧЕСКОЕ", два положения ручного управления "ОТКР." и "ЗАКР." и нейтральное.

Для проверки исправности АРТМ перед запуском двигателей переключатель "УПР. ЗАСЛОНК. МАСЛ." нажать в положение "ОТКР." После открытия заслонок установить переключатель в положение "АВТОМАТИЧЕСКОЕ", заслонки должны закрываться.

Перед запуском двигателя переключатель "УПР. ЗАСЛОНК. МАСЛ." установить в положение "АВТОМАТИЧЕСКОЕ" при температуре наружного воздуха от 0 до +20 °С. При температуре ниже 0 °С запуск двигателя производить с полностью закрытой заслонкой маслорадиатора, переключатель "УПР. ЗАСЛОНК. МАСЛ." устанавливать в положение "АВТОМАТИЧЕСКОЕ" при достижении температуры масла +40°С. При температуре наружного воздуха выше +20°С запуск производить с полностью открытой заслонкой маслорадиатора, переключатель "УПР. ЗАСЛОНК. МАСЛ." устанавливать в положение "АВТОМАТИЧЕСКОЕ" при достижении температуры масла 80 С.

при росте температуры масла выше 95°С и работе двигателя на режиме МАЛЫЙ ГАЗ увеличить режим работы двигателя до 20-22° по УПРТ не менее чем на 2 мин. На рулении и в полете переключатели "УПР. ЗАСЛОНК. МАСЛ." должны находиться в положении "АВТОМАТИЧЕСКОЕ". На рулении и в полете переключатели "УПР. ЗАСЛОНК. МАСЛ." должны находиться в положении "АВТОМАТИЧЕСКОЕ".

В случае отказа автоматического управления заслонкой маслорадиатора перейти на ручное управление, поддерживая рекомендуемую температуру масла на входе в двигатель.

Для открытия заслонки маслорадиатора вручную необходимо нажать и удерживать переключатель управления заслонкой в положении "ОТКР.", для закрытия в положении "ЗАКР.". Удерживать его в этом положении до открытия (закрытия) заслонки на необходимую величину.

В полете контролировать давление и температуру масла, а также количество масла в баке. Минимальное количество масла в баке, при котором допускается работа двигателя в течение 1 ч, сигнализируется загоранием красного табло "МИН. ОСТ. МАСЛА", при этом по указателю масломера в баке должно быть 20 л масла.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ПОЛЕТЕ С ГОРЯЩИМ ТАБЛО "МИН. ОСТ. МАСЛ. ЛЕВ." ("МИН. ОСТ. МАСЛ. ПРАВ.") УСИЛИТЬ КОНТРОЛЬ ЗА ПОКАЗАНИЯМИ МАСЛОМЕРА И УКАЗАТЕЛЯ ДАВЛЕНИЯ МАСЛА В ДВИГАТЕЛЕ. В СЛУЧАЕ ПАДЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ МАСЛА НИЖЕ 3,5 кгс/см² ЗАФЛЮГИРОВАТЬ ВИНТ И ВЫКЛЮЧИТЬ ДВИГАТЕЛЬ.

Масляная система двигателя РУ19А-300

Двигатель РУ19А-300 имеет замкнутую (автономную) масляную систему, которая обеспечивает смазку и охлаждение трущихся поверхностей двигателя.

Заправляемые масла: МК-8 или МК-8П (ГОСТ 6457-66), МС-8П (ТУ 381-01-659-76 или ОСТ 380П63-78).

Проверку заправки двигателя маслом производить через 10-30 мин после останова двигателя по мерной линейке и при необходимости дозаправить бак до необходимого уровня.

ПРИМЕЧАНИЕ. Допускается кратковременное (не более 15 с) падение давления масла при полете с отрицательными и нулевыми перегрузками до 0,5 кгс/см² с последующим восстановлением до исходного значения после окончания действия перегрузки.

Общие сведения

Противопожарная защита включает:

- противопожарную систему;
- ручные переносные огнетушители;
- систему нейтрального газа (НГ).

Противопожарная система предназначена для сигнализации о пожаре и тушения пожара в гондолах двигателей и ВСУ, отсеках крыла, внутри двигателей и включает:

- систему сигнализации о пожаре ССП-2А, сигнализирующую о пожаре в крыле, гондолах двигателей и ВСУ;
- систему сигнализации о пожаре ССП-7, сигнализирующую о пожаре внутри двигателей;
- систему тушения пожара.

Схема противопожарной системы приведена на рис. 8.4.1.

Системы сигнализации о пожаре состоят из групп датчиков, расположенных в пожароопасных отсеках, исполнительных блоков, пиропатронов, установленных на огнетушителях, щитка управления и щитка проверки противопожарной системы.

Система тушения пожара состоит из огнетушителей блоков электромагнитных распределительных клапанов, трубопроводов, коллекторов.

Тушение пожара в крыле, гондолах двигателей и ВСУ производится из четырех огнетушителей в две очереди (по два огнетушителя в очереди), тушение пожара внутри каждого двигателя из двух огнетушителей одновременно.

Управление противопожарной системой осуществляется со щитка пожаротушения. Проверка групп датчиков и распределительных клапанов производится со щитка проверки системы пожаротушения.

Ручные переносные огнетушители используются для тушения пожара в кабинах самолета.

Инструкция по применению огнетушителя нанесена на его корпус.

Система НГ предназначена для заполнения нейтральным газом надтопливных пространств топливных баков самолета.

Схема системы НГ приведена на рис. 8.4.2.

Управление системой НГ и контроль за ее работой осуществляются со щитка управления системой НГ.

Проверка противопожарной системы перед полетом

Проверку противопожарной системы производить перед каждым запуском двигателей в следующем порядке:

- включить АЗС "ПРОТИВОПОЖАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ";
- установить главный переключатель системы пожаротушения в положение "ПРОВЕРКА", должны загореться желтые лампы сигнализации готовности пиропатронов огнетушителей.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ЗАГОРАНИИ КРАСНЫХ ЛАМП-КНОПОК ПРЕКРАТИТЬ ПРОВЕРКУ И УСТРАНИТЬ НЕИСПРАВНОСТЬ;

- установить галетный переключатель в положение, соответствующее проверяемой группе датчиков;
- нажать кнопку проверки датчиков, должны загореться четыре красные лампы-кнопки, отпустить кнопку, лампы-кнопки должны погаснуть;

- аналогично проверить все группы датчиков. При установке галетного переключателя в положения "I ВНУТР." - "4 ВНУТР." должна загораться только лампа "ПОЖАР ВНУТРИ ЛЕВ. ДВ." или "ПОЖАР ВНУТРИ ПРАВ. ДВ.";

- установить галетный переключатель в положение "КРАНЫ";

- нажать поочередно лампы-кнопки, они должны загореться и гореть при отпускании, что свидетельствует об открытии распределительных клапанов. При нажатии первой лампы-кнопки должны погаснуть четыре желтые лампы сигнализации разрядки огнетушителей первой очереди;

- установить главный переключатель пожаротушения в нейтральное положение, лампы и лампы-кнопки погаснут. Установить главный переключатель в положение "ПОЖАРОТУШЕНИЕ", желтые лампы контроля пиропатронов огнетушителей должны загореться вновь что свидетельствует о готовности системы к действию.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. запрещается:

- нажимать кнопки разрядки огнетушителей;
- нажимать лампы-кнопки при установке главного переключателя пожаротушения в положение "Пожаротушение";

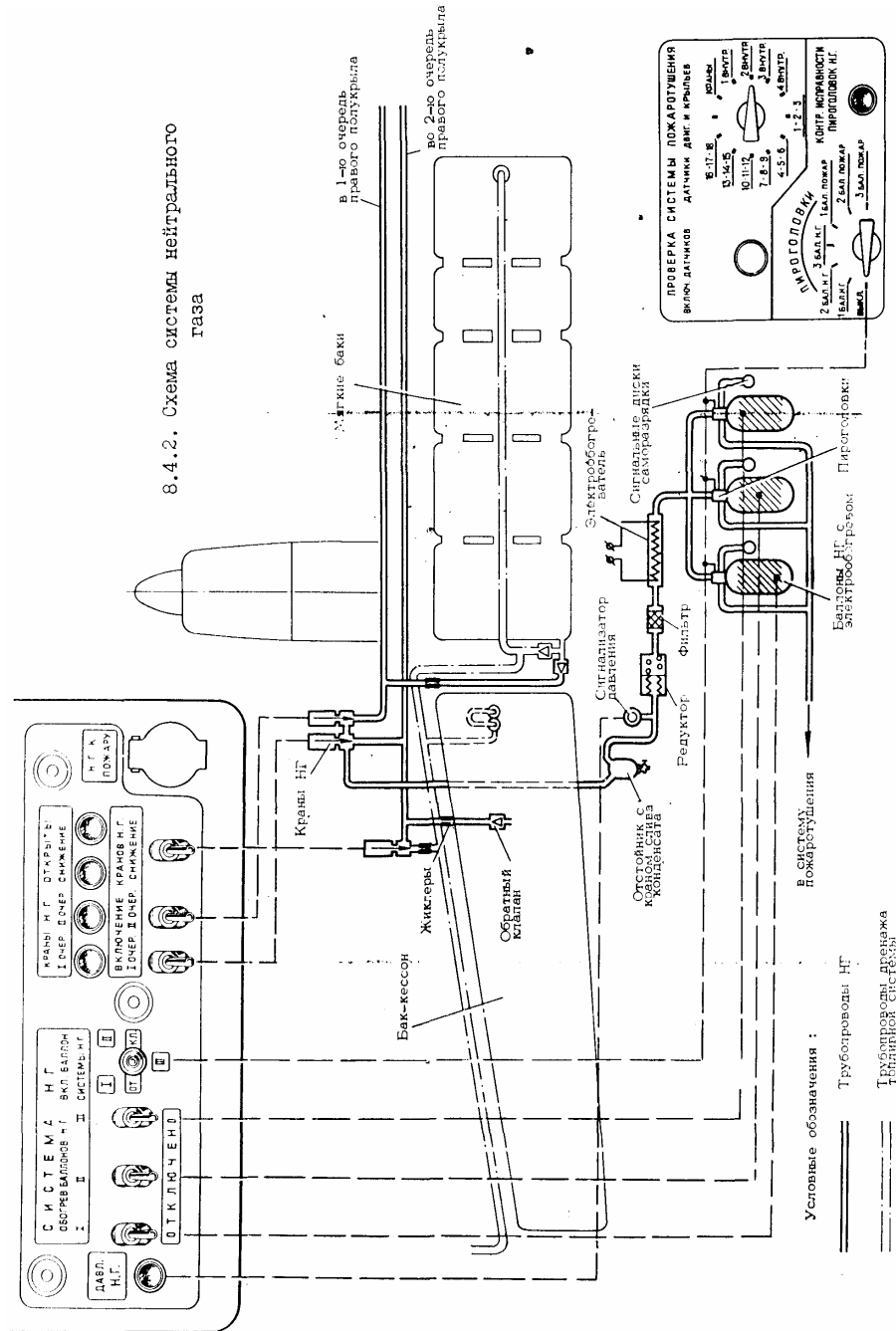


Рис 8.4.2. Схема системы нейтрального газа

Если пожар не погашен, лампа-кнопка горящего отсека загорится вновь, в этом случае нажать кнопку разрядки огнетушителей второй очереди и кнопку "НГ К ПОМРУ".

ПРИМЕЧАНИЕ. Не устанавливать главный переключатель в нейтральное положение раньше чем через 15 с после срабатывания огнетушителей;

- если пожар обнаружен визуально, а лампа-кнопка горящего отсека не загорелась (не сработало автоматическое тушение пожара), нажать лампу-кнопку горящего отсека для срабатывания огнетушителя первой очереди и открытия соответствующего распределительного клапана;
- при необходимости использовать наземные средства тушения пожара.

Подготовка и проверка системы НГ перед полетом

Подготовку и проверку системы НГ проводить только перед полетом на боевое задание в следующем порядке:

- включить АЗС системы НГ;
- включить обогрев всех баллонов НГ на время, указанное в табл. 8.4.1, в зависимости от температуры наружного воздуха, установив выключатели "ОБОГРЕВ БАЛЛОНОВ НГ. I,) (, Ш" в верхнее положение.

Температура наружного воздуха, °С	-50	-40	-30	-20	-10	0° и выше
Время подогрева баллонов, ч	2,5	2,0	1,5	1,0	0.5	Не греть

За указанное в табл. 8.4.1 время баллоны нагреваются до температуры 0°С. Если температура воздуха ниже -10, производить подогрев баллонов от наземного источника электропитания. В случае задержки вылета при необходимости подогреть баллоны повторно, учитывая, что скорость нагрева баллонов 5 °С за 15 мин, а скорость охлаждения 5 °С за 1 ч;

- установить галетный переключатель "ПИРОГОЛОВКИ" в положение "I БАЛ.НГ", должна загореться лампа "КОНТР. ИСПРАВНОСТИ ПИРОГОЛОВОК НГ". аналогично произвести проверку остальных пироголовок, включая и пироголовки разрядки баллонов в систему пожаротушения. После проверки установить галетный переключатель в положение "ВЫКЛ.";

- проверить открытие кранов НГ, устанавливая выключатели "ВКЛЮЧЕНИЕ КРАНА НГ I ОЧЕР, II ОЧЕР, СНИЖЕНИЕ" в верхнее положение должны загореться зеленые лампы над выключателями, свидетельствующие об открытии кранов НГ. Закрыть краны, установив выключатели в нижнее положение, лампы должны погаснуть.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВО ВРЕМЯ ПРОВЕРКИ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ "ВКЛ. БАЛЛОН СИСТЕМЫ НГ" НЕ НАЖИМАТЬ ВО ИЗБЕЖАНИЕ ПРЕЖДЕВРЕМЕННОЙ РАЗРЯДКИ БАЛЛОНОВ.

Эксплуатация системы НГ в полете

Систему НГ включать при полете на боевое задание или при вынужденной посадке в аварийной ситуации.

При выполнении полета с полностью, запрограммированными топливными баками:

- перед взлетом на исполнительном старте включить обогрев всех баллонов НГ;
- после взлета в режиме набора высоты на высоте 500-1000 м открыть краны подачи НГ в топливные баки первой и второй очередей;
- включить подачу НГ из первого баллона, установив переключатель "ВКЛ. БАЛЛОН СИСТЕМЫ НГ" в положение "I", загорится сигнальная лампа "ДАВЛ. НГ".

ПРИМЕЧАНИЕ. При полете с не полностью запрограммированными топливными баками включить систему НГ сразу после выруливания самолета со стоянки;

- через 20 мин после взлета закрыть кран подачи НГ в топливные баки второй очереди;
- после погасания ламп сигнализации работы топливных насосов в баках первой очереди открыть краны подачи НГ в баки второй очереди и закрыть краны подачи НГ в баки первой очереди;
- после погасания лампы "ДАВЛ. НГ" включить поочередно подачу НГ из второго и третьего баллонов, устанавливая переключатель "ВКЛ. БАЛЛОН СИСТЕМЫ НГ" соответственно в положения "II" и "III";
- при снижении самолета в районе боевых действий переключатель "ВКЛЮЧЕНИЕ КРАНОВ НГ. СНИЖЕНИЕ" установить в верхнее положение, должны загореться две сигнальные лампы над переключателем;
- после снижения самолета до необходимой высоты кран "ВКЛЮЧЕНИЕ КРАНОВ НГ. СНИЖЕНИЕ" установить в нижнее положение, должны погаснуть две сигнальные лампы над переключателем.

При аварийной ситуации в полете, а также перед посадкой на фюзеляж включить обогрев баллонов НГ, открыть краны подачи НГ и подать НГ в топливные баки, устанавливая переключатель "ВКЛ. БАЛЛОН СИСТЕМЫ НГ" поочередно в положения "I", "II", "III".

После выполнения полета или погасания лампы "ДАВЛ. НГ" выключить обогрев баллонов и закрыть краны НГ.

8.5. Система управления самолетом

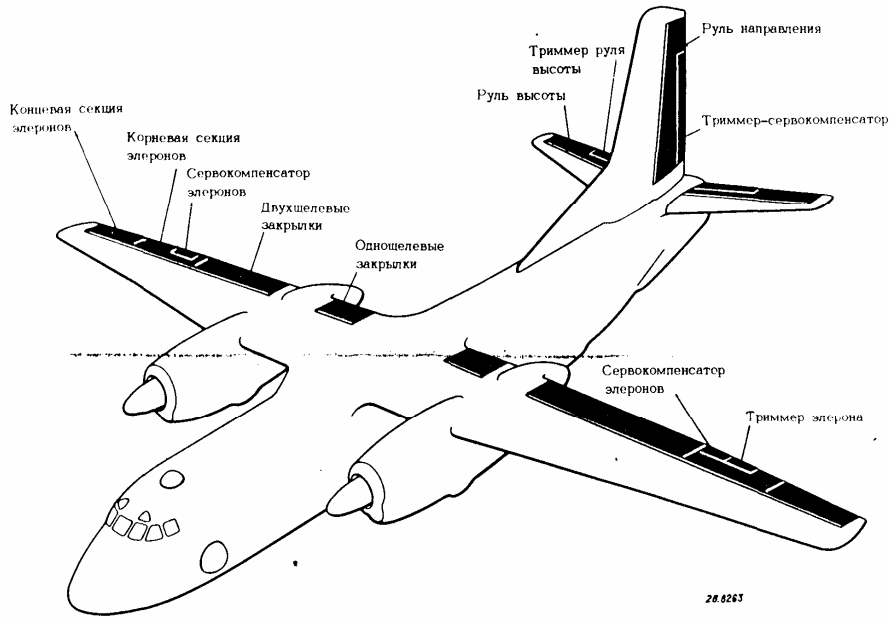
Общие сведения

Система управления самолетом включает:

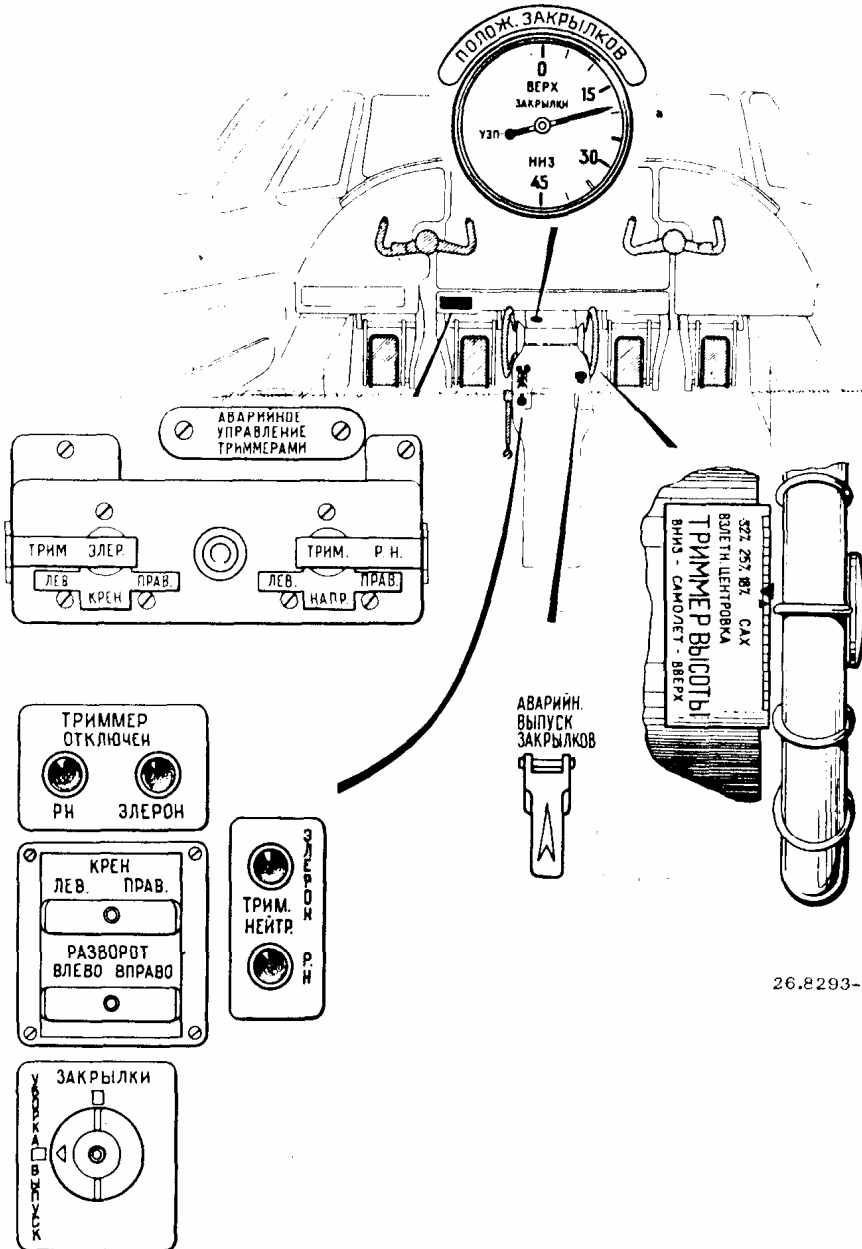
- управление элеронами;
- управление рулем высоты (РВ);
- управление рулем направления (РН);
- управление закрылками.

Управление элеронами, РВ и РН - спаренное и может осуществляться командиром экипажа или его помощником. Кроме того, управление элеронами, РВ, РН и триммером РВ может осуществляться автопилотом, при этом ручное управление триммерами элеронов и РН отключается и горят сигнальные лампы-кнопки "ТРИММЕР ОТКЛЮЧЕН. ЭЛЕРОН" и "ТРИММЕР ОТКЛЮЧЕН .РН".

Расположение поверхностей управления самолетом показано на рис. 8.5.1, органов управления, приборов контроля и сигнализаций системы управления-на рис. 8.5.2.



8.5.1. Расположение поверхностей управления



26.8293-1

Рис. 8.5.2. Расположение органов управления, приборов контроля и сигнализации системы управления самолетом в кабине экипажа.

Управление элеронами осуществляется штурвалами через механическую проводку.

Управление триммером, установленным на левом элероне, - электродистанционное и может осуществляться в основном или аварийном режиме.

В основном режиме управление триммером производится переключателем "КРЕН" с центрального пульта летчиков (на самолетах, не доработанных блокировкой, - переключателем "ТРИМ. ЭЛЕР.").

В аварийном режиме управление триммером производится переключателем "ТРИМ. ЭЛЕР.", установленным на панели выключателей под средней панелью приборной доски. Нейтральное положение триммера контролируется по загоранию сигнальной лампы "ТРИМ. НЕЙТР. ЭЛЕРОН" на центральном пульте летчиков.

Управление РВ осуществляется штурвальными колонками через механическую проводку.

Управление триммерами, установленными по одному на каждой половине РВ, - ручное и осуществляется штурвалами с центрального пульта летчиков через механическую проводку. Положение триммеров РВ контролируется по указателям "ТРИММЕР ВЫСОТЫ".

Управление РН осуществляется педалями через механическую проводку. Управление триммером-сервокомпенсатором, работающим в качестве триммера, - электродистанционное и может осуществляться в основном и аварийном режимах.

В основном режиме управление триммером производится переключателем "РАЗВОРОТ" с центрального пульта летчиков (на самолетах, не доработанных блокировкой управления триммером, - переключателем "ТРИММЕР РН").

В аварийном режиме управление триммером производится переключателем "ТРИМ. РН", установленным на панели выключателей под средней приборной доской. Нейтральное положение триммера-сервокомпенсатора, работающего в качестве триммера, контролируется по загоранию сигнальной лампы "ТРИМ. НЕЙТР. РН" на центральном пульте летчиков.

Управление закрылками может осуществляться в основном и аварийном режимах с помощью гидропривода через механическую проводку.

Управление гидроприводом - электродистанционное. В основном режиме обеспечивается выпуск и уборка закрылков от основной гидросистемы нажимным переключателем "ЗАКРЫЛКИ" с центрального пульта летчиков. В аварийном режиме обеспечивается только выпуск закрылков от аварийной гидросистемы выключателем "АВАРИЙН. ВЫПУСК ЗАКРЫЛКОВ" с центрального пульта летчиков.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАКРЫЛКИ ОТ АВАРИЙНОЙ СИСТЕМЫ РАЗРЕШАЕТСЯ ВЫПУСКАТЬ НА 15°.

Выпуск закрылков можно производить от системы ручного насоса, для чего:

- открыть панель ручного насоса и установить рукоятку крана ручного насоса в положение "ИЗ ГИДРОБАКА", а многопозиционный кран - в положение "К КРАНАМ I, 2, 3 И В АВАР. СИСТЕМУ", открыть дроссель;
- открыть кран кольцевания "КРАН ВКЛЮЧЕНИЯ АВАРИЙН. ДАВЛ. В ОСНОВ. СИСТЕМ." на левом пульте летчиков;
- перевести фиксатор стопорения нажимного переключателя "ЗАКРЫЛКИ" в положение "ВЫПУСК" и удерживать его в таком положении;
- создать давление с помощью ручного насоса;
- выпустить закрылки на необходимый угол.

Положение закрылков контролируется по указателю "ПОЛОЖ. ЗАКРЫЛКОВ" на центральном пульте летчиков. Для предотвращения взлета с убранными закрылками загорается табло "ВЫПУСТИ ЗАКРЫЛКИ" и включается сирена, если закрылки выпущены на угол больше или меньше $15 \pm 2^\circ$, а РУД переведены в положение более 76° по УПРТ.

Стопорение рулей и элеронов

Стопорение рулей и элеронов осуществляется ручкой стопорения, расположенной на левой боковой стороне центрального пульта летчиков, через механическую проводку. Элероны и РН стопорятся в нейтральном положении, а РВ стопорится полностью отклоненным вниз.

Порядок стопорения:

- установить штурвал и педали в нейтральное положение;
- отвести влево откидную планку-предохранитель;
- оттянуть рукоятку ручки стопорения, поднять ручку вверх (планка-предохранитель и рукоятка ручки стопорения под действием своих пружин возвратятся в исходное положение, зафиксировав ручку стопорения в верхнем положении);
- отжать штурвальную колонку полностью от себя до фиксации ее в этом положении, что свидетельствует о застопоривании РВ;

- прилагая усилия к штурвалу и педалям, убедиться в их неподвижности, что свидетельствует о застопоривании элеронов и РН.

Порядок расстопоривания:

- отвести влево откидную планку-предохранитель;
- оттянув рукоятку ручки стопорения, опустить ручку вниз так, чтобы планка-предохранитель не могла препятствовать дальнейшему опусканию ручки;
- придерживая одной рукой ручку стопорения, второй отжать штурвальную колонку полностью от себя;
- опустить плавно ручку стопорения вниз (планка-предохранитель и рукоятка ручки стопорения под действием своих пружин возвратятся в исходное положение, зафиксировав ручку стопорения в нижнем положении);
- постепенно отпустить штурвальную колонку, которая возвратится в нейтральное положение, что свидетельствует о расстопоривании РВ;
- убедиться в том, что РН и элероны расстопорены, переместив педали от нейтрального положения и отклонив штурвал влево и вправо от нейтрального положения.

Для предотвращения взлета с застопоренными рулями и элеронами имеется блокировка, ограничивающая перемещение РУД до 30° по УПРТ.

Проверка перед полетом

Отклонение рулей, элеронов, триммеров и закрылков контролировать по докладу связного.

Порядок проверки:

1. Расстопорить рули и элероны,
 2. Проверить отклонение элеронов:
 - а) повернуть штурвал влево до упора и убедиться, что:
 - левый элерон отклонился вверх;
 - сервокомпенсатор левого элерона отклонился вниз;
 - правый элерон отклонился вниз;
 - сервокомпенсатор правого элерона отклонился вверх;
 - б) повернуть штурвал вправо до упора и убедиться в том, что:
 - левый элерон отклонился вниз;
 - сервокомпенсатор левого элерона отклонился вверх;
 - правый элерон отклонился вверх;
 - сервокомпенсатор правого элерона отклонился вниз;
 - в) установить штурвал в нейтральное положение и убедиться в том, что оба элерона и их сервокомпенсаторы вписались в контур крыла.
 3. Проверить работоспособность триммера элерона:
 - Убедиться, что триммер находится в нейтральном положении, по горению сигнальной лампы "ТРИМ. НЕЙТР. ЭЛЕРОН.";
 - нажать на 2-3 с переключатель "КРЕН" в положение "ЛЕВ." и убедиться в том, что погасла сигнальная лампа "ТРИМ. НЕЙТР.ЭЛЕРОН" и триммер элерона отклонился вниз;
 - нажать на 4-6 с переключатель "КРЕН" в положение "ПРАВ." (при прохождении триммером нейтрального положения кратковременно загорится сигнальная лампа нейтрального положения) и убедиться в том, что триммер элерона отклонился вверх;
 - импульсным нажатием переключателя "КРЕН" в положение "ЛЕВ." установить триммер в нейтральное положение.
 4. Проверить отклонение РВ, для чего:
 - переместить штурвальную колонку на себя до упора и убедиться в том, что обе половины РВ отклонились вверх;
 - переместить штурвальную колонку от себя до упора и убедиться в том, что обе половины РВ отклонились вниз (при перемещении штурвальной колонки от себя будут ощущаться дополнительные усилия от обжатия загрузочных пружин).
 5. Проверить отклонение триммеров РВ, для чего:
 - повернуть штурвал триммера на 1-2 оборота от себя и убедиться, что оба триммера РВ отклонились вверх, стрелка указателя "ТРИММЕР ВЫСОТЫ" переместилась в положение "САМОЛЕТ - ВНИЗ";
 - повернуть штурвал триммера РВ на 2-4 оборота на себя и убедиться, что оба триммера РВ отклонились вниз, стрелка указателя "ТРИММЕР ВЫСОТЫ" переместилась в положение "САМОЛЕТ - ВВЕРХ";
 - установить триммеры в нейтральное положение.
 6. Проверить отклонение РН, для чего:
 - а) нажать левую педаль до упора и убедиться в том, что:
 - РН отклонился влево;
 - сервокомпенсатор отклонился вправо;
 - б) нажать правую педаль до упора и убедиться в том, что:
 - РН отклонился вправо;
 - сервокомпенсатор отклонился влево.
- В конце хода педалей будут ощущаться дополнительные усилия от обжатия пружинной тяги

сервокомпенсатора;

в) установить педали в нейтральное положение и убедиться, что РН и его сервокомпенсатор вписались в контур кия.

7. Проверить работоспособность триммера-сервокомпенсатора РН в режиме триммера, для чего:

- убедиться в том, что триммер находится в нейтральном положении (по горению сигнальной лампы "ТРИМ. НЕЙТР. РН);

- нажать на 2-3 с переключатель "РАЗВОРОТ" в положение "ВЛЕВО" и убедиться в том, что погасла сигнальная лампа "ТРИМ. НЕЙТР. РН" и триммер отклонился вправо;

- нажать на 4-6 с переключатель "РАЗВОРОТ" в положение "ВПРАВО" (при прохождении триммера через нейтральное положение кратковременно загорится сигнальная лампа "ТРИМ. НЕЙТР. РН") и убедиться в том, что триммер отклонился влево;

- импульсным нажатием переключателя "РАЗВОРОТ" в положение "ВЛЕВО" установить триммер в нейтральное положение.

8. Проверить выпуск и уборку закрылков, для чего:

- повернуть блокировочную шайбу переключателя "ЗАКРЫЛКИ" прорезью вниз. Нажать переключатель в положение "ВЫПУСК" и удерживать его, пока стрелка указателя "ПОЛОЖ. ЗАКРЫЛКОВ" не установится на деление "15". Отпустить переключатель и убедиться в том, что закрылки зафиксировались в этом положении. Вновь нажать переключатель в положение "ВЫПУСК" и удерживать его, пока стрелка указателя "ПОЛОЖ. ЗАКРЫЛКОВ" не установится на делении "38". Отпустить переключатель и убедиться в том, что закрылки выпустились полностью;

- повернуть блокировочную шайбу прорезью вверх. Нажать переключатель "ЗАКРЫЛКИ" в положение. "УБОРКА" и удерживать его, пока стрелка указателя "ПОЛОЖ. ЗАКРЫЛКОВ" не установится на деление "0". Отпустить переключатель и убедиться в том, что закрылки вписались в контур крыла;

- повернуть блокировочную шайбу так, чтобы ее прорезь заняла горизонтальное положение. Время полного выпуска (уборки) составляет 14-17 с.

Возможные неисправности и действия экипажа

Признаки отказа	Действия экипажа
Не снимаются усилия со штурвалов или педалей при нажатии переключателей основного управления триммерами элеронов или РН.	Перейти на аварийное управление триммерами.
Не снимаются значительные усилия со штурвалов или педалей при управлении от основного и аварийного управления триммерами	Командиру экипажа: - парировать кренение и разворот самолета; - отключить АЗС триммера элерона или руля направления ; - создать асимметрию тяги двигателей для уменьшения усилий на штурвале и педалях и установить скорость полета 300 км/ч при полете в спокойной атмосфере, или 330 км/ч при полете в турбулентной атмосфере; - доложить о случившемся руководителю полетов и следовать по маршруту до ближайшего аэродрома; - заход на посадку и посадку выполнять в соответствии со ст. 4.1.5 и 4.1.6 Руководства, посадку выполнить при симметричной тяге двигателей; - командиру экипажа и его помощнику пилотировать самолет поочередно, сменяясь по мере усталости
Не выпускаются закрылки при нажатии переключателя основного управления закрылками	Перейти на аварийное управление закрылками

8.6. Гидравлическая система

Общие сведения

Гидравлическая система предназначена для:

- уборки и выпуска шасси;
- выпуска и уборки закрылков;
- торможения колес основных опор шасси;
- управления поворотом колес передней опоры шасси;
- отката (наката) и подъема (опускания) рампы грузового люка;
- управления аварийным люком экипажа;
- приведения в действие стеклоочистителей;
- аварийного флюгирования винтов.

Схема гидросистемы приведена на рис. 8.6.1.

Расположение приборов контроля и сигнализации гидросистемы показано на рис. 8.6.2. Гидросистема состоит из основной и аварийной систем и системы ручного насоса. Основная система обеспечивает работу всех потребителей.

Источником давления в основной системе служат два насоса с постоянной производительностью 16-19 л/мин, установленные по одному на каждом двигателе.

Включение насосов в рабочий режим осуществляется автоматом разгрузки при падении давления в системе ниже 120 ± 5 кгс/см². Остальное время насосы работают на холостом режиме, при котором подаваемая ими рабочая жидкость перепускается в гидробак. При исправной системе интервал между включениями насосов на подзарядку системы (при неработающих потребителях гидросистемы) должен быть не менее 15 мин.

В системе установлено два гидроаккумулятора. Гидроаккумулятор общей сети разряжается непосредственно в общую сеть, гидроаккумулятор тормозов - в сети торможения колес и аварийного флюгирования винтов.

Контроль за давлением в основной системе и гидроаккумуляторе тормозов осуществляется по двухстрелочному указателю манометра на вертикальной панели левого летчика.

Аварийная система обеспечивает аварийный выпуск закрылков и торможение колес, аварийное управление откатом (накатом) рампы грузового люка и открытие аварийного люка экипажа при отказе основной системы, а также может быть использована для питания всех потребителей основной системы через кран кольцевания при отказе основных насосов. В этом случае время, необходимое для выполнения отдельных операций, возрастает.

Источником давления в аварийной системе является аварийная электроприводная насосная станция.

Включение в работу аварийной насосной станции происходит при включении выключателя аварийного выпуска закрылков, нажатии рукояток аварийного торможения колес, аварийном открытии люка экипажа и аварийном управлении откатом и накатом рампы.

Кроме того, аварийная насосная станция может быть включена выключателем, установленным на панели выключателей под средней приборной доской. При включении насоса загорается светосигнализатор на средней панели приборной доски. Контроль за давлением в аварийной системе осуществляется по манометру на вертикальной панели левого летчика.

Время непрерывной работы аварийной насосной станции не должно превышать 15 мин, после чего необходим перерыв в течение 15 мин для ее охлаждения.

С помощью системы ручного насоса можно осуществлять:

- откат (накат) и подъем (опускание) рампы грузового люка;
- открытие аварийного люка экипажа;
- выпуск закрылков;
- создание давления в системе торможения колес;
- дозаправку гидробака жидкостью.

Все системы питаются из одного гидробака. Штуцер отбора жидкости в основную систему расположен несколько выше дна гидробака, что обеспечивает запас жидкости (около 8 л), достаточный для работы аварийной системы и системы ручного насоса при повреждении основной.

Для повышения высоты гидросистемы осуществляется наддув гидробака воздухом, отбираемым от компрессоров двигателей.

Для технического обслуживания гидросистемы при работе ее от наземных гидроисточников на внутренней стороне гондолы правого двигателя установлена панель бортовых приемных клапанов.

Основные данные

Рабочая жидкость	АМГ-10 (ГОСТ 6794-75)
Давление в основной системе	От 120 ± 5 до 155 ± 5 кгс/см ²
Давление в аварийной системе	160 ± 15 кгс/см ²
Максимальное давление торможения колес	95 ± 5 кгс/см ²
Давление стояночного торможения колес	$55-65$ кгс/см ²
Нормальное количество жидкости в гидробаке:	
при заряженных гидроаккумуляторах	21-22 л
при разряженных гидроаккумуляторах	27-28 л

247

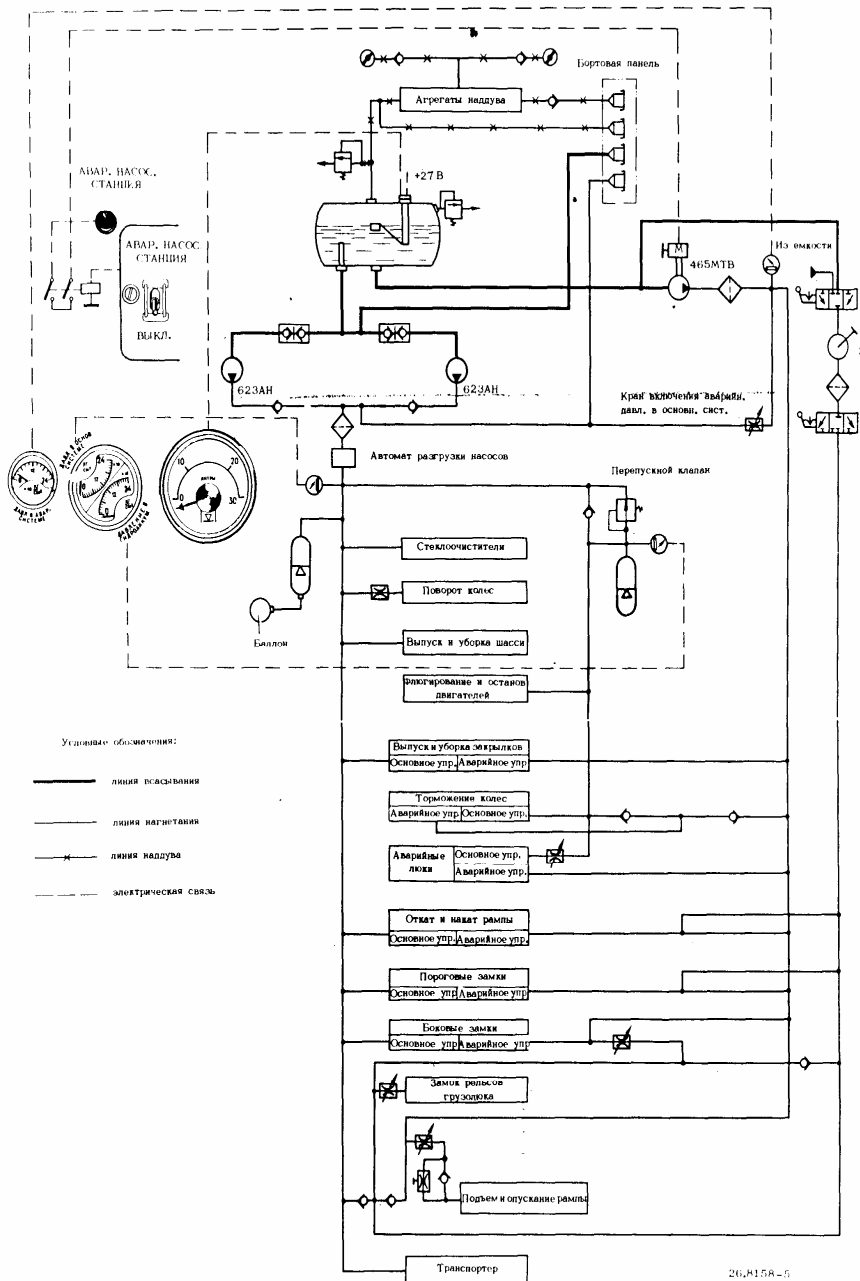
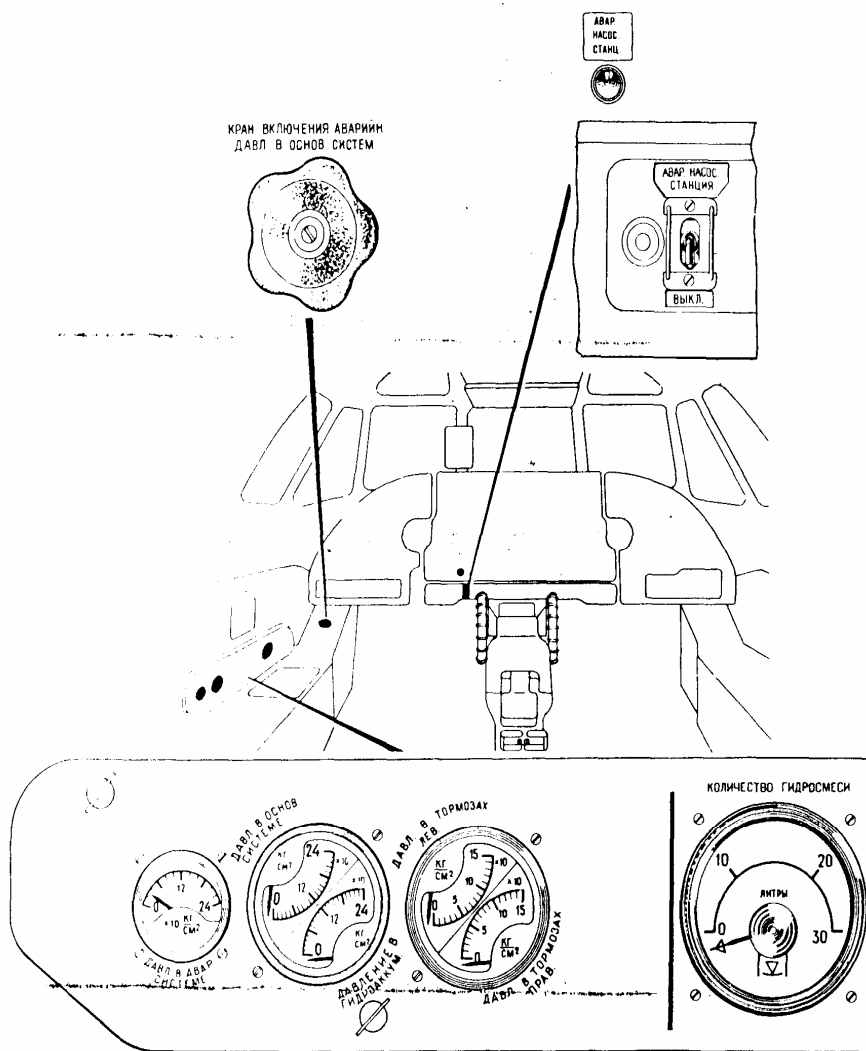


Рис. 8.6.1. Схема гидросистемы, органы управления, приборы контроля, сигнализация



26 2531/2

Рис. 8.6.2. Расположение органов управления, приборов контроля и сигнализации гидросистемы в кабине экипажа.

Уборка и выпуск шасси от основной гидросистемы

Система уборки шасси имеет блокировку по положению РУД (для самолетов с доработанной блокировкой) и по обжатю амортизационных стоек шасси. Шасси можно убрать при необжатых амортизационных стойках и при положении РУД больше $25+4^\circ$ по УПРТ.

Уборка (выпуск) шасси

Перевести фиксатор, а затем переключатель "ШАССИ", расположенный на центральном пульте (рис. 8.6.3), в положение "УБОРКА" ("ВЫПУСК"). При установке переключателя в положение "УБОРКА" погаснут три зеленые лампы выпущенного положения и через 4-6 с загорятся три красные лампы убранного положения шасси, расположенные на центральной приборной доске летчиков. После загорания красных ламп выдержать переключатель 3-5 с в положении "УБОРКА", затем перевести его в положение "НЕЙТР.", застопорить фиксатором и вторично проверить сигнализацию. При установке переключателя в положение "ВЫПУСК" погаснут три красные лампы убранного положения и через 4-6 с загорятся три зеленые лампы выпущенного положения шасси. После загорания зеленых ламп выдержать переключатель 3-5 с в положении "ВЫПУСК", затем перевести его в положение "НЕЙТР.", застопорить фиксатором и вторично проверить сигнализацию.

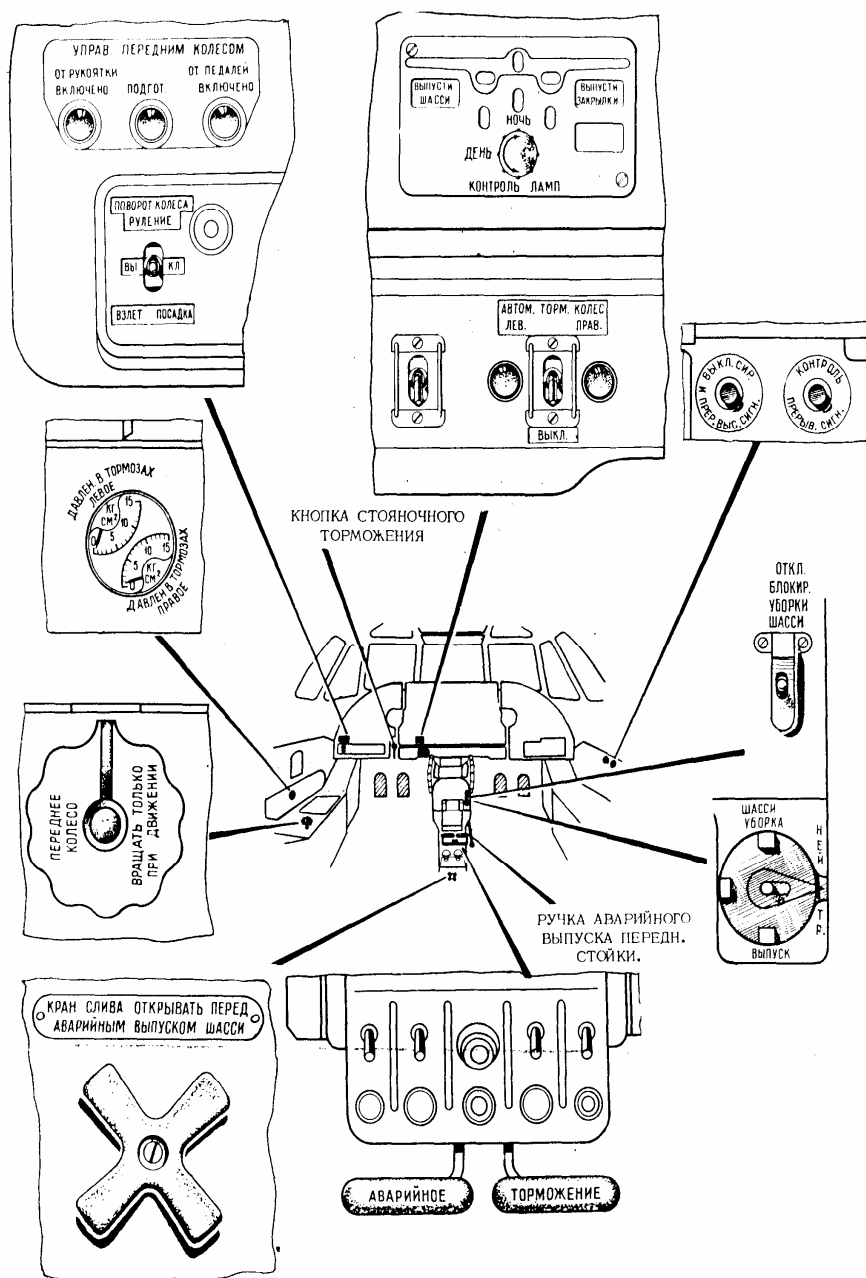
ПРИМЕЧАНИЕ. Давление по указателю "ДАВЛ. В ОСНОВ. СИСТЕМЕ" при уборке (выпуске) шасси понижается до 120 кгс/см^2 затем вновь восстанавливается до исходного.

Уборка шасси в случае отказа системы блокировки уборки шасси (неотключение блокировки в полете)

Если при установке переключателя шасси в положение "УБОРКА" шасси не убирается:
- расконтрить и откинуть планку переключателя "ОТКЛ. БЛОКИР. УБОРКИ ШАССИ";

- нажать выключатель "ОТКЛ. БЛОКИР. УБОРКИ ШАССИ" и удерживать его во включенном положении;
- после загорания красных сигнальных ламп убранного положения шасси необходимо удерживать его во включенном положении еще 5 с, затем отпустить;
- законтрить выключатель фиксирующей планкой;
- установить переключатель "ШАССИ" в нейтральное положение и застопорить фиксатором.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЕСЛИ ПОСЛЕ УКАЗАННЫХ ДЕЙСТВИИ ШАССИ НЕ УБИРАЕТСЯ, ЗАДАНИЕ ПРЕКРАТИТЬ И ПРОИЗВЕСТИ ПОСАДКУ НА АЭРОДРОМЕ ВЗЛЕТА.



26. 2875-7

Рис. 8.6.3. Расположение органов управления и сигнализации шасси в кабине экипажа
Аварийный выпуск шасси

- Для аварийного выпуска шасси при отказе гидросистемы:
- убедиться, что кран "ШАССИ" установлен в положение "НЕЙТР.";
 - отключить автомат защиты "УПР. ШАССИ", расположенный на щите АЗС;
 - открыть кран слива жидкости из гидросистемы, расположенный на центральном пульте внизу;
 - снять с фиксатора и потянуть вверх до упора ручку аварийного выпуска передней опоры шасси (рис. 8.6.4), расположенную на центральном пульте внизу справа, и установить ее на фиксатор открытого положения замка, при этом произойдет выпуск передней опоры шасси и загорится зеленая лампа выпущенного положения;

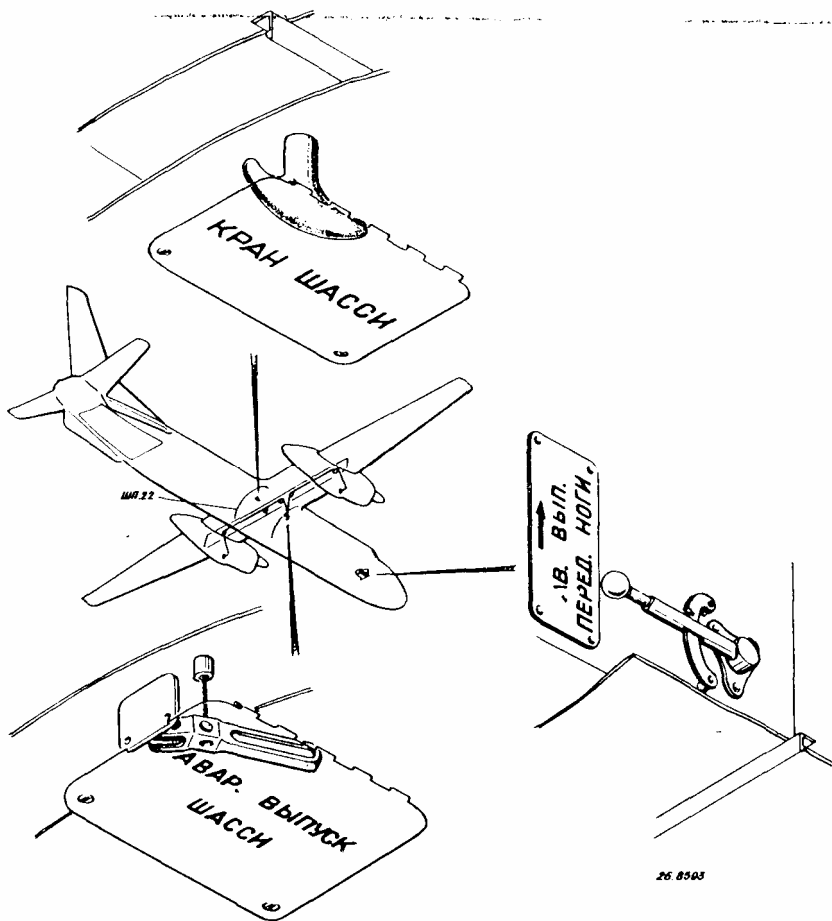


Рис. 8.6.4. Расположение рукояток механического выпуска шасси

- открыть участок панели в грузовой кабине, справа в районе шпангоута № 17. возле трафарета с надписью "КРАН ШАССИ" и опустить вниз до упора рычаг аварийного выпуска основных опор шасси, при этом произойдет выпуск основных опор шасси и загорятся две зеленые лампы выпущенного положения.

Аварийный выпуск шасси производить на скорости не менее 310 км/ч.

Для аварийного выпуска шасси при обесточенном кране шасси:

- открыть участок панели в грузовой кабине, справа между шпангоутами № 21-22, возле трафарета с надписью "АВАР. ВЫПУСК ШАССИ";

- потянуть за рукоятку механического управления золотником крана шасси вниз до упора и удерживать ее до окончания выпуска шасси.

Выпуск шасси произойдет через 4-6 с. Контроль за выпуском шасси осуществлять по загоранию зеленых ламп выпущенного положения шасси.

Система торможения колес

Основное торможение колес

Основное торможение колес осуществляется нажатием тормозных педалей.

Интенсивность торможения зависит от степени нажатия педалей.

Система торможения колес оборудована автоматом растормаживания, который включается выключателем "АВТОМ. ТОРМОЖ. КОЛЁС", расположенным на средней приборной доске летчиков.

Контроль за работой автомата растормаживания колес осуществляется по загоранию желтых сигнальных ламп, которые расположены на средней панели приборной доски рядом с выключателем.

В процессе работы автомата торможения колес мигание желтых ламп "ЛЕВ." и "ПРАВ." указывает на срабатывание инерционных датчиков системы в процессе торможения.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЕСЛИ НА ПРОБЕГЕ ПОСТОЯННО ГОРИТ ХОТЯ БЫ ОДНА ИЗ ЖЕЛТЫХ ЛАМП, сигнализирующих о растормаживании колес, выключить выключатель "АВТОМ. ТОРМОЖ. КОЛЕС"

Аварийное торможение колес

Аварийное торможение колес применяется при неисправности основной системы торможения.

Для торможения нажать на рычаги аварийного торможения колес шасси. Аварийное торможение осуществляется от гидроаккумулятора тормозов, а также от аварийной насосной станции, которая включается автоматически и работа которой контролируется по загоранию желтой сигнальной лампы "АВАР. НАСОС. СТАНЦ." на средней панели приборной доски летчиков, слева, и по показанию указателя манометра "ДАВЛ. В АВАР. СИСТЕМЕ".

Автомат растормаживания колес при аварийном торможении не работает, поэтому резкое применение тормозов (особенно в начале пробега) недопустимо, так как может привести к проскальзыванию колес и разрушению покрышек. Степень торможения колес пропорциональна усилию, прикладываемому к рычагам аварийного торможения. При раздельном торможении колес шасси необходимо нажать на соответствующий рычаг.

Проверку системы торможения колес на стоянке можно осуществлять от системы ручного насоса, для чего:

- установить трехпозиционный кран в положение "ИЗ ГИДРОБАКА", а многопозиционный кран - в положение "К КРАНАМ № 1,2,3 И В АВАР. СИСТЕМУ", открыть дроссель;
- открыть кран включения аварийного давления в основную систему на пульте командира экипажа, создать давление с помощью ручного насоса;
- включить ПО-750, нажать педали и по показанию манометров "ДАВЛ. В ТОРМОЗАХ ЛЕВ." и "ДАВЛ. В ТОРМОЗАХ ПРАВ." на левом пульте летчиков убедиться в наличии давления.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ОДНОВРЕМЕННОЕ ТОРМОЖЕНИЕ КОЛЕС ОТ ОСНОВНОЙ И АВАРИЙНОЙ СИСТЕМ, А ТАКЖЕ ОДНОВРЕМЕННОЕ НАЖАТИЕ ТОРМОЗНЫХ ПЕДАЛЕЙ ОБОИМИ ЛЕТЧИКАМИ НЕ ДОПУСКАЮТСЯ. 2. ЗАТОРМАЖИВАТЬ КОЛЕСА ПЕРЕД ПОСАДКОЙ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

Установка самолета на стояночный тормоз и снятие со стояночного тормоза

Для включения стояночного тормоза:

- нажать до отказа тормозные педали на рабочем месте командира экипажа;
- вытянуть на себя кнопку стояночного торможения под штурвалом командира экипажа;
- освободить педали и убедиться, что они удерживаются защелкой;
- отпустить кнопку.

Для снятия самолета со стояночного тормоза нажать и отпустить тормозные педали на рабочем месте командира экипажа.

Управление поворотом колес носовой опоры шасси

Система управления поворотом колес имеет рулевый и взлетно-посадочный режимы управления. В рулевом режиме поворот колес осуществляется от рукоятки "ПЕРЕДНЕЕ КОЛЕСО", а во взлетно-посадочном режиме - от педалей.

Система управления включается переключателем "ПОВОРОТ КОЛЕСА", установленным на левой панели приборной доски летчиков.

Контроль за включением системы управления осуществляется по сигнальным лампам под трафаретом "УПРАВ. ПЕРЕДНИМ КОЛЕСОМ", установленным на левой панели приборной доски летчиков, слева внизу.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ИСПОЛЬЗОВАТЬ СИСТЕМУ УПРАВЛЕНИЯ ПОВОРОТОМ КОЛЕС ДО НАЧАЛА ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

Рулевое управление

Рулевое управление применяется при рулении самолета. Для управления поворотом колес:

- включить АЗР управления поворотом колес передней опоры шасси;
- установить переключатель "ПОВОРОТ КОЛЕСА" в положение "РУЛЕНИЕ", при этом загорится зеленая лампа "ОТ РУКОЯТКИ ВКЛЮЧЕНО";
- повернуть рукоятку "ПЕРЕДНЕЕ КОЛЕСО" в сторону разворота (влево или вправо).

Максимальный угол поворота переднего колеса составляет $45 \pm 2^\circ$ от нейтрального положения, при этом угол поворота рукоятки "ПЕРЕДНЕЕ КОЛЕСО" должен составлять $\pm 90^\circ$

Поворот колес будет происходить до положения, заданного рукояткой поворота переднего колеса.

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. При установке переключателя "ПОВОРОТ КОЛЕСА" в положение "ВЫКЛ." в случае необходимости можно выполнять руление с применением тормозов.
2. Рулевым управлением разрешается пользоваться до скорости 30 км/ч.

Взлетно посадочное управление

Для управления поворотом колес передней опоры шасси во взлетно-посадочном режиме:

- включить АЗР управления поворотом колес передней опоры шасси;
- установить переключатель "ПОВОРОТ КОЛЕСА" в положение "ВЗЛЕТ - ПОСАДКА", при этом загорится желтая лампа "ПОДГОТ.", а при обжатой передней опоре шасси и зеленая лампа "ОТ ШАЛЕЙ ВКЛЮЧЕНО";
- отклонить педаль в сторону разворота (влево, вправо). Максимальный угол поворота переднего колеса составляет $\pm 10 \pm 1^\circ$ от нейтрального положения.

Выключение взлетно-посадочного режима управления передним колесом осуществляется установкой переключателя "ПОВОРОТ КОЛЕСА" в положение "ВЫКЛ."

ПРИМЕЧАНИЕ. При включении системы управления поворотом передних колес в режим "ВЗЛЕТ - ПОСАДКА" возможны колебания с стрелки указателя "ДАВЛ. В ТОРМОЗАХ".

Управление стеклоочистителем

Для включения стеклоочистителя открыть соответствующий кран "СТЕКЛООЧИСТИТЕЛЬ" (рис. 8.9.2). Скорость движения щетки зависит от степени открытия крана. Для выключения стеклоочистителя закрыть кран "СТЕКЛООЧИСТИТЕЛЬ".

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. работа стеклоочистителя по сухому стеклу запрещается.

2. В момент выпуска шасси возможно кратковременное прекращение работы стеклоочистителей (примерно на 3-4 с).

Управление рампой грузового люка

В полете и на земле осуществляется:

- откат и накат рампы при тактическом и аварийном управлении с рабочего места штурмана (рис. 7.1, 7.2);
- откат и накат рампы при аварийном управлении с электрощитка, расположенного у шпангоута № 33 (рис. 7.4);
- откат рампы при включении аварийного сброса грузов с рабочего места штурмана или командира экипажа (рис. 7.3). Только на земле осуществляется:
- опускание рампы с пульта гидросистемы у шпангоута № 33 при наличии давления в гидроаккумуляторах основной системы;
- опускание и подъем, откат и накат рампы при работе ручным насосом с пульта гидросистемы у шпангоута № 33.

Основное управление рампой грузового люка в полете осуществляется со щитка штурмана переключателем "УПРАВЛЕНИЕ ГРУЗОЛЮКОМ".

Перед управлением рампой грузового люка на земле и в полете убедиться, что: - автоматы защиты группы управления грузовым люком "СИГНАЛ", "ТАКТ.", "АВАР.", группы высотного оборудования "ВЕС. ПОДАЧА ВОЗДУХА СИСТЕМЫ ЛЕВ., ПРАВ.", "АВАР. СБРОС ДАВЛ." и группы шасси и сигнализации "АВАР НАСОСН. СТАНЦ." включены;

- выключатели и переключатели "УПРАВЛЕНИЕ ГРУЗОЛЮКОМ ТАКТИЧ.", "УПРАВЛЕНИЕ ГРУЗОЛЮКОМ АВАР.", "ТАКТИЧЕСКИЙ СБРОС ГРУЗОВ" на рабочем месте штурмана и выключатели аварийного сброса грузов на рабочем месте командира экипажа и штурмана находятся в положении "ОТКЛ."

Тактическое управление рампой грузового люка с рабочего места штурмана

При откате рампы:

- установить переключатель тактического управления рампой грузового люка в положение "ОТКРЫТ", при этом расход воздуха в СКВ (по УРВК) и давление в кабине (по УВПД) падают до нуля, открываются боковые замки и замки порога, гаснет сигнальная лампа закрытого положения грузового люка, включается привод и откатывается рампа. При полностью открытом грузовом люке загорается сигнальная лампа открытого положения грузового люка и отключается привод рампы;
- установить переключатель в положение "ОТКЛ.". при этом включается подача воздуха (по УРВК) и отключается аварийный сброс давления воздуха в кабине (по УВПД). При накате рампы:
- убедиться в отсутствии посторонних предметов в проеме грузового люка;
- установить переключатель тактического управления рампой грузового люка в положение "ЗАКРЫТ", при этом включается привод рампы, гаснет сигнальная лампа открытого положения грузового люка, рампа накатывается до крайнего заднего положения, закрываются боковые замки и замки порога, отключается привод рампы и загорается сигнальная лампа закрытого положения грузового люка;
- установить переключатель в положение "ОТКЛ."

Аварийное управление рампой грузового люка с рабочего места штурмана

При аварийном управлении рампой грузового люка откат и накат осуществляются так же, как и при тактическом управлении рампой грузового люка. Для отката переключатель аварийного управления рампой грузового люка установить в положение "ОТКР.", а для наката - в положение "ЗАКРЫТ". После отката или наката рампы грузового люка переключатель аварийного управления установить в положение "ОТКЛ."

Управление рампой грузового люка с электрощитка, расположенного у шпангоута №33

При управлении рампой грузового люка с электрощитка, расположенного у шпангоута № 33, все АЗС и переключатели установить в такое же положение, как при тактическом и аварийном управлении рампой грузового люка.

При откате рампы:

- нажать и удерживать переключатель управления рампой грузового люка в положении "ОТКАТ", при этом расход воздуха в СКВ (по УРВК) и давление в кабине (по УВПД) падают до нуля, включается аварийная насосная станция, открываются боковые замки и замки порога, гаснет сигнальная лампа закрытого положения грузового люка "ЗАКРЫТИЕ", включается привод и откатывается рампа.

При полностью открытом грузовом люке загорается сигнальная лампа открытого положения грузового люка "ОТКАТ", отключается привод рампы;

- после загорания лампы "ОТКАТ" отпустить переключатель.

При накате рампы грузового люка:

- убедиться в отсутствии посторонних предметов в проеме грузового люка;

- нажать и удерживать переключатель управления рампой грузового люка в положении "ЗАКРЫТИЕ", при этом включается аварийная насосная станция и привод рампы, гаснет сигнальная лампа открытого положения рампы грузового люка "ОТКАТ".

При полном накате рампы закрываются замки порога и боковые замки рампы, отключается аварийная насосная станция и привод рампы, включается сигнальная лампа закрытого положения грузового люка "ЗАКРЫТИЕ";

- после загорания лампы "ЗАКРЫТИЕ" отпустить переключатель.

Для подъема рампы на земле:

- убедиться в отсутствии на рампе и в проеме грузового люка посторонних предметов;

- установить многопозиционный кран на пульте гидросистемы у шпангоута № 33 в положение "К КРАНАМ № 1, 2, 3 И В АВАР. СИСТЕМУ";

- установить рукоятку крана № 1 в положение "ПОДЪЕМ РАМПЫ" (дроссельный кран должен быть открыт);

- нажать и удерживать переключатель на электрощитке у шпангоута № 33 в положении "ЗАКРЫТИЕ", при этом включается аварийная насосная станция, рампа поднимается, защелкиваются замки подвижных рельсов и закрываются боковые замки, затем отключается насосная станция и загорается лампа сигнализации закрытого положения рампы "ЗАКРЫТИЕ", отпустить переключатель управления рампой грузового люка;

- установить рукоятку крана № 1 и многопозиционный кран в положение "НЕЙТРАЛЬНО". Для останова рампы при ее подъеме:

- закрыть дроссельный кран на пульте гидросистемы у шпангоута № 33;

- при достижении требуемого положения рампы отпустить нажимной переключатель управления грузовым люком на электрощитке;

- установить рукоятку крана № 1 в положение "НЕЙТРАЛЬНО".

ПРИМЕЧАНИЕ. При удерживании рампы только гидроцилиндрами подъема максимальная величина нагрузки на рампу не должна превышать 200 кгс.

Откат рампы при включении аварийного сброса грузов с рабочего места штурмана или командира экипажа

При откате рампы:

- установить переключатель аварийного сброса грузов на рабочем месте штурмана или командира экипажа в верхнее положение, при этом происходит откат рампы в той же последовательности, что и при откате рампы при тактическом и аварийном управлении с рабочего места штурмана;

- установить переключатель аварийного сброса грузов в положение "ОТКЛ".

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ВО ВСЕХ СЛУЧАЯХ ТАКТИЧЕСКОГО И АВАРИЙНОГО УПРАВЛЕНИЯ РАМПЫ ГРУЗОВОГО ЛЮКА НАКАТ РАМПЫ ПРОИЗВОДИТЬ НЕ РАНЕЕ ЧЕМ ЧЕРЕЗ 20 С ПОСЛЕ ОКОНЧАНИЯ ОТКАТА.

Управление рампой грузового люка с пульта гидросистемы у шпангоута № 33

Для опускания рампы:

- убедиться, что замки порога закрыты;
- установить рукоятку крана включения ручного насоса в положение "ИЗ ГИДРОБАКА";
- установить рукоятку многопозиционного крана в положение "К КРАНАМ № 1, 2, 3 И В АВАР. СИСТЕМУ";
 - закрыть дроссельный кран;
- установить рукоятку крана № 1 в положение "ПОДЪЕМ РАМПЫ", создать ручным насосом давление;
- установить рукоятку крана № 1 в положение "НЕЙТРАЛЬНО";
- установить рукоятку крана № 3 в положение "ОТКРЫТИЕ БОКОВЫХ ЗАМКОВ" (на самолетах с электрическим управлением боковыми замками предварительно отсоединить рукоятку боковых замков от электропривода);
- установить рукоятку крана № 2 в положение "ОТКРЫТИЕ ЗАМКОВ РЕЛЬСА", открытие замков рельса и боковых замков произойдет от гидроаккумулятора. При отсутствии давления в гидроаккумуляторе открытие замков произвести раздельно ручным насосом (сначала боковых замков, затем замков рельса);
- открывая дроссельный кран, опустить рампу до упора в грунт;
- установить в положение "НЕЙТРАЛЬНО" рукоятки кранов № 2, 3 и многопозиционного крана. Для остановки рампы при опускании закрыть дроссельный кран.

Для подъема рампы:

- убедиться, что боковые замки открыты, посторонние предметы на рампе к в проеме грузового люка отсутствуют и кран включения ручного насоса находится в положении "ИЗ ГИДРОБАКА";
- перевести многопозиционный кран в положение "К КРАНАМ № 1, 2, 3 И В АВАР. СИСТЕМУ";
 - установить рукоятку крана № 1 в положение "ПОДЪЕМ РАМПЫ". Создавая давление в системе, поднять рампу до закрытия замков рельсов и установить рукоятку крана № 1 в положение "НЕЙТРАЛЬНО";
 - установить многопозиционный кран в положение "ЗАКР. БОКОВЫХ ЗАМКОВ И ЗАМКОВ ПОРОГА". Создавая давление в системе, закрыть боковые замки. Закрытие боковых замков осуществляется по контрольным меткам на крюках (метки на крюках в закрытом положении должны выходить за корпус вилок на 3-4,5 мм) и по загоранию лампы сигнализации "ЗАКРЫТ";
- перевести многопозиционный кран в положение "НЕЙТРАЛЬНО" (на самолетах с электрическим управлением боковыми замками подсоединить рукоятку боковых замков к электродвигателю).

Для остановки рампы при подъеме:

- закрыть дроссельный кран;
- прекратить создавать давление ручным насосом;
- установить рукоятку крана № 1 в положение "НЕЙТРАЛЬНО".

Для отката рампы:

- убедиться, что замки боковых подвижных рельсов закрыты;
- установить кран включения ручного насоса в положение "ИЗ ГИДРОБАКА";
- установить многопозиционный кран в положение "К КРАНАМ № 1, 2, 3 И В АВАР. СИСТЕМУ";
- установить рукоятку крана № 3 в положение "ОТКРЫТИЕ БОКОВЫХ ЗАМКОВ" (отсоединить рукоятку боковых замков от электродвигателя на самолетах с электрическим управлением боковыми замками). Создавая давление в системе, открыть боковые замки, затем установить рукоятку крана № 3 в положение "НЕЙТРАЛЬНО";

261

- установить многопозиционный кран в положение "ОТКРЫТИЕ ЗАМКОВ ПОРОГА". Создавая давление в системе, открыть замки;
- установить многопозиционный кран в положение "ОТКАТ РАМПЫ". Создавая давление в системе, произвести откат рампы, затем многопозиционный кран перевести в положение "НЕЙТРАЛЬНО".

Для наката рампы:

- убедиться в отсутствии посторонних предметов на рампе и в проеме грузового люка, убедиться, что замки боковых подвижных рельсов закрыты, боковые замки и замки порога открыты и кран включения ручного насоса находится в положении "ИЗ ГИДРОБАКА";
- установить многопозиционный кран в положение "НАКАТ РАМПЫ". Создавая давление в системе, произвести накат рампы до крайнего заднего положения;
- установить многопозиционный кран в положение "ЗАКР. БОКОВЫХ ЗАМКОВ И ЗАМКОВ ПОРОГА". Создавая давление в системе, закрыть замки порога и боковые замки (подсоединить рукоятку боковых замков к электродвигателю на самолетах с электрическим управлением боковыми замками);
- установить многопозиционный кран в положение "НЕЙТРАЛЬНО", убедиться в закрытии замков порога (по утопанию штырей в обтекатель пороговых замков) и боковых замков (по контрольным меткам на крюках), а также по загоранию сигнальной лампы "ЗАКРЫТИЕ".

Управление аварийным люком экипажа

Для открытия аварийного люка экипажа от основной системы с помощью крана, расположенного на пульте помощника командира экипажа:

- разгерметизировать кабину;

- расстопорить фиксатор, установить рукоятку крана в положение "ОТКРЫТО", при этом створка люка открывается, загорается табло "ДВЕРИ, ЛЮКИ ОТКР." на центральной приборной доске;
- установить рукоятку крана в положение "НЕЙТРАЛЬНО" и застопорить фиксатором. Для закрытия аварийного люка экипажа от основной системы:
- расстопорить фиксатор, установить рукоятку крана в положение "ЗАКРЫТО", при этом закрывается створка люка и гаснет табло "ДВЕРИ, ЛЮКИ ОТКР.";
- установить рукоятку крана в положение "НЕЙТРАЛЬНО" и застопорить фиксатором;
- включить отбор воздуха, загерметизировать кабину.

Для открытия аварийного люка экипажа от аварийной системы:

- разгерметизировать кабину;
- открыть колпачок, установить переключатель управления аварийным люком экипажа на пульте командира экипажа в положение "ОТКРЫТО", при этом открывается створка люка.

Для открытия аварийного люка с помощью ручного насоса около шпангоута № 32:

- разгерметизировать кабину;
- установить многопозиционный кран в положение "К КРАНАМ № 1, 2, 3 И В АВАР. СИСТЕМУ", кран включения ручного насоса - в положение "ИЗ ГИДРОБАКА", открыть дроссель и кран включения аварийного давления в основную систему на пульте командира экипажа, создать давление в системе. Открытие (закрытие) производить в такой же последовательности, как и при открытии (закрытии) аварийного люка экипажа от основной системы.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. АВАРИЙНЫЙ ЛЮК НА ЗЕМЛЕ ОТКРЫВАТЬ ТОЛЬКО С ПОМОЩЬЮ РУЧНОГО НАСОСА.

Аварийное флюгирование винта и останов двигателя от гидросистемы

Для аварийного флюгирования воздушного винта и останова двигателя;

- открыть крышку, прикрывающую ручки кранов флюгирования на среднем пульте;
- рукоятку крана "ЛЕВЫЙ" ("ПРАВЫЙ") повернуть против хода часовой стрелки, потянуть на себя вверх и, повернув еще раз против хода часовой стрелки, установить на упор, при этом прекращается подача топлива в двигатель, двигатель останавливается, а винт переходит во флюгерное положение.

Использование аварийной насосной станции для питания основной гидросистемы

Если насосы основной гидросистемы не работают, для питания основной гидросистемы использовать аварийную насосную станцию, для чего:

- открыть кран кольцевания "КРАН ВКЛЮЧЕНИЯ АВАРИЙН. ДАШ. В ОСНОВН. СИСТ.", расположенный на пульте командира экипажа;
- установить выключатель "АВАР. НАСОС. СТАНЦИЯ", расположенный на центральной части приборной доски летчиков, в верхнее положение, при этом включается аварийная насосная станция и загорается желтая лампа.

Пользоваться аварийными кранами выпуска закрылков и торможения колес можно только при закрытом кране включения аварийного давления в основную систему, так как линия нагнетания аварийной магистрали будет соединена автоматом разгрузки с линией слива рабочей жидкости.

Дозаправка гидробака жидкостью

Дозаправку гидробака жидкостью можно производить с помощью ручного насоса через гидрошланг, расположенный под ручным насосом. Для дозаправки:

- снять заглушку с заправочного шланга и подсоединить к заправочной емкости;
- кран включения ручного насоса установить в положение "ИЗ ЕМКОСТИ";
- многопозиционный кран на панели установить в положение "В ГИДРОБАК".

Качая ручку насоса, произвести дозаправку гидробака.

Контроль уровня жидкости производить по указателю "КОЛИЧЕСТВО ГИДРОСМЕСИ" на панели, включив АЗС "КОЛ. ГИДРОСМЕСИ" на щите АЗС. Если электропитания нет, произвести замер с помощью заправочной линейки на гидробаке.

После заправки гидробака жидкостью:

- установить кран включения ручного насоса в положение "ЗАКРЫТО";
- установить заглушку на заправочный шланг, убрать его под гидронасос и закрыть панель.

8.7. Система кондиционирования воздуха

Общие сведения

Система кондиционирования воздуха (СКВ) (рис. 8.7.1) обеспечивает:

- обогрев (охлаждение) кабины и поддержание в ней заданной температуры;
- вентиляцию кабины с 20-26-кратным в час обменом воздуха;
- автоматическое поддержание заданного закона изменения давления воздуха в кабине (рис. 8.7.2)
- вентиляцию МСК-3М

СКВ оснащена:

- системой автоматического регулирования температуры (САРТ) воздуха в кабине;
- системой автоматического регулирования весовой подачи (АРВП) воздуха;
- системой автоматического регулирования давления воздуха в кабине (САРД).

Проверка перед полетом

Перед включением АЗС убедиться, что органы управления СКВ (рис. 8.7.3) находятся в исходном положении:

- а) на горизонтальной панели пульта помощника командира экипажа:
 - переключатели "УПРАВЛЕНИЕ ПОДАЧЕЙ ВОЗДУХА В КАБИНЫ" - в положении "ЗАКР.";
 - переключатель режимов "РЕГУЛИРОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ В КАБИНАХ" - в положении "АВТОМАТ";
 - на шкале задатчика температуры - значение 20 °С;
- б) на командном приборе АРД:
 - на шкале "НАЧ. ГЕРМЕТ." - значение давления на 45-50 мм рт. ст. ниже аэродромного давления;
 - на шкале "ИЗБЫТ. ДАВЛЕНИЕ" - значение "0,3 кгс/см²", ручка законтрена;
 - на шкале "СКОР. ИЗМЕН." - значение "0,18 мм рт. ст./сек" (или должны совпадать метки на соответствующей ручке и корпусе, при их наличии), ручка законтрена;
 - ручка трехходового крана - в положении "ВКЛЮЧЕН", законтрена и опломбирована;
- в) на правой и центральной панелях приборной доски:
 - на шкале вариометра "СКОРОСТЬ ИЗМЕНЕНИЯ ВЫСОТЫ 3 КАШНЕ" - стрелка на нуле;
 - на указателе УВПД на шкале "ВЫСОТА В КАБИНЕ" - значение, равное высоте аэродрома, а на шкале "ПЕРЕПАД ДАВЛЕНИЙ" - нулевое значение;
 - на указателях расходомеров (УРВК) "ЛЕВЫЙ ДВИГАТЕЛЬ" и "ПРАВЫЙ ДВИГАТЕЛЬ" стрелки в исходном положении;
 - переключатель "АВАР. СБРОС ДАВЛ." - в нижнем положении и закрыт предохранительным колпачком.

После включения АЗС:

- на шкале указателя "t° НАГНЕТ. ВОЗДУХА В КАБИНЕ" стрелки показывают температуру воздуха в трубопроводах;
- на шкале указателя "t ° В ГРУЗОВ. КАБИНЕ" установилось значение температуры в грузовой кабине.

Убедиться, что краны подачи воздуха на остекление в кабине экипажа закрыты, краны обдува ног открыты.

После запуска двигателей включить СКВ, для чего периодическим нажатием переключателей "УПРАВЛЕНИЕ ПОДАЧЕЙ ВОЗДУХА В КАБИНЫ" в положение "ОТКР." довести расход воздуха до 3,5-4,5 ед. по УРВК, а затем установить переключатели в положение "АВТОМАТ." Расход воздуха должен поддерживаться в пределах 3,5-4,5 ед.

ПРИМЕЧАНИЕ. При автоматическом регулировании весовой подачи воздуха допускается кратковременное отклонение расхода воздуха в диапазоне 3-5 ед. по УРВК.

Проверить работу САРТ, для чего:

- установить на задатчике температуры значение на 10-15 °С выше (ниже) температуры воздуха в кабине. Обе стрелки указателя "t ° НАГНЕТ. ВОЗДУХА В КАБИНЫ" должны показывать повышение (понижение) температуры, при этом температура подаваемого воздуха автоматически ограничивается в пределах 5±5 °С и 110±10 °С;

- разбалансировать температуру воздуха, подаваемого левой и правой системами, на 15-20 °С; переключатель режимов установить в положение "АВТОМАТ" и убедиться, что значения температуры в обеих системах выравниваются и дальнейшее изменение температуры происходит синхронно. После проверки для ускорения выхода температурного режима в кабине на заданный:

- установить переключатель режимов "РЕГУЛИРОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ В КАБИНАХ" в положение "РУЧНОЕ";

- нажатием переключателей "РУЧНОЕ ЛЕВ. СИСТЕМА ПРАВ." в положение "ТЕПЛО" или "ХОЛОД" довести температуру воздуха по указателю "t ° НАГНЕТ. ВОЗДУХА В КАБИНЫ" до 110±10 °С при разогреве и до 5±3 °С при охлаждении;

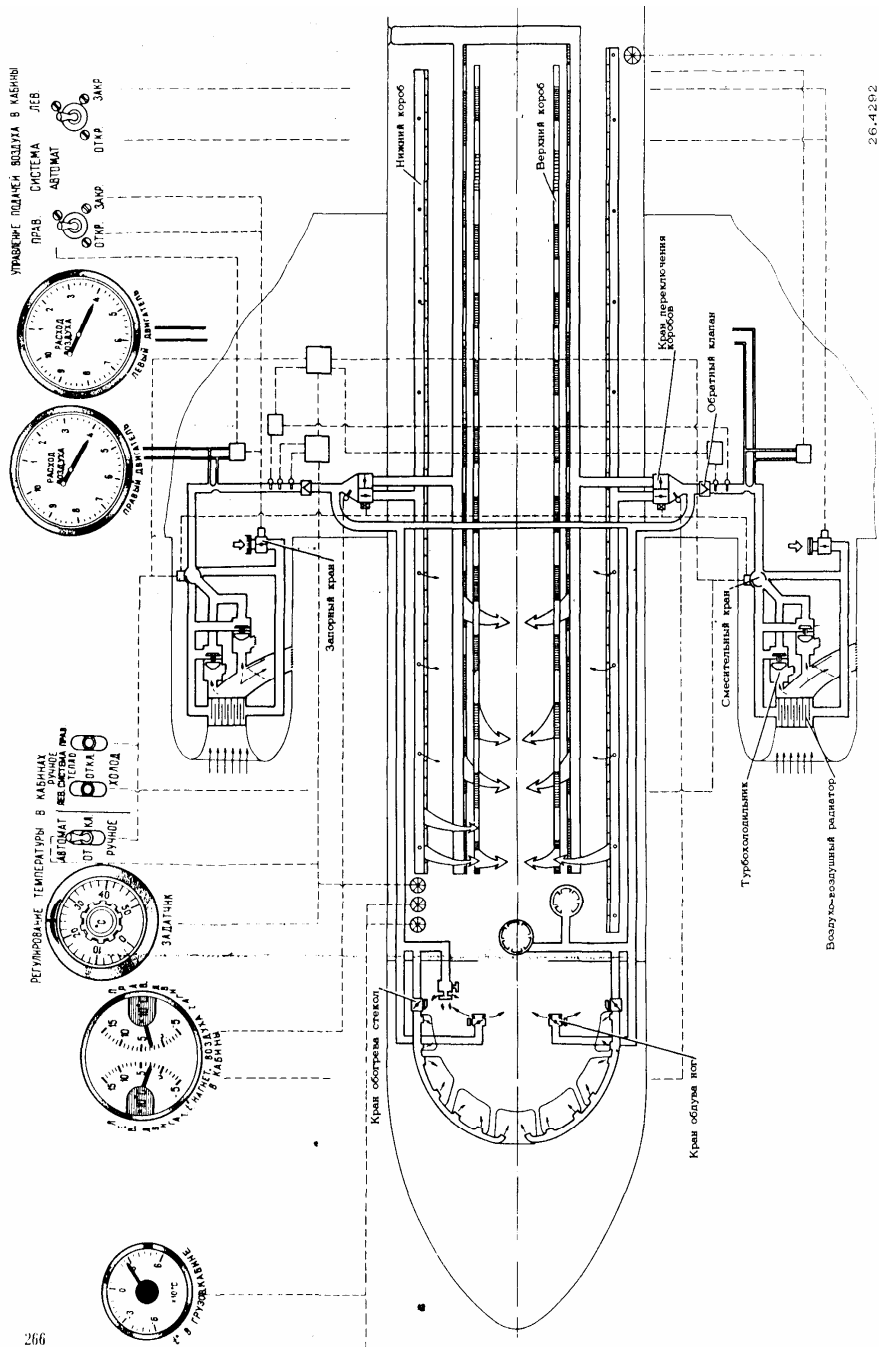
- установить переключатель режимов "РЕГУЛИРОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ В КАБИНАХ" в положение "АВТОМАТ", задатчик температур - в положение 20 °С.

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. Для исключения случаев заброса температуры выше +120 °С или ниже 0 °С в диапазонах температур 70-90 °С или 20-0 °С по указателю "t ° НАГНЕТ. ВОЗДУХА В КАБИНЫ" нажать переключатели "РУЧНОЕ" в положение "ТЕПЛО" или "ХОЛОД" импульсами по 2-3 с с интервалами 8-10 с.

2. При прогреве (или охлаждении) кабины возможны кратковременные (не более 2 мин) забросы температуры подаваемого воздуха до +140 °С (до -20 °С).

Проверить работу АРД, для чего:

- убедиться, что входные двери, люки и форточки закрыты;
- установить на шкале "НАЧ. ГЕРМЕТ." давление на 45-50 мм рт. ст. выше аэродромного, кабина должна загерметизироваться и перепад давления по УВПД должен увеличиться до 0,05-0,07 кгс/см²;
- установить на шкале "НАЧ. ГЕРМЕТ." давление на 45-50 мм рт. ст. ниже аэродромного, кабина должна разгерметизироваться;
- убедиться, что скорость изменения "высоты" в кабине составляет 2-4 м/с по вариометру.



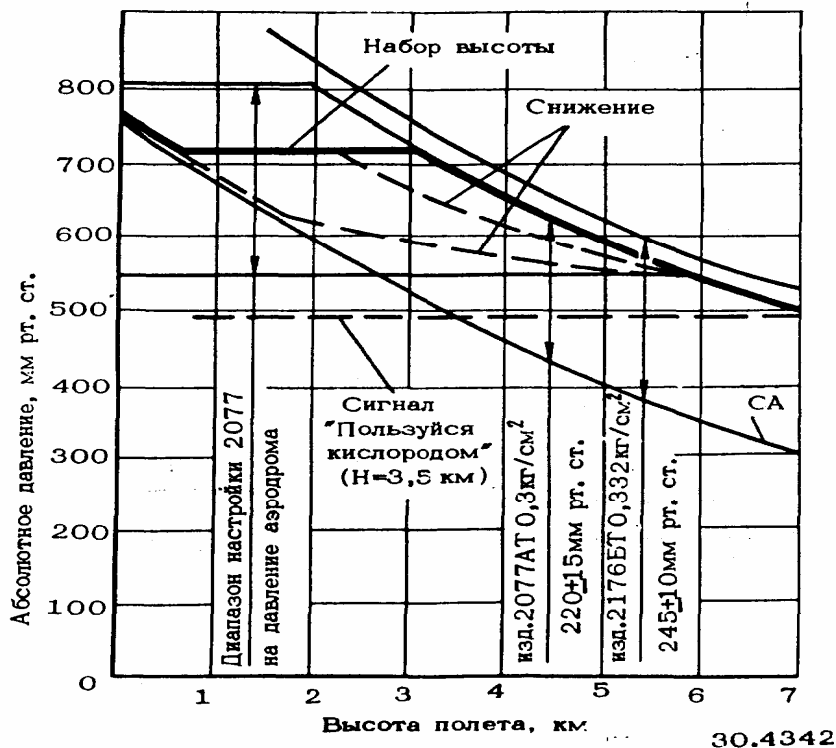


Рис. 8.7.2. График изменения давления в кабине

Эксплуатация СКВ в полете

ПРИМЕЧАНИЕ. Допускается работа СКВ на рулении. Перед взлетом выключить отбор воздуха от двигателей, для чего переключатель "УПРАВЛЕНИЕ ПОДАЧЕЙ ВОЗДУХА В КАБИНЫ" установить в положение "ЗАКР.", не меняя положения переключателей регулирования температуры.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ОТБОР ВОЗДУХА ОТ ДВИГАТЕЛЕЙ НА СКВ НА ВЗЛЕТНОМ РЕЖИМЕ ЗАПРЕЩАЕТСЯ

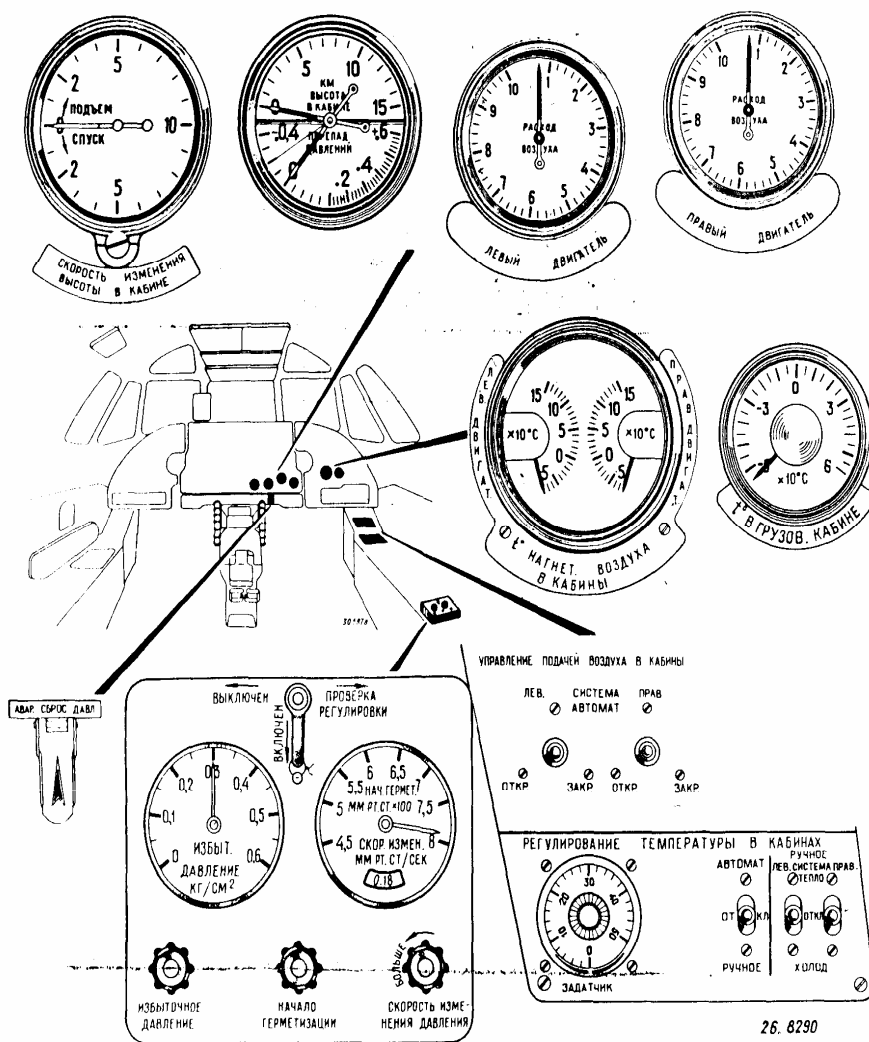


Рис. 8.7.3. Расположение органов управления и приборов контроля СКВ в кабине экипажа.

После взлета и перевода двигателей на режим ниже взлетного включить СКВ, для чего, периодически нажимая переключатели "УПРАВЛЕНИЕ ПОДАЧЕЙ ВОЗДУХА В КАБИНЫ" в положение "ОТКР.", довести расход воздуха до 3,5-4,5 ед. по УРВК и установить переключатель в положение "АВТОМАТ" (расход воздуха должен поддерживаться в пределах 3,5-4,5 ед.).

Температура подаваемого воздуха по указателю "t° НАГНЕТ. ВОЗДУХА В КАБИНЫ" должна находиться в пределах от 0 до +120 °С. Температуру воздуха в кабинах контролировать по указателю "t° В ГРУЗ. КАБИНЕ". При расхождении температуры на задатчике и на указателе не более 6 °С температуру в кабинах разрешается корректировать задатчиком температуры до необходимой (по указателю).

При запотевании остекления фонаря кабины экипажа включить подачу воздуха на остекление. Температуру у рабочих мест членов экипажа регулировать изменением подачи воздуха с помощью кранов обдува ног и кранов обогрева остекления фонаря.

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. При отказе АРВП кратковременными нажатиями переключателей "УПРАВЛЕНИЕ ПОДАЧЕЙ ВОЗДУХА В КАБИНЫ" в положение "ОТКР." или "ЗАКР." поддерживать расход воздуха 3,5-4,5 ед. по УРВК.

2. При отказе АРТ переключатель режимов "РЕГУЛИРОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ В КАБИНАХ" установить в положение "РУЧНОЕ" и нажатием переключателей ручного регулирования температуры в положение "ТЕПЛО" или "ХОЛОД" поддерживать необходимую температуру в кабинах. Не допускать, чтобы температура подаваемого воздуха выходила за пределы 2-120°С.

Эксплуатация СКВ в особых случаях в полете

1. При появлении дыма и запаха гари из системы кондиционирования перейти на питание чистым кислородом и выключить систему СКВ. Высота полета с выключенной системой не должна превышать 4000 м.
2. На время включения ПОС, а также при отказе двигателя уменьшить расход воздуха до 2 ед. по УРВК.

3. В случае необходимости аварийной разгерметизации кабин (пожар в воздухе, покидание самолета в воздухе и др.) переключатель "АВАР. СБРОС ДАВЛЕНИЯ" установить в положение "ВКЛ."

Эксплуатация САРД в полете

1. По вариометру контролировать скорость изменения "высоты" в кабине:

- при наборе высоты с увеличением перепада давлений по УВПД до значения $0,3 \text{ кгс/см}^2$ вариометр показывает нулевое значение;

- при перепаде давления $0,3 \text{ кгс/см}^2$ показание вариометра зависит от вертикальной скорости самолета и может изменяться в пределах от 0 до 4 м/с;

- при снижении вариометр показывает спуск (в пределах 2-4 м/с) до достижения в кабине установленного на задатчике давления аэродрома или до высоты выравнивания давления с атмосферным, после чего его показания будут соответствовать показаниям самолетного вариометра.

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. Для уменьшения времени разгерметизации кабины при экстренном снижении установить на шкале "СКОР. ИЗМЕН." командного прибора значение "0,5 мм рт. ст./сек", предварительно расконтрив ручку "СКОРОСТЬ ИЗМЕНЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ".

2. При возникновении обратного перепада давления $0,04 \text{ кгс/см}^2$ уменьшить скорость снижения или вручную увеличить расход воздуха до 5 ед. по УРВК.

2. По указателю УВПД контролировать "высоту" в кабине и перепад давлений:

- при наборе высоты перепад давлений постепенно увеличится до $0,3+0,02 \text{ кгс/см}^2$ а "высота" в кабине до достижения перепада давлений $0,3+0,02 \text{ кгс/см}^2$ сохраняется постоянной и соответствует высоте давления, установленного на шкале "НАЧ. ГЕРМЕТ.";

- при дальнейшем наборе высоты перепад давления сохраняется постоянным, а "высота" в кабине увеличивается и на высоте 6000 м достигает 2200-2400 м.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ПОВЫШЕНИИ ИЗБЫТОЧНОГО ДАВЛЕНИЯ ДО $0,35 \text{ кгс/см}^2$ ПО УВПД ВКЛЮЧИТЬ АВАРИЙНЫЙ СБРОС ДАВЛЕНИЯ, ПЕРЕЙТИ НА КИСЛОРОДНОЕ ПИТАНИЕ И СНИЗИТЬСЯ ДО ВЫСОТЫ 3500-4000 м.

ПРИМЕЧАНИЕ. При незначительных отклонениях перепада давлений (по УВПД) от заданного (не более чем на $\pm 0,2 \text{ кгс/см}^2$) разрешается ручку "ИЗБЫТОЧНОЕ ДАВЛЕНИЕ" повернуть на один-два зубца с перемещением стрелки по шкале "ИЗБЫТ. ДАВЛЕНИЕ" в пределах ширины риски значения "0,3".

Перед снижением установить на задатчике "НАЧ. ГЕРМЕТ." значение барометрического давления аэродрома посадки. При снижении "высота" в кабине уменьшается до значения, соответствующего давлению, установленному на задатчике, а перепад давления плавно уменьшается до нуля.

Перед посадкой на высоте 200-150 м выключить СКВ, для чего переключатели "УПРАВЛЕНИЕ ПОДАЧЕЙ ВОЗДУХА В КАБИНЫ" установить в положение "ЗАКР." и по указателям расходомеров "ЛЕВЫЙ ДВИГАТЕЛЬ", "ПРАВЫЙ ДВИГАТЕЛЬ" убедиться, что краны отбора воздуха от двигателей закрылись.

ПРИМЕЧАНИЕ. В случае запотевания остекления кабины летчиков при посадке самолета разрешается отбор воздуха на СКВ до I ед. по УРВК.

После посадки:

- если в кабине имеется избыточное давление по УВД, включить аварийный сброс давления или открыть форточку;

- все органы управления СКВ установить в исходное положение.

Вентиляция МСК-3М

Вентиляция морских спасательных костюмов МСК-3М обеспечивается при помощи двух вентиляторов ДВ-1КМ, подающих воздух из грузовой кабины и от системы СКВ самолета.

Температура подаваемого воздуха регулируется соотношением расходов воздуха из кабины и от СКВ при помощи нажимного переключателя "ИЗ КАБ. - ОТ СКВ". Рабочий диапазон температуры подаваемого воздуха от $+10$ до $+80^\circ\text{C}$.

Расход воздуха, подаваемого в каждый костюм, регулируется с помощью ручных распределителей воздуха, установленных на каждом рабочем месте.

Костюмы МСК-3М подсоединены к распылителям воздуха шлангами, имеющими легкоразъемные муфты.

Для включения вентиляции МСК-3М необходимо:

- подсоединить МСК-3М к шлангам;
- убедиться, что рукоятки ручных распределителей находятся в закрытом положении;
- установить переключатели "ВЕНТИЛЯТОРЫ" в положения "1" и "2";
- отрегулировать температуру подаваемого воздуха в пределах рабочего диапазона при помощи нажимного переключателя "ИЗ КАБ. - ОТ СКВ";
- отрегулировать расход воздуха, подаваемого в костюмы, при помощи ручных распределителей.

ПРИМЕЧАНИЕ. При температуре воздуха в кабине более +10 °С разрешается включать вентиляцию МСК-3М до запуска двигателей и включения СКВ при подаче воздуха из кабины, для чего перед включением вентиляции необходимо на 30-40 с нажать переключатель "ИЗ КАБ. - ОТ СКВ" в положение "ИЗ КАБ."

После полета закрыть подачу воздуха в костюмы МСК-3М и выключить вентиляторы ДВ-1КМ.

8.8. Кислородное оборудование

Общие сведения

Кислородное оборудование, установленное на самолете, предназначено для обеспечения питания кислородом членов экипажа, десантников, раненых или расчета, сопровождающего груз.

В кабине экипажа установлено пять комплектов кислородных приборов индивидуального пользования КП-24М, в грузовой кабине - два комплекта кислородных приборов коллективного пользования КП-56.

Кислород размещен на самолете в четырех шаровых унифицированных кислородных баллонах емкостью по 25 л с рабочим давлением 150 кгс/см².

Схема кислородной системы показана на рис. 8.8.1.

Расчет запаса кислорода

Расчет запаса кислорода на полет производится штурманом совместно с инженером по авиационному оборудованию при составлении инженерно-штурманского расчета полета (при работе автономно - с борттехником) по формуле:

$$Q_{\text{н}} = \frac{n1 \times t1 \times q1 + n2 \times t2 \times q2}{K};$$

Где:

- Q - необходимое количество кислорода, л;
- n1 - число членов экипажа самолета;
- q1 - расход кислорода на одного члена экипажа (для комплекта прибора КП-24М q1 = 5 л/мин);
- n2 - количество людей, перевозимых в грузовой кабине;
- q2 - расход кислорода на одного человека, питающегося от прибора КП-56 в разгерметизированной кабине, л/мин;
- t1 - продолжительность питания кислородом членов экипажа, мин;
- t2 - продолжительность питания кислородом сопровождающих, мин;
- K=0,8 - поправочный коэффициент, учитывающий неиспользуемый кислород.

ПРИМЕЧАНИЕ. Количество, кислорода, расходуемого в полете, определяется из условий: 50 % питания кислородом в загерметизированной кабине и 50 % в разгерметизированной

Расход кислорода q2 в зависимости от "высоты" в разгерметизированной кабине определяется по табл. 8.8.1.

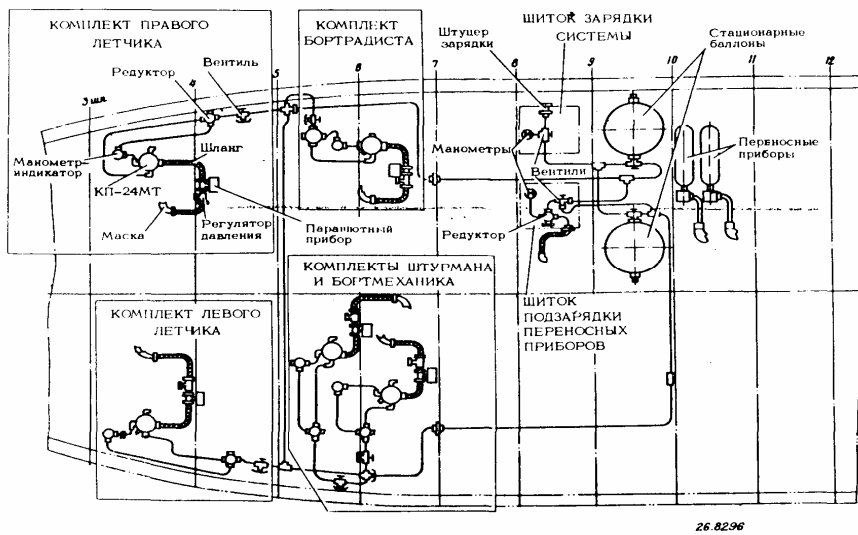


Рис. 8.8.1. Схема кислородной системы

Количество кислорода на самолете определяется по формуле $Q = nPV$ где: Q - общий запас кислорода;
 n - количество баллонов;
 P - давление в баллонах, кгс/см²;
 V - объем одного баллона, л.

Таблица 8.8.1

"Высота" в кабине, м	0	2000	4000	6000	8000
Средний расход кислорода, л/мий	0	1	2,1	3,5	4,7

Проверка перед полетом

Перед полетом помощник командира экипажа обязан принять доклад от бортехника об исправности кислородного оборудования и заправке кислородных баллонов, а также проверить давление кислорода в бортовой системе по манометру МК-12М, установленному на зарядном щитке, и по одному из манометров-индикаторов ИК-18Н, которые имеются на рабочих местах (давление должно быть 135-150 кгс/см²).

Проверка в кабине экипажа

Члены экипажа на рабочих местах обязаны:

1. Проверить правильность установки и надежность крепления парашютного кислородного прибора КП-23 в кармане ранца парашюта.
2. Проверить давление кислорода в парашютном приборе КП-23 (давление должно быть 135-150 (кгс/см²). Убедиться в наличии контровки и в том, что шпильки разъединителя не имеют изгибов и заправлены в кольцевой вырез переключателя.
3. Присоединить шланг с разъединителем парашютного кислородного прибора к шлангу бортового кислородного прибора КП-24М, а карабин разъединителя прибора КП-23 к цепочке, закрепленной на кресле.
4. Проверить герметичность кислородной системы под давлением на участке от бортового вентиля КВ-2МС до прибора КП-24М, для чего открыть, вентиль и, после того как манометр покажет давление 135-150 кгс/см² закрыть вентиль, при этом давление кислорода не должно падать в течение минуты.
5. Проверить герметичность комплекта кислородного прибора КП-24М при разрежении, для чего:
 - надеть и подогнать кислородную маску КМ-32. Затем, пережав гофрированный шланг маски, попытаться произвести вдох; если вдох сделать невозможно, маска подогнана правильно;
 - присоединить гофрированный шланг и трубку подпора кислородной маски к регулятору давления РД-24Б, при этом необходимо следить за тем, чтобы трубка подпора не перекручивалась;
 - установить рукоятку автомата подсоса воздуха прибора КП-24М в положение "ЗАКРЫТО" и произвести несколько вдохов; если после стравливания остатка кислорода вдох сделать невозможно, комплект герметичен.
6. Проверить работоспособность комплекта кислородного прибора КП-24М. для чего открыть кислородный вентиль и убедиться, что давление кислорода равно 135-150 кгс/см² (рукоятка аварийной подачи должна

находиться в положении "ЗАКРЫТО", маховичок создания избыточного давления должен быть завернут по ходу часовой стрелки до отказа).

Затем произвести несколько вдохов и выдохов при закрытом и открытом автомате подсоса воздуха. При нормальной работе комплекта дыхание должно быть свободным, а сегменты индикатора кислорода ИК-18Н должны при вдохе расходиться, а при выдохе сходиться.

7. Проверить включение аварийной подачи кислорода, для чего установить рукоятку включения аварийной подачи в положение "ОТКРЫТО" и убедиться в поступлении кислорода в маску, после чего рукоятку установить в положение "ЗАКРЫТО", истечение кислорода должно прекратиться.

8. Проверить положение рукояток на приборе КП-24М:

- рукоятка аварийного подсоса воздуха должна находиться в положении "СМЕСЬ";
- рукоятка включения аварийной подачи - в положении "ЗАКРЫТО";
- маховичок создания избыточного давления должен быть завернут по ходу часовой стрелки до отказа.

Проверка в грузовой кабине

При подготовке к полёту на десантирование или перевозку раненых бортехник обязан:

- открыть вентиль КВ-2МС на щитке кислородных приборов и проверить давление по манометру МК-12М (давление должно быть 135-150 кгс/см²);

- проверить работу индикаторов, расположенных в шлангах масок КМ-15И, и индивидуальных точек (ИТ) каждого прибора КП-56, для чего маховичком редуктора КР-56 (аварийной подачи кислорода) установить по манометру МК-6 давление в системе 1 кгс/см². Затем, присоединяя поочередно каждую маску к соответствующей точке питания, проверить работу индикатора. Если точка питания и индикатор исправны, поплавков индикатора должен находиться в средней части индикатора (по длине). Не отсоединяя маску от последней проверяемой ИТ, завернуть маховичок редуктора КР-56 по ходу часовой стрелки до отказа, при этом давление в системе, контролируемое по манометру МК-6, должно упасть до нуля.

Если стационарное кислородное оборудование в грузовой кабине снято и установлены переносные кислородные приборы КП-21 с баллонами КБ-2, при подготовке к полету бортехник обязан:

- открыть вентиль на приборе КП-21 и по манометру убедиться, что давление в баллоне не 27-30 кгс/см². Если давление меньше 27 кгс/см² дозарядить баллоны от бортовой кислородной системы;

- надеть кислородную маску КМ-15И и соединить ее с выходным штуцером прибора КП-21; открыть вентиль аварийной подачи, при этом поплавок индикатора маски должен находиться в средней части индикатора (по длине).

Эксплуатация в полете

В кабине экипажа

Питание кислородом необходимо при полетах на высоте более 4000 м, причем -одному из летчиков, пилотирующему самолет, питаться кислородом, начиная с взлета. Остальные члены экипажа питаются кислородом по команде командира экипажа или при необходимости.

В полете всем членам экипажа необходимо периодически контролировать давление кислорода в системе по манометру (должно быть 30-150 кгс/см²), а также подачу кислорода легочным автоматом (по сегментам индикатора кислорода).

ПРИМЕЧАНИЕ. При работе прибора с открытым автоматом подсоса воздуха на "высотах" в кабине от 0 до 2000 м сегменты индикатора могут расходиться недостаточно четко, так как на этих "высотах" кислород в маску практически не подается.

При полете в облаке пассивных радиолокационных помех, ОВ, РВ, и БС, а также при появлении дыма в кабине всем членам экипажа необходимо перейти на дыхание чистым кислородом, для чего рукоятку автомата подсоса воздуха на кислородном приборе КП-24М установить в положение 100 % O₂

При ненормальной работе комплекта кислородного прибора КП-24М (ощущается недостаток кислорода, большое сопротивление на вдохе) или ухудшении самочувствия включить аварийную подачу кислорода, для чего рукоятку включения аварийной подачи кислорода установить в положение "ОТКРЫТО". При этом усилить контроль за запасом кислорода, так как расход кислорода увеличивается в 2-3 раза.

При снижении давления кислорода в системе до 30 кгс/см² командир экипажа должен снизить самолет до безопасной высоты (менее 4000 м).

ПРИМЕЧАНИЕ. Перед снятием маски с лица необходимо сделать резкий выдох для предотвращения

утечки кислорода из прибора.

В грузовой кабине

Кислородным оборудованием необходимо пользоваться в полетах при "высотах" в кабине более 4000 м (раненные могут пользоваться кислородом на "высотах" менее 4000 м). Кислородные маски должны быть заранее подогнаны. Маски надеваются по команде сопровождающего.

ПРИМЕЧАНИЕ. Сопровождающие, находящиеся в грузовой кабине, должны быть перед полетом проинструктированы борттехником о порядке пользования кислородом в полете.

В полете необходимо периодически проверять поступление кислорода по положению поплавка индикатора в шланге маски КМ-15И.

Командир сопровождающих обязан в полете периодически контролировать:

- давление кислорода в системе по манометру МК-12М, расположенному на щитке кислородных приборов; при уменьшении давления в кислородной системе до 30 кгс/см² доложить об этом командиру экипажа;
- давление на выходе приборов КП-56 по манометрам МК-6, которое должно соответствовать значениям, приведенным в таблице на щитке кислородных приборов; если давление на выходе какого-либо прибора не соответствует значению, указанному в таблице, доложить об этом командиру экипажа.

При использовании переносных кислородных приборов КП-21, устанавливаемых в грузовой кабине взамен стационарного кислородного оборудования, необходимо следить за давлением кислорода в баллоне и при уменьшении давления до 6 кгс/см² дозарядить баллон от бортовой кислородной системы. При ухудшении самочувствия включить аварийную подачу кислорода, для чего повернуть маховичок вентиля аварийной подачи кислорода в направлении стрелки.

Возможные неисправности и действия экипажа.

Признаки отказа	Действия экипажа
Прекратилась подача кислорода в маски, при этом: 1. Сегменты индикатора потока кислорода не реагируют на вдох и выдох (отказал прибор КП-24М).	Включить аварийную подачу кислорода, установив рукоятку аварийной подачи на приборе в положение "ОТКРЫТО".
2. Давление за прибором КП-56 резко упало (отказал прибор КП-56).	Установить редуктором аварийной подачи кислорода давление за прибором КП-56, указанное в таблице на пульте, в зависимости от высоты полета. Доложить о неисправности командиру экипажа.
3. Резко упало давление кислорода по манометру ИК-18Н хотя бы у одного из членов экипажа (повреждена кислородная система).	Включить парашютный кислородный прибор КП-23. Доложить о неисправности командиру экипажа. Командир экипажа обязан снизить самолет до высоты 4000 м (запас кислорода в приборе КП-23 достаточен на 13-15 мин).

8.9. Противообледенительная система

Общие сведения

Защита самолета от обледенения обеспечивается воздушно-тепловой и электротепловой ПОС.

С помощью воздушно-тепловой системы (рис. 8.9.1) защищаются:

- носки крыла и хвостового оперения;

- носки воздухозаборников двигателей АИ-24ВТ и РУ19А-300;
- входные направляющие аппараты (ВНА) двигателей;
- воздухозаборники маслорадиаторов и воздухо-воздушных радиаторов. Горячий воздух в систему подается от десятой ступени компрессора каждого двигателя АИ-24ВТ.

С помощью электротепловой системы защищаются:

- воздушные винты и их обтекатели;
- смотровые стекла летчиков;
- приемники статического и полного давлений воздуха;
- датчики сигнализаторов обледенения РИО-3, СО-4АМ.

Нагревательные элементы приемников полного и статического давлений воздуха питаются постоянным током напряжением 27 В, а лопастей винтов и их обтекателей - переменным током напряжением 115 В 400 Гц.

Питание нагревательных элементов смотровых стекол осуществляется переменным током, величина напряжения для каждого стекла указывается в паспорте.

Жидкостная система используется для защиты от обледенения блистера штурмана. В качестве противообледенительной жидкости в системе используется спирт-ректификат гидролизный, который подается насосом на переднюю часть блистера из бака емкостью 2,7 л.

Управление ПОС и контроль за ее работой осуществляются с правой панели приборной доски и с правого пульта летчиков (рис. 8.9.2).

Проверка перед полетом

Включить все АЗС и АЗР ПОС (группа "ПРОТИВООБЛЕДЕНЕНИЕ И ОБОГРЕВ"), а также АЗС " t° МАСЛА ДВИГ. ЛЕВ., ПРАВ." (группа "ДВИГАТЕЛИ"). При этом на приборной доске загорятся сигнальные табло "ОТКАЗ ПВД-7 ЛЕВ." и "ОТКАЗ ПВД-7 ПРАВ. ПВД-1"

Работы по проверке ПОС разделяются на выполняемые до запуска и после запуска двигателей.

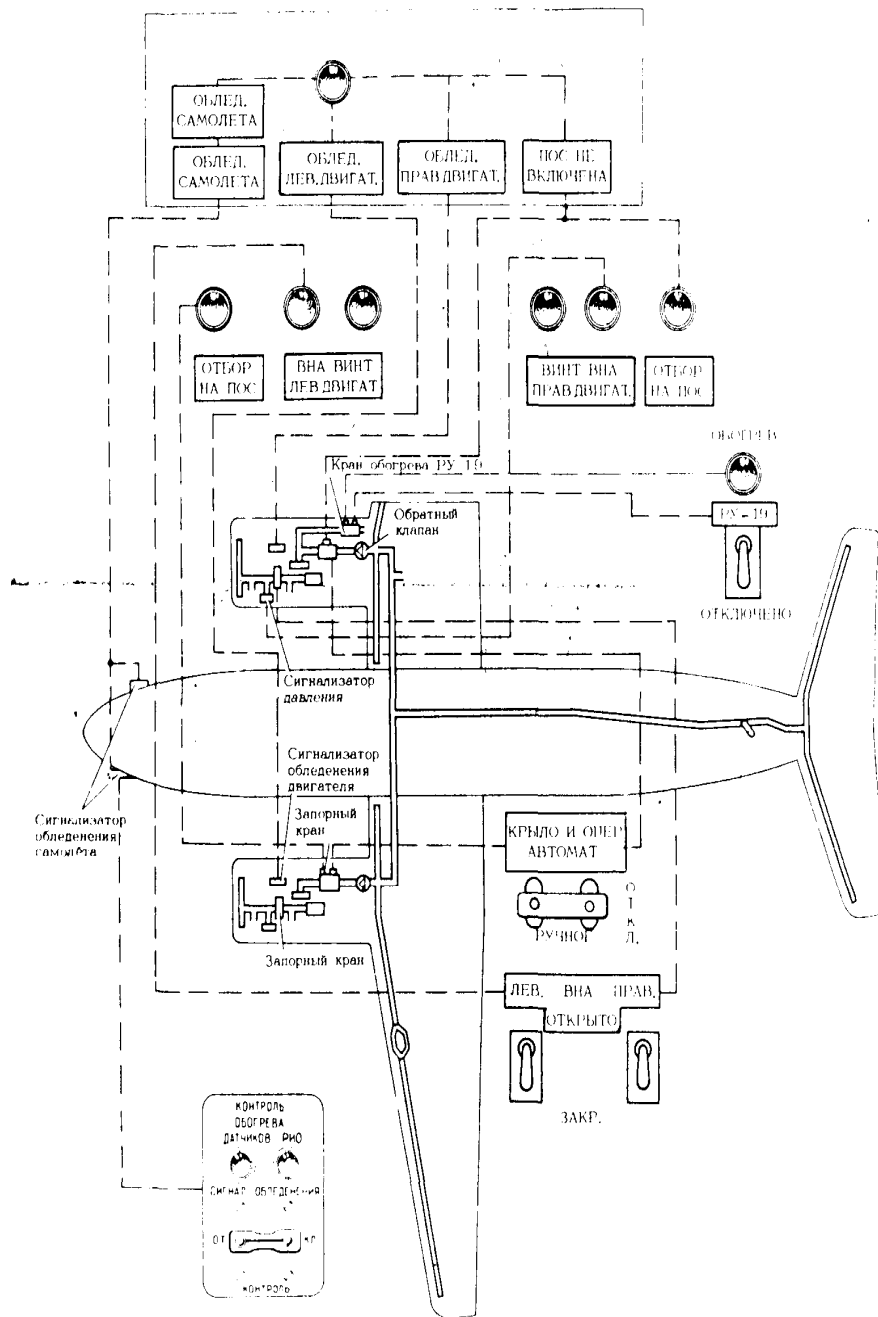


Рис.8.9.1. Схема

ПОС, органы управления,
сигнализация.

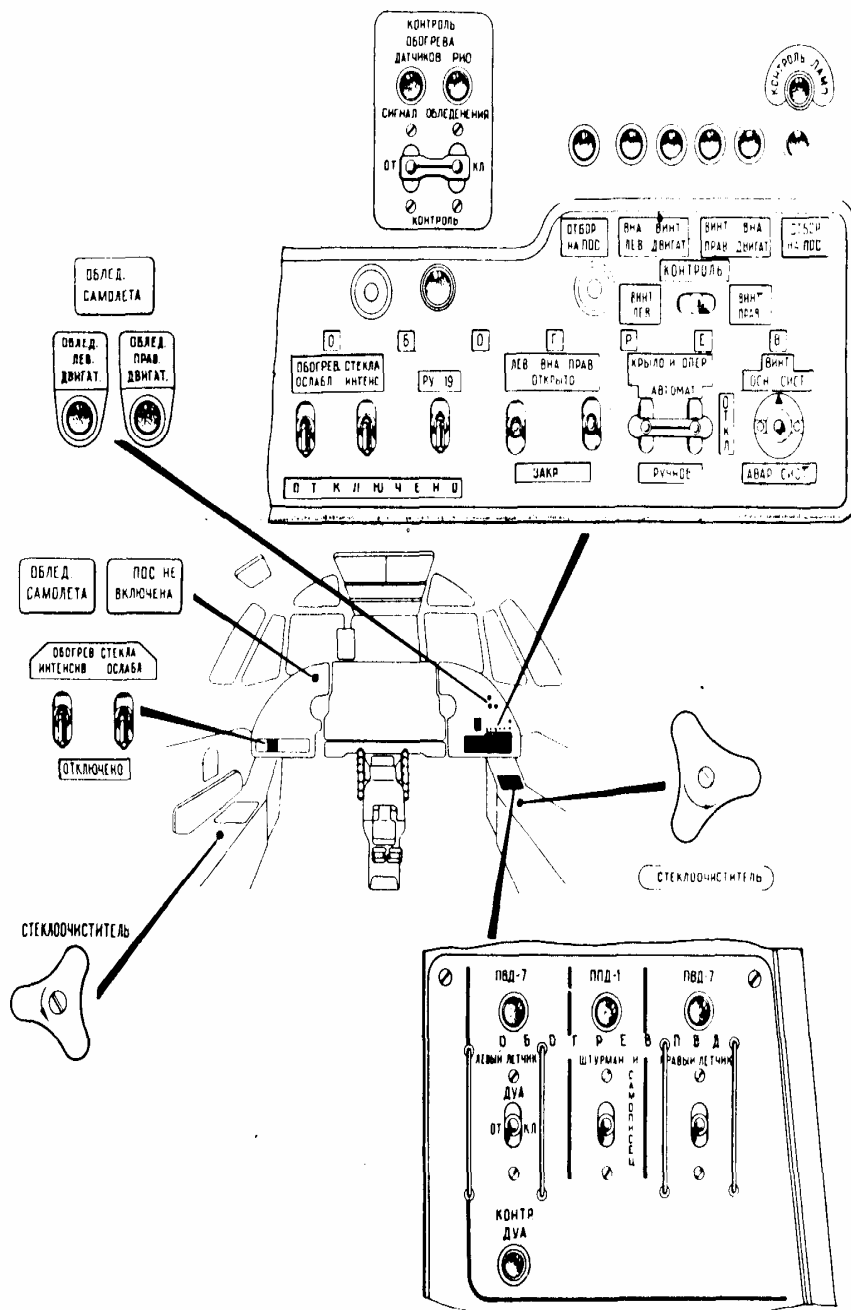


Рис. 8.9.2. Расположение органов управления и сигнализации
ПОС в кабине экипажа

Проверка ПОС. выполняемая до запуска двигателя при подключенных на борт аэродромных источниках электроэнергии

Проверка обогрева ПВД.

Для проверки:

- установить переключатели "ЛЕВЫЙ ЛЕТЧИК - ДУА", "ШТУРМАН И САМОПИСЕЦ", "ПРАВЫЙ ЛЕТЧИК" в верхнее положение. При исправной системе должны погаснуть световые табло "ОТКАЗ ПВД -7 ЛЕВ.", "ОТКАЗ ПВД-7 ПРАВ. ППД-1" и загореться три зеленые лампы "ОБОГРЕВ ПВД". Если система обогрева какого-либо приемника неисправна, соответствующая зеленая лампа не загорается, а будет гореть табло отказа;
- выключить систему обогрева приемников ПВД. установив переключатели "ШТУРМАН И САМОПИСЕЦ" и "ПРАВЫЙ ЛЕТЧИК" в нижнее положение, а переключатель "ЛЕВЫЙ ЛЕТЧИК - ДУА" - в положение "ОТКЛ." При этом лампы "ОБОГРЕВ ПВД" должны погаснуть, а табло "ОТКАЗ ПВД-7 ЛЕВ." и "ОТКАЗ ПВД-7 ПРАВ. ППД-1"- загореться.

Проверка сигнализации работы ПОС

Для проверки:

- нажать кнопку "КОНТРОЛЬ ЛАМП ПОС", при этом загорятся табло "ОБЛЕД. САМОЛЕТА", "ПОС НЕ ВКЛ." и лампы "ОБЛЕД. ЛЕВ. ДВИГАТ.", "ОБЛЕД. ПРАВ. ДВИГАТ.", "ВНА ЛЕВ. ДВИГАТ.", "ВНА ПРАВ. ДВИГАТ.", "ОТБОР НА ПОС";

- отпустить кнопку - табло и лампы погаснут.

Проверка системы автоматического управления ПОС, сигнализации РИО-3 и СО-4М.

Для проверки РИО-3 и системы автоматического управления ПОС:

- убедиться по вольтметрам в наличии питания по переменному току напряжением Т 15 В и постоянному току напряжением 27 В;

- установить спаренный переключатель "СИГНАЛ ОБЛЕДЕНЕНИЯ - КОНТРОЛЬ" в положение "КОНТРОЛЬ", а переключатель "ОБОГРЕВ" "КРЫЛО и ОПЕР." в положение "АВТОМАТ";

- через 3 мин дать команду связному надеть защитный кожух на штырь правого датчика РИО-3; при этом не позже чем через 15 с загораются соответствующая лампа "КОНТРОЛЬ ОБОГРЕВА ДАТЧИКОВ РИО". табло "ОБЛЕД. САМОЛЕТА" и табло "ПОС НЕ ВКЛ." (мигает), и через 30-40 с загораются лампы "ОТБОР НА ПОС";

- дать команду связному снять защитный кожух со штыря правого датчика. При снятии защитного кожуха через 2-8 с гаснет соответствующая лампа "КОНТРОЛЬ ОБОГРЕВА ДАТЧИКОВ РИО", через 15-40 с гаснут табло "ОБЛЕД. САМОЛЕТА" и "ПОС НЕ ВКЛ.", а лампы "ОТБОР НА ПОС" продолжают гореть;

- установить переключатель "ОБОГРЕВ" "КРЫЛО и ОПЕР." в положение "ВЫКЛ." - погаснут лампы "ОТБОР НА ПОС";

- установить переключатель "ОБОГРЕВ" "КРЫЛО И ОПЕР." в положение "АВТОМАТ" и произвести аналогичную проверку от левого датчика РИО-3;

- установить переключатель "СИГНАЛ ОБЛЕДЕНЕНИЯ - КОНТРОЛЬ" в положение "ОТКЛ." (нейтральное).

ПРИМЕЧАНИЕ. На самолетах, оборудованных одним РИО-3, отсутствует табло "ПОС НЕ ВКЛ.";

вместо табло "ОБЛЕД. САМОЛЕТА" на приборной доске правого летчика установлена сигнальная лампа "БЛЕДЕН. САМОЛЕТ."; вместо спаренного переключателя "СИГНАЛ ОБЛЕДЕНЕНИЯ - КОНТРОЛЬ" установлен переключатель "СИГНАЛ ОБЛЕДЕН. САМОЛЕТА - КОНТРОЛЬ"; отсутствует кнопка "КОНТРОЛЬ ЛАМП ПОС"; вместо ламп "ОТБОР НА ПОС" установлены лампы-кнопки "ОТБОР НА ПОС", на переключателе "КРЫЛО И ОПЕР." выполнена надпись "КРЫЛО И ОПЕР. ВХОД РУ19-300". На этих самолетах производится проверка только одного (правого) РИО-3.

Для проверки СО-4АМ:

- установить переключатель "ВИНТ" в положение "ОСН. СИСТ.", загорятся лампы "ОБЛЕД. ЛЕВ. ДВИГАТ." и "ОБЛЕД. ПРАВ. ДВИГАТ.";

- установить переключатель "ВИНТ" в положение "ОТКЛ.", лампы погаснут. Проверка обогревателя смотровых стекол летчиков и стеклоочистителей.

Для проверки:

- установить выключатель "ОБОГРЕВ СТЕКЛА ОСЛАБЛ." в положение "ОБОГРЕВ" и через 2 мин проверить на ощупь нагрев стекол;

- через 8-10 мин установить выключатель "ОБОГРЕВ СТЕКЛА ИНТЕНС." в положение "ОБОГРЕВ" и через 1-2 мин проверить на ощупь нагрев стекол;

- по окончании проверки установить сначала выключатель "ОБОГРЕВ СТЕКЛА ИНТЕНС.", а затем "ОБОГРЕВ СТЕКЛА ОСЛАБ." в положение "ВЫКЛЮЧЕНО".

ПРИМЕЧАНИЕ. При температуре наружного воздуха от 25-30°C и выше система обогрева стекол включаться не будет вследствие отключения ее автоматом АОС-81М;

-включить краны стеклоочистителей и проверить работу стеклоочистителей.

Проверка ПОС блистера штурмана

Проверка исправности ПОС блистера штурмана производится при наличии спирта в баке системы.

Для проверки:

- ручку перекрывного крана системы установить в положение "ОТКРЫТО";

- переключатель реостата управления системой установить в положение "ВКЛЮЧЕНО".

После появления спирта на блистере, свидетельствующего об исправности системы, переключатель реостата установить в положение "ВЫКЛЮЧЕНО", а ручку перекрывного крана - в положение "ЗАКРЫТО".

Проверка ПОС после запуска двигателей

Убедиться по вольтметру, что генератор переменного тока Г016ПЧ8 выдает напряжение 115 В. Для проверки ПОС ВНА:

- установить переключатели "ЛЕВ. ВНА. ПРАВ." в положение "ОТКРЫТО". Через 5-10 с загорятся две зеленые лампы "ВНА ЛЕВ. ДВИГАТ." и "ВНА ПРАВ. ДВИГАТ.";

- установить переключатели "ЛЕВ. ВНА. ПРАВ." в положение "ЗАКРЫТО", лампы должны погаснуть.

Для проверки ПОС винтов и их обтекателей:

- установить переключатель "ВИНТ" в положение "ОСН. СИСТ.";

- установить нажимной переключатель "КОНТРОЛЬ" в положение "ВИНТ ЛЕВ." ("ВИНТ ПРАВ."); на время нажатия загорится лампа "ОБЛЕД. ЛЕВ. ДВИГАТ." ("ОБЛЕД. ПРАВ. ДВИГАТ.", а лампы "ВИНТ ЛЕВ. ДВИГАТ." и "ВИНТ ПРАВ. ДВИГАТ." будут загораться поочередно с интервалом 24 с каждая; показания амперметра увеличатся на 58-66 А;

- установить переключатель "ВИНТ" в положение "АВАР. СИСТ.". Сигнальные лампы "ВИНТ ЛЕВ. ДВИГАТ." и "ВИНТ ПРАВ. ДВИГАТ." должны загораться поочередно с интервалом в 24 с, показания амперметра увеличатся на 58-66 А;

- установить переключатель "ВИНТ" в положение "ОТКЛ.", лампы погаснут. Для проверки ПОС крыла, оперения и воздухозаборника РУ19А-300:

- установить переключатель "КРЫЛО И ОПЕР." в положение "РУЧНОЕ";

- через 30-40 с загорятся лампы "ОТБОР НА ПОС" и мощность по ИКМ упадет на 5-10 кгс/см²;

- установить переключатель "КРЫЛО И ОПЕР." в положение "ОТКЛ.", лампы-кнопки погаснут.

Система воздухозаборников двигателя РУ19А-300 работает при включенной ПОС крыла и оперения.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВО ИЗБЕЖАНИЕ ТЕМПЕРАТУРНОЙ ДЕФОРМАЦИИ НОСКОВ крыла и оперения ПОС выключать сразу после ЗАГОРАНИЯ ЛАМП "ОТБОР НА ПОС". ЕСЛИ В ТЕЧЕНИЕ 1-1,5 МИН ПОСЛЕ ВКЛЮЧЕНИЯ ОБОГРЕВА КАКАЯ-ЛИБО ИЗ ДВУХ ЛАМП НЕ ЗАГОРИТСЯ, ВЫКЛЮЧИТЬ ПОС И ПРОВЕРИТЬ РАБОТУ СООТВЕТСТВУЮЩЕГО КРАНА.

Проверка системы обогрева двигателя РУ19А-300

Для проверки:

- установить переключатель "РУ-19" в положение "ОБОГРЕВ", через 30-40 с по загоранию сигнальной лампы убедиться в открытии крана;

- установить переключатель "РУ-19" в положение "ВЫКЛЮЧЕНО", лампа погаснет.

Включение и выключение ПОС

Для включения установить:

- переключатель "СИГНАЛ. ОБЛЕДЕНЕН. - КОНТРОЛЬ" - в верхнее положение-

- выключатель "ОБОГРЕВ СТЕКЛА ОСЛАБЛ." - в верхнее положение;

- переключатель "ВИНТ" - в положение "АВАР. СИСТ.".

ПРИМЕЧАНИЕ. В связи с ненадежной работой сигнализаторов обледенения СО-4АМ установка переключателя "ВИНТ" в положение "ОСН. СИСТ." не обеспечивает своевременного и надежного автоматического включения ПОС винтов. В связи с этим включение обогрева винтов производить только установкой переключателя "ВИНТ" в положение "АВАР. СИСТ.";

- переключатель "КРЫЛО И ОПЕР." - в положение "АВТОМАТ" (для включения на постоянную работу - в положение "РУЧНОЕ");

- переключатели "ЛЕВ. ВНА. ПРАВ." - в положение "ОТКРЫТО".

После включения ПОС по загоранию сигнальных ламп убедиться в ее нормальной работе.

При исправной системе на правой панели приборной доски:

- лампы "ВНА ЛЕВ. ДВИГАТ." и "ВНА ПРАВ. ДВИГАТ." должны загореться;

- лампы "ВИНТ ЛЕВ. ДВИГАТ." и "ВИНТ ПРАВ. ДВИГАТ." должны гореть поочередно по 24 с каждая;

- лампы "ОТБОР НА ПОС" должны гореть только при обледенении.

После включения ПОС винтов и их обтекателей показания амперметров переменного тока возрастают на 58-66 А, а при включении ПОС крыла и оперения произойдет падение мощности двигателей на 5-10 кгс/см² по ИКМ.

Для выключения ПОС самолета, двигателей и сигнализаторов обледенения установить:

- выключатель "ОБОГРЕВ СТЕКЛА ОСЛАБЛ." - в положение "ВЫКЛЮЧЕНО";

- переключатель "ВИНТ" - в положение "ОТКЛ.";

- переключатель "КРЫЛО И ОПЕР." - в положение "ОТКЛ.";

- переключатели "ЛЕВ. ВНА.ПРАВ." - в положение "ЗАКРЫТО";
- переключатель "СИГНАЛ ОБЛЕДЕНЕН. - КОНТРОЛЬ" - в положение "ОТКЛ."

8.10. Электрооборудование

8.10.1. Система электроснабжения

Общие сведения

Система электроснабжения обеспечивает:

- а) на земле при отсутствии аэродромных источников электроэнергии:
 - запуск двигателя РУ19А-300;
 - проверку большинства самолетных потребителей электроэнергии при остановленных двигателях АИ-24ВТ;
 - запуск двигателей АИ-24ВТ;
 - электропитание всех потребителей при работающем двигателе АИ-24ВТ;
- б) в полёте:
 - электропитание всех потребителей;
 - аварийное электропитание (ограниченное время) особо важных потребителей, обеспечивающих завершение полета и посадку самолета. На самолете установлены источники электроэнергии:
 - постоянного тока напряжением 27 В;
 - переменного однофазного тока напряжением 115 В частотой 400 Гц;
 - переменного трехфазного тока напряжением 36 В частотой 400 Гц. Источниками электроэнергии постоянного тока напряжением 27 В являются два стартера-генератора СТГ-18ТМ (основные источники), один стартер-генератор ГС-24Б (резервный источник) и три аккумуляторные батареи ИСАМ-28 (аварийные источники). При нормальной работе системы к бортсети подключены два СТГ-18ТМ и три аккумуляторные батареи (на подзаряд). Один СТГ-18ТМ обеспечивает без ограничений электропитание всех потребителей электроэнергии. При отказе двух СТГ-18ТМ питание потребителей обеспечивают ограниченные времяаккумуляторные батареи. На самолетах по № 17-10 генератор ГС-24Б может быть подключен только на основные шины, а на самолетах, с № 18-01 - на основные или аварийные шины, обеспечивая без ограничений электропитание потребителей этих шин.

Источниками электроэнергии переменного однофазного тока напряжением 115 В частотой 400 Гц являются два генератора Г016ПЧ8 (основные источники) и один преобразователь ПО-750А. При нормальной работе системы оба генератора включены и возбуждены, однако к шинам нагрузки обычно подключен левый генератор, а правый генератор находится в резерве.

При отказе левого генератора к шинам нагрузки автоматически подключается правый генератор. При отказе обоих генераторов автоматически запускается и подключается к аварийной шине 115 В преобразователь ПО-750А. На земле преобразователь может быть подключен к основным шинам 115 В, обеспечивая проверку потребителей мощностью до 750 В*А.

Источниками электроэнергии переменного трехфазного тока напряжением 36 В частотой 400 Гц являются преобразователь ПТ-1000ЦС (основной источник), понижающий трансформатор 115/36 В типа ТСЗЮС04А (резервный источник) и преобразователь ПТ-200Ц (аварийный источник). При нормальной работе системы к шинам нагрузки обычно подключен преобразователь ПТ-1000ЦС, при этом трансформатор находится в горячем резерве, а преобразователь ПТ-200Ц - в холодном резерве. Электропитание трансформатора подключено таким образом, что он отключается при отказе одного из генераторов 115 В. При отказе основного источника к шинам нагрузки 36 В автоматически или вручную подключается резервный источник. При отказе основного и резервного источника 36 В автоматически запускается преобразователь ПТ-200Ц, обеспечивая электропитание аварийных потребителей 36 В.

При включении изделия 6201 на земле автоматически включается на аварийную шину преобразователь ПО-750. После взлета и уборки шасси ПО-750 автоматически отключается.

Для подключения аэродромных источников постоянного тока 27 В установлены два разъема ШРАП-500К, для подключения источника переменного тока 115 В 400 Гц - разъем ШРА-200ЛК.

Органы управления и контроля источников электроэнергии расположены на электрощитке радиста, РК кабины экипажа, средней панели приборной доски летчиков.

Структурная схема системы электроснабжения, щиток электроснабжения и расположение органов управления и контроля системы электроснабжения в кабине экипажа показаны на рис. 8.10.1, 8.10.2, 8.10.3.

Проверка перед полетом

Предполетную проверку оборудования под током можно производить при следующих вариантах подключения к бортсети источников электроэнергии:

- аэродромного источника постоянного тока - с использованием преобразователей ПТ-1000ЦС и ПОС-750А;

- генераторов СТГ-18ТМ и Г016ПЧ8 работающего двигателя АИ-24ВТ - с использованием преобразователя ПТ-1000ЦС или трансформатора ТС-3ЮС04А;

- генератора ГС-24Б работающего двигателя РУ19А-300 - с использованием преобразователей ПТ-1000ЦС и ПО-750А.

При использовании преобразователя ПО-750А в режиме "ЗЕМЛЯ" разрешается проверять оборудование поочередным включением, не допуская суммарной нагрузки на преобразователь больше 750 В•А. Перед подключением источников электроэнергии убедиться в том, что все выключатели и переключатели на панелях и пультах летчиков, на электрощитках бортрадиста, штурмана и выпускающего, на щите АЗС и РК кабины экипажа находятся в отключенном положении.

Проверка напряжения аккумуляторных батарей 12САМ-28

Для проверки:

- убедиться, что выключатели контроля аккумуляторных батарей на панели РК кабины экипажа включены;

- установить переключатель "БОРТ-АЭРОДР." в положение "БОРТ";
- установить переключатель вольтметра постоянного тока в положение "АКК-1";
- установить переключатель "АВТОМ. ВЫРАБ. ТОПЛИВА - РУЧНАЯ" в положение "РУЧНАЯ";
- включить выключатель "НАСОСЫ ЛЕВ. ГРУППЫ 1 ОЧ.";
- оставить включенным выключатель аккумуляторной батареи № 1, выключатели других аккумуляторных батарей отключить;
- проверить напряжение аккумуляторной батареи № 1. Если напряжение меньше 24 В, аккумуляторную батарею заменить;
- проверить аналогично напряжение аккумуляторных батарей № 2 и 3;
- отключить выключатель "НАСОСЫ ЛЕВ. ГРУППЫ 1 ОЧ.";
- включить по окончании проверки выключатели аккумуляторных батарей и закрыть защитную крышку этих выключателей;
- установить переключатель "БОРТ-АЭРОДР." в отключенное положение.

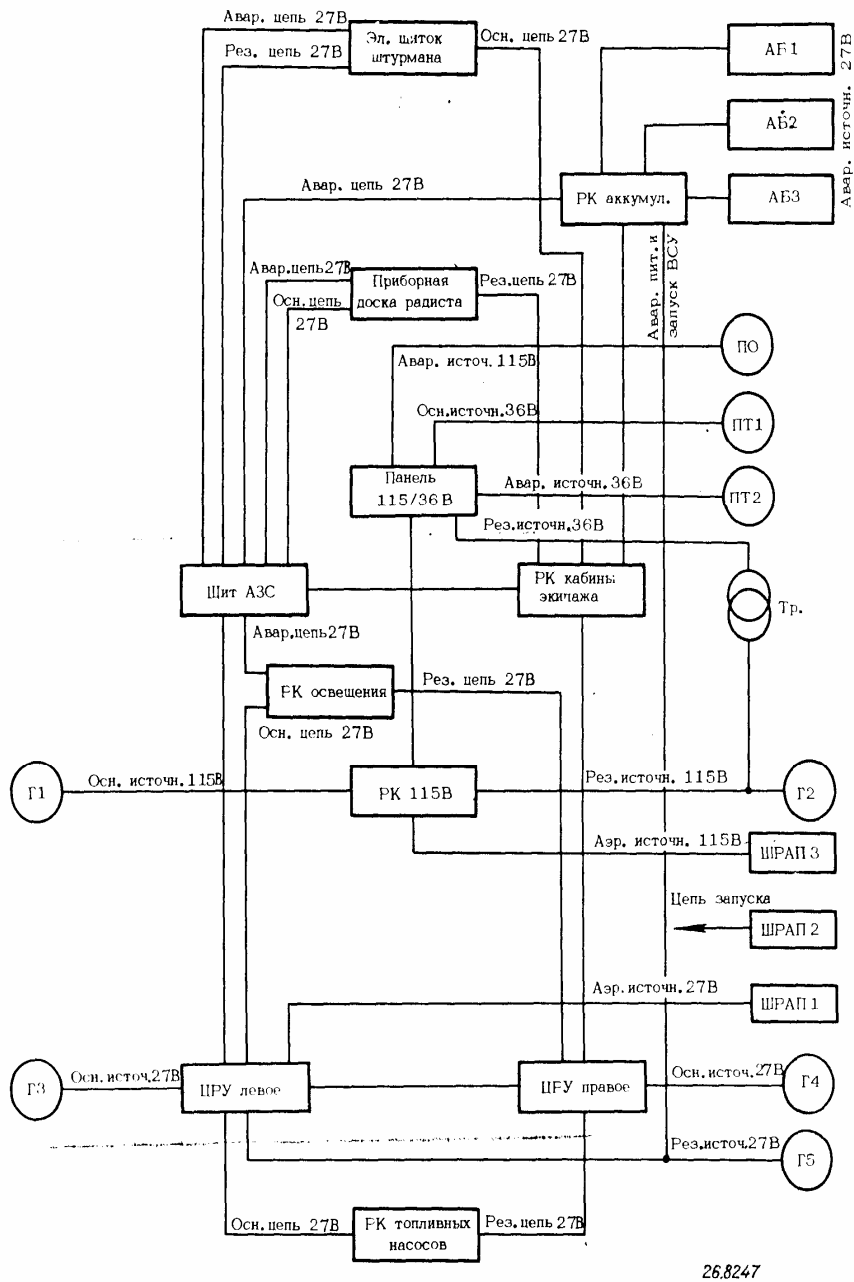
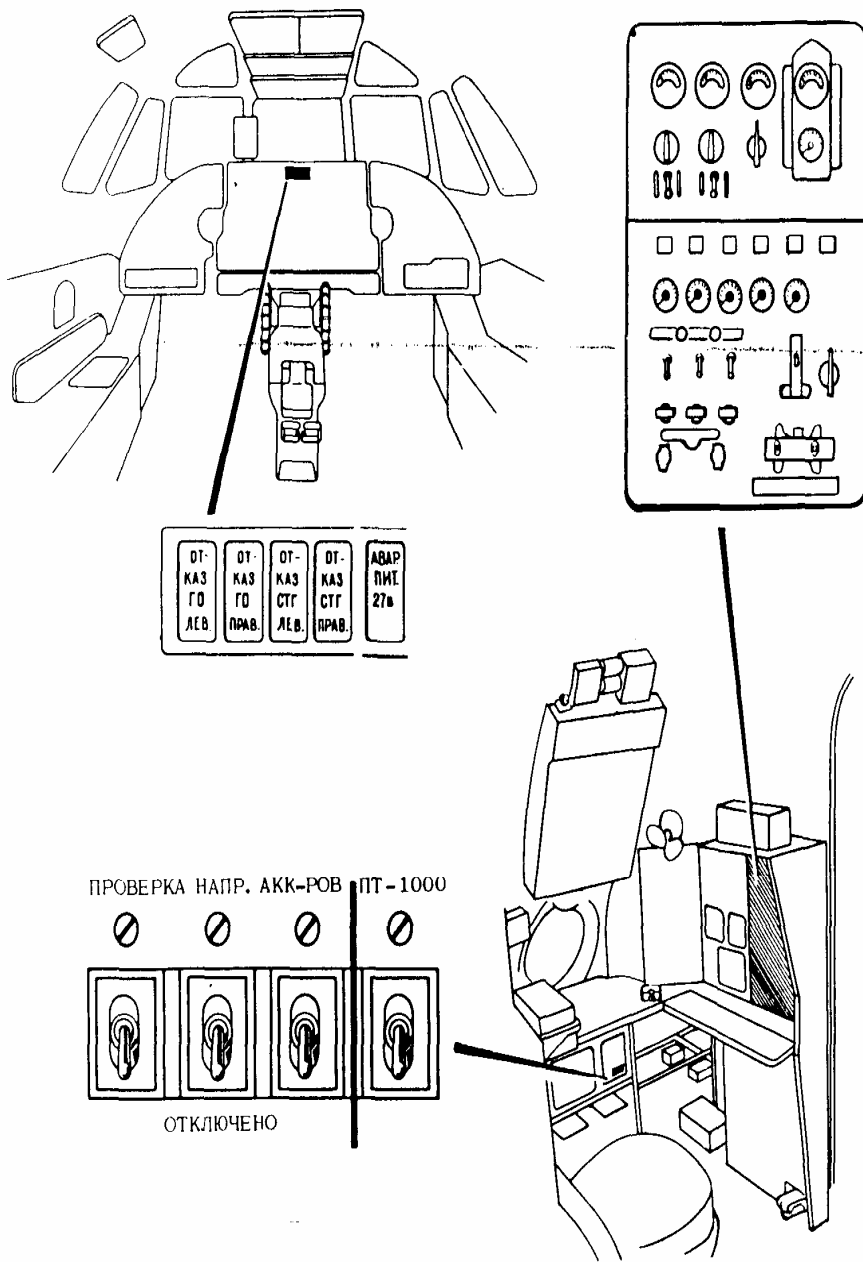
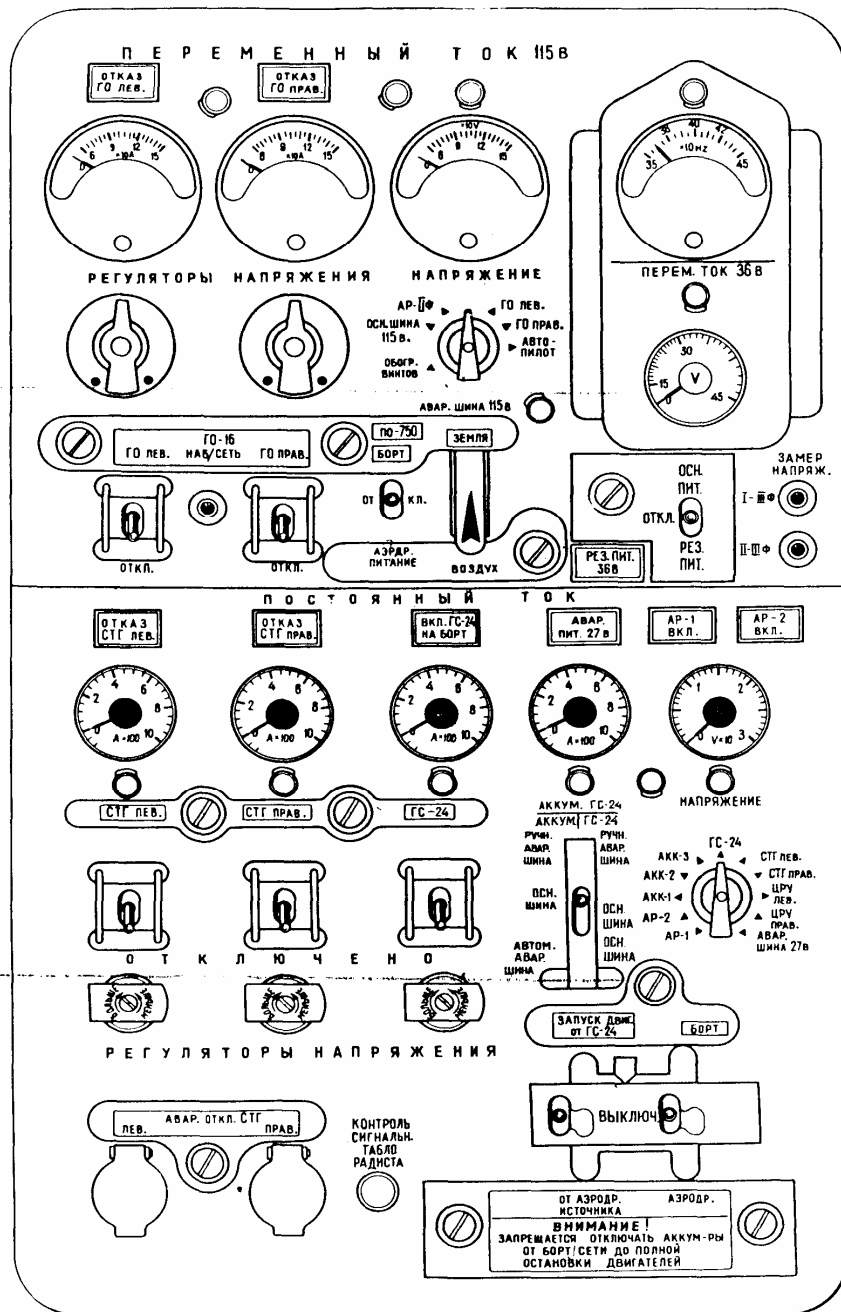


Рис. 8.10.1. Структурная схема системы электроснабжения



26.8280-1

Рис. 8.10.2. Расположение органов управления и контроля системы электроснабжения в кабине экипажа



ЖД. 6235-1

Рис. 8.10.3. Щиток электроснабжения 288

Проверка аэродромных источников электропитания

При подключенных аэродромных источниках электропитания проверить параметры:

- а) источников постоянного тока, для чего:
 - установить галетный переключатель "НАПРЯЖЕНИЕ" вольтметра последовательно в положения "АР-1" и "АР-2" (напряжение должно составлять 28-29 В в положении "АР-1" и не менее 24 В в положении "АР-2");
 - установить переключатель "БОРТ-АЭРОДР." в положение "АЭРОДР.", при этом должны загореться сигнальные лампы "АР-1 ВКЛ." и "АР-2 ВКЛ.";
 - проверить напряжение бортсети, установив галетный переключатель "НАПРЯЖЕНИЕ" вольтметра постоянного тока последовательно в положения "ЦРУ ЛЕВ.", "ЦРУ ПРАВ." и "АВАР. ШИНА 27 В" (напряжение должно составлять 28-29 В).;
- б) источника переменного тока, для чего:
 - установить галетный переключатель "НАПРЯЖЕНИЕ" вольтметра переменного тока в положение "АР-ПФ" (напряжение должно составлять 115-120 В, частота 380-420 Гц);
 - установить переключатель ПО-750А "БОРТ - АЭРОДР. ПИТАНИЕ" в положение "АЭРОДР. ПИТАНИЕ";
 - установить галетный переключатель "НАПРЯЖЕНИЕ" вольтметра переменного тока в положение "ОСН. ШИНА 115 В". Проверить наличие напряжения на основной шине (напряжение должно составлять 115-120 В, частота 380-420 Гц);

- отключить аэродромное питание переменного тока с помощью выключателя ПО-750 "БОРТ - АЭРОДР. ПИТАНИЕ", установив его в положение "ОТКЛ."

Проверка преобразователя ПО-750А. -

Для проверки:

- отключить все потребители переменного тока 115 В;
- установить переключатель "ЗЕМЛЯ - ВОЗДУХ" в положение "ЗЕМЛЯ";
- установить переключатель ПО-750А "БОРТ - АЭРОДР. ПИТАНИЕ" в положение "БОРТ" (при подключенном к бортсети аэродромном источнике постоянного тока);
- установить галетный переключатель "НАПРЯЖЕНИЕ" вольтметра переменного тока в положение "ОСН. ШИНА 115 В" и проверить параметры электроэнергии преобразователя (напряжение должно составлять 115-120 В, частота 380-420 Гц);
- установить переключатель "ЗЕМЛЯ -ВОЗДУХ" в положение "ВОЗДУХ", галетный переключатель "НАПРЯЖЕНИЕ" вольтметра - в положение "АВАР. ШИНА 115 В". Проверить наличие напряжения на аварийной шине 115 В. Убедиться в отсутствии напряжения на основной шине 115 В, установив переключатель вольтметра в положение "ОСН. ШИНА 115 В";
- установить переключатель ПО-750 "БОРТ - АЭРОДР. ПИТАНИЕ" в положение "ОТКЛ."

Проверка источников переменного тока напряжением 36 В

Для проверки:

- включить автомат защиты "ПТ-1000";
- установить переключатель "ОСН. ПИТ. - РЕЗ. ПИТ." в положение "ОСН. ПИТ.";
- проверить напряжение на выходе преобразователя (вольтметр при поочередно нажатых кнопках "ЗАМЕР. НАПРЯ Ж. I - ШФ - II - ШФ" должен показывать 34-38 В). •

При запущенном правом двигателе проверяется резервное питание напряжением 36 В частотой 400 Гц, для этого:

- установить переключатель "ОСН. ПИТ. - РЕЗ. ПИТ." в положение "РЕЗ. ПИТ.", при этом преобразователь ПТ-1000Ц отключается, к шинам 36 В подключается понижающий трансформатор (загорается сигнальное табло "РЕЗ. ПИТ. 36 В");
- проверить напряжение на выходе трансформатора. Вольтметр при поочередно нажатых кнопках "ЗАМЕР. НАПРЯЖ. I-ШФ - II - ШФ" должен показывать 34-38 В.

После проверки установить переключатель "ОСН. ЛИТ. -РЕЗ. ПИТ." в положение "ОТКЛ." и отключить автомат защиты "ПТ-1000".

Проверка преобразователя ПТ-200Ц

Для проверки:

- включить на левой приборной доске выключатель АГД (переключатель "ОСН. ПИТ. -РЕЗ. ПИТ." установить в положение "ОТКЛ."), при этом преобразователь ПТ-200Ц запускается (происходит автоматическое арретирование гиродатчика АГД-1 командира экипажа);
- включить автомат защиты "ПТ-1000";
- включить автомат защиты "АГД ЛЕВ.";
- установить переключатель "ОСН. ПИТ. -РЕЗ. ПИТ." в положение "ОСН. ПИТ.", при этом преобразователь ПТ-200Ц должен отключиться, а преобразователь ПТ-1000Ц включиться;
- отключить автомат защиты "АГД ЛЕВ.", при этом преобразователь ПТ-200Ц запускается, а преобразователь ПТ-1000Ц продолжает работать;
- отключить выключатель "АГД";
- установить переключатель "ОСН. ПИТ. - РЕЗ. ПИТ." в положение "ОТКЛ.";
- отключить автомат защиты "ПТ-1000".

Проверка работы генератора ГС-24Б

Для проверки:

- запустить двигатель РУ19А-300;
- проверить напряжение генератора установкой переключателя "НАПРЯЖЕНИЕ" вольтметра постоянного тока в положение "ГС-24" (напряжение должно составлять 28-29 В). При необходимости подрегулировать напряжение выносным сопротивлением "РЕГУЛЯТОРЫ НАПРЯЖЕНИЯ ГС-24" ;

- установить переключатель "БОРТ - АЭРОДР." в положение "БОРТ" и подключить генера-тор к бортсети выключателем "ГС-24" (при подключении генератора загорается сигнальная лампа "ВКЛ. ГС-24 НА БОРТ");
- проверить напряжение на шинах "ЦРУ ЛЕВ.", "ЦРУ ПРАВ." и "АВАР. ШИНА 27 В" (напряжение должно находиться в пределах 28-29 В);
- отключить генератор от бортсети выключателем "ГС-24".

Проверка работы стартеров-генераторов СТГ-18ТМ

Проверку работы стартеров-генераторов СТГ-18ТМ производить при работе двигателей на режиме "ЗМГ" и выше, для чего:

- установить поочередно переключатели вольтметра постоянного тока в положение "СТГ ЛЕВ.", "СТГ ПРАВ." и проверить напряжение стартер-генераторов (напряжение должно составлять 28-29 В);
- включить генераторы СТГ на бортсеть самолета, установив выключатели генераторов в положения "СТГ ЛЕВ.", "СТГ ПРАВ.", при этом табло "ОТКЗ СТГ ЛЕВ.", "ОТКАЗ СТГ ПРАВ." на центральной доске летчиков и на электрощитке радиста должны погаснуть;
- убедиться в нормальной параллельной работе стартеров-генераторов под нагрузкой (разница токов нагрузки генераторов не должна превышать 60 А). При большей разнице токов произвести регулировку параллельной работы, для чего:
 - а) ручками выносных сопротивлений "РЕГУЛЯТОРЫ НАПРЯЖЕНИЯ" установить примерно равные токи нагрузки стартеров-генераторов;
 - б) поворотом ручек выносных сопротивлений на одинаковый угол установить напряжение 28-29 В для каждого стартера-генератора;
- перед остановом двигателей по команде командира экипажа необходимо отключить генераторы СТГ, установив выключатели генераторов в положение "ОТКЛ.", при этом табло "ОТКАЗ СТГ ЛЕВ.", "ОТКАЗ СТГ ПРАВ." на центральной доске летчиков и на электрощитке радиста должны загореться.

Проверка генераторов Г016ПЧ8

Проверку работы генераторов Г016ПЧ8 производить при работе двигателей на режиме "ЗМГ" и выше, для чего:

- включить поочередно выключатели генераторов переменного тока "ГО-16" в положение "ГО ЛЕВ" и "ГО ПРАВ.", проверить напряжение генераторов ГО-16, установив галетный переключатель "НАПРЯЖЕНИЕ" вольтметра переменного тока в положение "ГО ЛЕВ." или "ГО ПРАВ." (напряжение должно составлять 115-120 В). При необходимости подрегулировать напряжение выносными сопротивлениями "РЕГУЛЯТОРЫ НАПРЯЖЕНИЯ", "ГО ЛЕВ.", "ГО ПРАВ.";
- нажать кнопку "ГО-16 НА Б/СЕТЬ", при этом левый генератор должен подключиться к бортсети (на всех шинах появляется напряжение).

Проверка перехода сети постоянного тока на аварийное питание

Для проверки:

- установить переключатель вольтметра постоянного тока в положение "АВАРИЙНАЯ ШИНА";
- установить переключатель аварийного питания последовательно в положение "АВТОМ. АВАР. ШИНА", а затем - "РУЧН. АВАР. ШИНА" и убедиться по вольтметру постоянного тока в наличии напряжения 24 В на аварийной шине;
- установить переключатель вольтметра постоянного тока в положение "ЦРУ ЛЕВ.", а затем - "ЦРУ ПРАВ." и убедиться в отсутствии напряжения на основных шинах;
- перевести переключатель аварийного питания в положение "ОСН. ШИНА";
- убедиться в наличии напряжения на основных и аварийных шинах. Данную проверку производить до подсоединения разъемов аэродромных источников питания.

Эксплуатация источников электроэнергии при запуске двигателей

Запуск двигателя АИ-24ВТ возможен от:

- генератора ГС-24Б при работающем двигателе РУ19А-300; в этом случае питание электростартера двигателя АИ-24ВТ производится при четырехступенчатом изменении напряжения от 24 до 67 В, а питание бортсети - от аккумуляторных батарей;
 - двух аэродромных источников постоянного тока при подключении их через разъемы АР-1 и АР-2. В этом случае питание электростартера двигателя АИ-24ВТ производится при двухступенчатом изменении напряжения от 24 до 48 В переключением источника, подключенного к разъему АР-2, с параллельной на последовательную работу с источником, подключенным к разъему АР-1. Питание бортсети в обоих случаях производится от источника, подключенного к разъему АР-1.
- Запуск двигателя РУ19А-300 возможен от:

- аэродромного источника постоянного тока, подключенного к разъему АР-1, в этом случае стартер и бортсеть питаются от этого источника электроэнергии;
- трех аккумуляторных батарей I2САМ-28, при этом две аккумуляторные батареи обеспечивают электропитание стартера, а третья - электропитание бортсети;
- одного или двух стартеров-генераторов СТГ-18ТМО работающих двигателей АИ-24ВТ.

При запуске двигателя РУ19А-300 на земле

Перед запуском двигателя РУ19А-300 от аккумуляторных батарей или аэродромного источника постоянного тока:

- убедиться, что все потребители постоянного и переменного тока отключены, за исключением необходимых для запуска двигателя;
- включить все автомата защиты на щите АЗС, и РК кабины экипажа;
- установить переключатель "ЗАПУСК ДВИГ. ОТ. ГС-24 - ОТ АЭРОДР. ИСТОЧНИКА" в отключенное положение;
- убедиться, что переключатель аварийного питания находится в положении "ОСН. ШИНА";
- установить переключатель вольтметра постоянного тока в положение "АВАР. ШИНА 27 В";
- установить переключатель "БОРТ - АЭРОДР." в положение "БОРТ" при запуске от аккумуляторных батарей или Б положение "АЭРОДР." при запуске от аэродромного источника;
- убедиться по вольтметру в наличии напряжения 24В;
- установить переключатель "ЗЕМЛЯ - ВОЗДУХ" преобразователя ПО-750 в положение "ЗЕМЛЯ";
- установить переключатель переменного тока. "БОРТ - АЭРОДР. ПИТАНИЕ" в положение "БОРТ";
- установить переключатель вольтметра переменного тока в положение "ОСН. ШИНА 115 В" и убедиться в наличии напряжения 115 В и частоты 380-420 Гц;
- доложить о готовности электросистемы к запуску двигателя. Перед запуском двигателя РУ19А-300 от стартера-генератора СТГ-18ТМО не требуется выполнения дополнительных операций подготовки системы электроснабжения.

В процессе запуска двигателя контролировать величину напряжения в бортсети постоянного тока (напряжение не должно устойчиво понижаться менее 16 В).

После запуска двигателя и выхода его на обороты более 70 %:

- установить переключатель вольтметра постоянного тока в положение "ГС-24" и проверить напряжение генератора (должно составлять 28-29 В), при необходимости подрегулировать напряжение выносным сопротивлением "РЕГУЛЯТОРЫ НАПРЯЖЕНИЯ. ГС-24";
- включить выключатель "ГС-24";
- установить переключатель "БОРТ - АЭРОДР." в положение "БОРТ", если запуск производится от аэродромного источника; проверить подключение генератора к бортсети, должно загореться табло "ВКЛ. ГС-24 НА БОРТ", амперметр должен показать ток нагрузки генератора.

При запуске двигателя РУ19А-300 в воздухе

При питании бортсети от стартеров-генераторов СТГ-18ТМО запуск двигателя РУ19А-300 в воздухе не отличается от его запуска на земле.

При аварийном питании бортсети от аккумуляторных батарей порядок запуска следующий.

Для самолетов по № 17-10:

1. Перед запуском:

- убедиться в отключении всех потребителей постоянного тока, подключенных к основным шинам бортсети;
- установить переключатель аварийного питания в положение "ОСН. ШИНА";
- проверить по вольтметру наличие напряжения 24 В на шинах ЦРУ;
- включить расходные топливные насосы правой группы;
- произвести запуск двигателя РУ19А-300 (для экономии емкости аккумуляторных батарей рекомендуется произвести одну попытку запуска двигателя).

2. После удавшегося запуска:

- проверить напряжение генератора ГС-24Б (должно быть 28-29 В); при необходимости подрегулировать напряжение выносным сопротивлением "РЕГУЛЯТОРЫ НАПРЯЖЕНИЯ. ГС-24";
- включить выключатель "ГС-24" и проверить подключение генератора на бортсеть, должно загореться табло "ВКЛ. ГС-24 НА БОРТ", амперметр "ГС-24" должен показывать ток нагрузки более 100 А, вольтметр должен показывать напряжение 28-29 В на шинах ЦРУ;
- установить переключатель аварийного питания в положение "АВТОМ.";
- убедиться в подключении аккумуляторных батарей на подзаряд, в положениях "АКК-1". "АКК-2" и "АКК-3" вольтметр должен показывать напряжение 27-29 В.

3. После неудавшегося запуска:

- установить переключатель аварийного питания в положение "РУЧН." или "АВТОМ.";
- убедиться в отсутствии напряжения 24 В на шинах ЦРУ и в наличии напряжения на аварийной шине 27 В;
- отключить выключатель топливных расходных насосов правой группы.

Для самолетов с № 18-01:

I. Перед запуском:

- убедиться, что переключатель аварийного питания находится в положении "АВТОМ. АВАР. ШИНА" или "РУЧН. АВАР. ШИНА";

- убедиться, что работает расходный топливный насос правой группы (должна гореть сигнальная лампа этого насоса);

- произвести запуск двигателя РУ19А-300 (для экономии емкости аккумуляторных батарей рекомендуется произвести одну попытку запуска двигателя).

2. После удавшегося запуска:

- проверить напряжение генератора ГС-24Б (должно быть 28-29 В), при необходимости подрегулировать напряжение выносным сопротивлением "РЕГУЛЯТОРЫ НАПРЯЖЕНИЯ. ГС-24";

- включить выключатель "ГС-24";

- подключить генератор на основную или аварийную бортовую;

а) для подключения генератора на основную бортовую переключатель аварийного питания установить в положение "ОСН. ШИНА" (переключатель имеет два равноценных положения "ОСН. ШИНА"); убедиться в подключении генератора на бортовую, на шинах ЦРУ вольтметр должен показывать 28-29 В, амперметр "ГС-24" должен показывать общий ток нагрузки бортовой (150-300 А), амперметр "АВАР. ШИНА" должен показывать ток нагрузки аварийной шины (100-120 А);

б) для подключения генератора на аварийную бортовую переключатель аварийного питания установить в положение "РУЧН. АВАР. ШИНА"; убедиться в подключении генератора на аварийную бортовую - вольтметр должен показывать напряжение 27-29 В на аварийной шине 27 В и отсутствие напряжения на шинах ЦРУ, амперметр "ГС-24" должен показывать суммарный ток нагрузки аварийной шины и ток заряда аккумуляторов, а амперметр "АВАР. ШИНА" должен показывать ток нагрузки аварийной шины;

- убедиться в подключении аккумуляторных батарей на подзаряд - в положениях "АКК-1", "АКК-2 и "АКК-3" вольтметр должен показывать напряжение 27-29 В.

3. После неудавшегося запуска:

- установить переключатель аварийного питания в положение "РУЧН. АВАР. ШИНА" или "АВТОМ. АВАР. ШИНА";

- убедиться в отсутствии напряжения 24 В на шинах ЦРУ и в наличии напряжения на аварийной шине 27 В;

- отключить выключатель топливных расходных насосов правой группы.

При запуске двигателей АИ-24ВТ

Перед запуском двигателя АИ-24ВТ от генератора ГС-24Б по команде командира экипажа установить за 2-3 с до запуска переключатель "ЗАПУСК ДВИГ. ОТ ГС-24 - ОТ АЭРОДР. ИСТОЧНИКА" в положение "ЗАПУСК ДВИГ. ОТ ГС-24".

Перед запуском двигателя от аэродромных источников электроэнергии

или от ГС-24;

- отключить от разъема аэродромного питания кабель переменного тока 115 В;

- включить все автоматы защиты на щите АЗС и на РК кабины экипажа;

- проверить напряжение аэродромных источников постоянного тока;

- установить переключатель "БОРТ - АЭРОДР." в положение "АЭРОДР.", должны загореться табло "АР-1 ВКЛ." и "АР-2 ВКЛ.";

- проверить наличие напряжения на шинах ЦРУ левого и правого;

- установить переключатель аварийного питания в положение "ОСН. ШИНА";

- установить переключатель "ЗЕМЛЯ - ВОЗДУХ" преобразователя ПО-750 в положение "ЗЕМЛЯ";

- установить переключатель переменного тока "БОРТ - АЭРОДР." ПИТАНИЕ" в положение

- установить переключатель вольтметра переменного тока в положение "ОСН. ШИНА 115 В" и убедиться в наличии напряжения 115 В и частоты 380-420 Гц.;

- установить переключатель "ЗАПУСК ДВИГ. ОТ ГС-24 - ОТ АЭРОДР. ИСТОЧНИКА" в положение "ОТ АЭРОДР. ИСТОЧНИКА" или "ЗАПУСК ДВИГ. ОТ ГС-24";

- доложить о готовности электросистемы к запуску двигателей. В процессе запуска двигателя контролировать величину напряжения в бортовой сети постоянного тока; оно не должно понижаться менее 16 В. После запуска обоих двигателей:

- проверить напряжение стартеров-генераторов, должно находиться в пределах 28-29 В, при необходимости подрегулировать напряжение выносными сопротивлениями "РЕГУЛЯТОРЫ НАПРЯЖЕНИЯ. СТГ ЛЕВ. СТГ ПРАВ.";

- включить выключатели стартеров-генераторов;
- установить переключатель "БОРТ - АЭРОДР." в положение "БОРТ" и проверить подключение к бортсети стартеров-генераторов, гаснут табло "ОТКАЗ СТГ ЛЕВ." и "ОТКАЗ СТГ ПРАВ.". амперметры показывают ток нагрузки генераторов;
- включить выключатели генераторов "ГО-16", проверить напряжение на их выходе, должно составлять П5-120 В; при необходимости подрегулировать напряжение выносными сопротивлениями "РЕГУЛЯТОРЫ НАПРЯЖЕНИЯ";
- подключить генераторы ГО16ПЧ8 к бортсети, нажав кнопку "ГО-16 НА Б/СЕТЬ";
- установить переключатель "ЗЕМЛЯ - ВОЗДУХ" преобразователя ПО-750 в положение "ВОЗДУХ";
- убедиться в наличии напряжения 115 В на основных шинах 115 В;
- установить переключатель аварийного питания в положение "АВТОМ. АВАР. ШИНА";
- установить переключатель "ЗАПУСК ДВИГ. ОТ ГС-24 -ОТ АЭРОДР. ИСТОЧНИКА" в отключенное положение;
- установить переключатель "ОСН. ПИТ. - РЕЗ.-ПИТ," источников 36 В в положение "РЕЗ. ПИТ.";
- проверить напряжение резервного источника 36 В, вольтметр должен показывать 34-38 В при поочередно нажатых и отпущенных кнопках "ЗАМЕР. НАПРЯЖ.";
- установить переключатель "ОСН, ПИТ. - РЕЗ. ПИТ." источников 36 В в положение "ОСН. ПИТ.";
- проверить напряжение основного источника 36 В, вольтметр должен показывать 34-38 В при поочередно нажатых и отпущенных кнопках "ЗАМЕР. НАПРЯЖ.";
- дать команду отсоединить кабели аэродромного питания.

Эксплуатация в полете

В полете периодически контролировать:

- напряжение на шинах бортсети и токи нагрузки источников электроэнергии;
- напряжение между фазами источников 36 В;
- зарядный ток аккумуляторных батарей (по амперметру А-1).

В полете переключатели должны находиться в следующих положениях:

- "БОРТ - АЭРОДР. ПИТАНИЕ" - в положении "БОРТ";
- "ЗЕМЛЯ - ВОЗДУХ" - в положении "ВОЗДУХ";
- "БОРТ - АЭРОДР." - в положении "БОРТ";
- "АККУМ. ГС-24" - в положении "АВТОМ. АВАР. ШИНА".

Возможные неисправности и -действия экипажа

1. Отказы источников электроэнергии обнаруживаются по загоранию соответствующих светосигнализаторов на щитке электроснабжения и средней панели приборной доски летчиков. а также по показаниям электроизмерительных приборов на щитке электроснабжения.

2. В системе электроснабжения предусмотрено двукратное резервирование основных источников электроэнергии. Поэтому при отказе половины соответствующих источников обеспечивается нормальное электропитание потребителей.

3. При переключении системы постоянного тока на аварийное электропитание от аккумуляторных батарей генераторы ГО16ПЧ8 продолжают выполнять роль источников переменного тока 115 В и обеспечивают работоспособность потребителей переменного тока.

4. Допускается одна попытка повторного включения отказавшего источника, при этом проверку параметров электроэнергии этого источника после включения производить за возможно короткое время. Если сохраняются признаки отказа источника электроэнергии, отключить его до конца полета.

5. При отключении стартеров-генераторов в результате срабатывания автоматов защиты от перенапряжения АЗП-8М или после нажатия кнопок "АВАР. ОТКЛ. СТГ" (стрелка вольтметра 27 В находится у нулевой отметки при установке переключателя в положение "СТГ ЛЕВ." или "СТГ ПРАВ.") повторное включение этих генераторов возможно после нажатия кнопки, расположенной на корпусе автоматов, установленных на потолке между шпангоутами № 10 -11.

6. Переключение системы электроснабжения на аварийный режим работы производить при:

- отказах основных и резервных источников электроэнергии;
- отказе двигателей;
- повреждении силовой распределительной сети;
- пожаре на самолете;
- вынужденной посадке на фюзеляж.

7. Переключение системы электроснабжения при отказах источников электроэнергии может быть частичным (отказали источники 36 В, генераторы 115 В или стартеры -генераторы 27 В) или полным (питание только от аккумуляторных батарей).

8. При отказах в системе электроснабжения 36 В питание аварийных потребителей 36 В будет обеспечиваться от преобразователя ПТ-200Ц. Ограничений в длительности полета нет.

9. При отказе генераторов .ГО16ПЧ8 питание аварийных потребителей 115 В будет обеспечиваться от преобразователя ПО-750.

Ограничений в длительности полета нет.

10. При отказе стартеров-генераторов система постоянного тока переключается на питание от аккумуляторных батарей, однако будут продолжать работать генераторы ГО16ПЧ8. Длительность полета будет составлять 35-40 мин.

11. При питании только от аккумуляторных батарей длительность полета будет ограничена временем их разряда (20-25 мин).

Отказы источников постоянного тока.

Признаки отказа	Действия экипажа
Отказ в полете одного генератора СТГ-18ТМО (понижено напряжение, колеблется напряжение и ток нагрузки, зашкаливает стрелка амперметра, загорается светосигнализатор отказавшего генератора).	Отключить его от бортсети выключателем "СТГ ЛЕВ." или "СТГ ПРАВ.". Если генератор не отключается, нажать одну из кнопок "АВАР. ОТКЛ. СТГ". При необходимости запустить двигатель РУ19А-300 и подключить генератор ГС-24Б на бортсеть выключателем "ГС-24". При этом загорается светосигнализатор "ВКЛ. ГС-24 НА Б/СЕТЬ".
При одновременном отказе двух генераторов СТГ-18ТМО (загораются светосигнализаторы "ОТКАЗ СТГ ЛЕВ.", "ОТКАЗ СТГ ПРАВ.", "АВАРИЙНОЕ ПИТ. 27 В") аварийная сеть автоматически отключается от основной сети, если переключатель "АККУМ. ГС-24" установлен в положение "АВТОМ. АВАР. ШИНА" (на самолетах по № 17-10 переключатель "АККУМУЛЯТОР" должен быть установлен в положение "АВТОМ.", при этом питание потребителей будет обеспечиваться от аккумуляторных батарей).	<p>Если автоматического переключения на аварийное питание от аккумуляторных батарей не произошло (ток нагрузки по амперметру "АККУМУЛЯТОР" превышает 120 А, светосигнальное табло "АВАР. ПИТ. 27 В" не горит), установить переключатель "АККУМ. ГС-24" в положение "РУЧН. АВАР. ШИНА" (переключатель "АККУМУЛЯТОР" - в положение "РУЧН.").</p> <p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. АККУМУЛЯТОРНЫЕ БАТАРЕИ ОБЕСПЕЧИВАЮТ ЭЛЕКТРОПИТАНИЕ АВАРИЙНЫХ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ В ТЕЧЕНИЕ 20-25 МИН. ПРИ ПЕРЕХОДЕ НА ПИТАНИЕ ОТ АККУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЙ МАКСИМАЛЬНО ОГРАНИЧИТЬ КОЛИЧЕСТВО ВКЛЮЧЕННЫХ АВАРИЙНЫХ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ И ПРОИЗВЕСТИ ПОСАДКУ НА БЛИЖАЙШЕМ АЭРОДРОМЕ</p> <p>На высоте менее 5000 м запустить двигатель РУ19А-300 и использовать генератор ГС-24Б. Запуск рекомендуется производить только один раз в течение первых 5 мин полета с момента переключения бортсети на аварийное электропитание. После неудачного запуска время полета при питании от аккумуляторных батарей сокращается на 3-5 мин.</p>
Признаки отказа	Действия экипажа

<p>При работающих генераторах постоянного тока загорелось табло "АВАР. ПИТ. 27 В"</p>	<p>Проверить напряжение на аварийных шинах. Если напряжение больше 27 В и амперметр не показывает ток разряда аккумуляторных батарей - продолжать полет, усилив контроль за работой источников постоянного тока. Если напряжение меньше 25 В, а амперметр показывает ток разряда аккумуляторных батарей, установить переключатель аварийного питания в положение "ОСН. ШИНА". - затем в положение "АВТОМАТ".</p> <p>Если в одном из положений напряжение на аварийной шине станет больше 27 В. а амперметр не будет показывать ток разряда, оставить переключатель в этом положении, продолжать полет, усилив контроль за работой источников постоянного тока. Если предыдущие операции не привели к увеличению показаний вольтметра, а амперметр показывает ток разряда аккумуляторных батарей, ограничить число включенных потребителей, питающих от аварийных шин постоянного тока (отключить АРК № I, УКР № I, дежурное и проходное освещение) и выполнить посадку на ближайшем аэродроме.</p>
---	--

Отказы источников переменного тока 115 В.

Признаки отказа	Действия экипажа
<p>При отказе любого Г016ПЧ8 (горит светосигнализатор "ОТКАЗ ГО ЛЕВ." или "ОТКАЗ ГО ПРАВ,") отключается резервный источник 36 В - трансформатор 115/36. При отказе обоих генераторов (горят красные светосигнализаторы "ОТКАЗ ГО ЛЕВ." и "ОТКАЗ ГО ПРАВ."), автоматически запускается и подключается на аварийную шину преобразователь ПО-750 (переключатель "ЗИМЛЯ - ВОЗДУХ" должен находиться в положении "ВОЗДУХ").</p>	<p>Сверить отказ по показаниям электроизмерительных приборов. Контролировать работу преобразователя ПТ-1000ЦС.</p> <p>Допускается одна попытка повторного включения генератора, для чего: - отключить генератор и повторно включить его; - проверить работу генератора (частота и напряжение должны находиться в допустимых пределах, светосигнализатор не должен гореть); - нажать кнопку подключения генераторов к бортсети.</p>

Отказы источников переменного тока 36 В

Признаки отказа	Действия экипажа
Горит светосигнализатор "ВКЛ. РЕЗ. ПИТ. 36 В".	Контролировать работу резервного трансформатора по вольтметру 36 В.
Отклонение в работе потребителей 36 В.	Переключить бортсеть на резервный источник 36 В, проверить напряжение, при необходимости отключить основной и резервный источники. В этом случае автоматически запускается аварийный преобразователь ПТ-200Ц, обеспечивая электропитание авиагоризонта командира экипажа.
Переход бортсети 36 В на аварийное электропитание	Убедиться в работоспособности левого авиагоризонта.

Перечень потребителей, подключенных к аварийной шине 27 В

Система запуска и управление работой двигателя РУ19А-300
 Преобразователь ПО-750А
 Противопожарная система
 Аварийный сброс давления в кабине
 Обогрев ПВД и самописца
 Цепи сигнализации АГД-1 командира и помощника командира экипажа
 Авиагоризонт АГД-1 командира экипажа и ВК-53РШ
 Электрический указатель поворота ЭУП-53
 Автоматический радиокompас АРК-П № I
 Изделие "023М" ("020М")
 Радиостанция МВ (МВ-ДМВ) диапазона № I.
 Самолетное переговорное устройство СПУ-7
 Пожарные краны
 Сигнализация выпуска шасси и закрылков
 Управление поворотом передних колес
 Управление закрылками
 Высотный сигнализатор ВС-46
 Указатель положения закрылков УЗП-47
 Аппаратура, обеспечивающая работу двигателей
 Указатель положения рычагов топлива УПРТ-2
 Дежурное освещение
 Подсвет приборов и щитков красным светом
 Комбинированные лампы ЛК-56

Освещение кабин экипажа
Герметизация, аварийного люка
Проходное освещение
Управление сигнальными ракетами ПР-8
Освещение рабочего места штурмана
Преобразователь ПТ-200Ц
Электрический моторный индикатор ЭМИ-ЗРТИ
Усилитель УРТ-24
Управление клапаном подачи топлива в гидросистему
Автоматическое растормаживание колес
Клапан останова двигателей
Сигнализация снятия винтов с упора
Отбор воздуха для воздушного обогрева
Самописец КЗ-63
Радиовысотомер РВ-4
Управление и возбуждение генераторов Г016ПЧ8
Самописец МСРП-12-96
Магнитофон МС-61Б
Светосигнальный огонь ОСС-6I
Сигнализатор обледенения РИО-2М (РИО-3)
Автомат углов атаки сигнализации и перегрузок АУАСП-14КР

Перечень потребителей, подключенных к аварийной шине 115 В

Автоматический радиокompас АРК-II № I
Радиостанция МВ (МВ-ДМВ) диапазона № I.
Изделие "023М" ("020М")
Усилитель УРТ-24
Радиовысотомер РВ-4
Электрический моторный индикатор ЭМИ-ЗРТИ
Измерители крутящих моментов и приборы контроля давления в гидросистеме

ПРИМЕЧАНИЕ. На самолетах некоторых серий на аварийные шины могут быть подключены другие потребители. Возле АЗС аварийных потребителей имеется цветная точка.

8.10.2. Освещение

Общие сведения

Для обеспечения полетов ночью самолет снабжен наружным и внутренним светотехническим оборудованием.

К наружному светотехническому оборудованию относятся:

- две посадочно-рулежные фары ПРФ-4;
- аэронавигационные огни БАНО-57 (левый с красным светофильтром, правый с зеленым светофильтром), а в хвостовой части фюзеляжа - хвостовой огонь ХС-62 с бесцветным светофильтром;
- два светосигнальных огня ОСС-61 ;
- одна фара подсвета стабилизатора ФС-155;
- строевые огни ПССО-45М.

Внутреннее освещение включает: освещение кабин и отсеков синим светом и освещение красным светом пультов, щитков и приборных досок плафонами и светильниками.

Органы управления наружным и внутренним светотехническим оборудованием показаны на рис. 8.10.4.

Проверка перед полетом

Наружное освещение

Для проверки посадочно-рулежных фар:

- установить переключатель "ВЫПУЩЕНЫ - УБРАНЫ" в положение "ВЫПУЩЕНЫ";
- установить переключатель "БОЛЬШОЙ СВЕТ - МАЛЫЙ СВЕТ" последовательно в положение "БОЛЬШОЙ СВЕТ" и "МАЛЫЙ СВЕТ" убедиться в нормальной работе фар в посадочном и рулежном режимах;
- установить переключатель "БОЛЬШОЙ СВЕТ - МАЛЫЙ СВЕТ" в отключенное положение;
- установить переключатель "ВЫПУЩЕНЫ - УБРАНЫ" в положение "УБРАНЫ";
- установить переключатель "ВЫПУЩЕНЫ - УБРАНЫ" в отключенное положение через 10-15 с после уборки фар.

Для проверки аэронавигационных огней:

- включить выключатель "АНО" и убедиться в нормальной работе аэронавигационных огней;

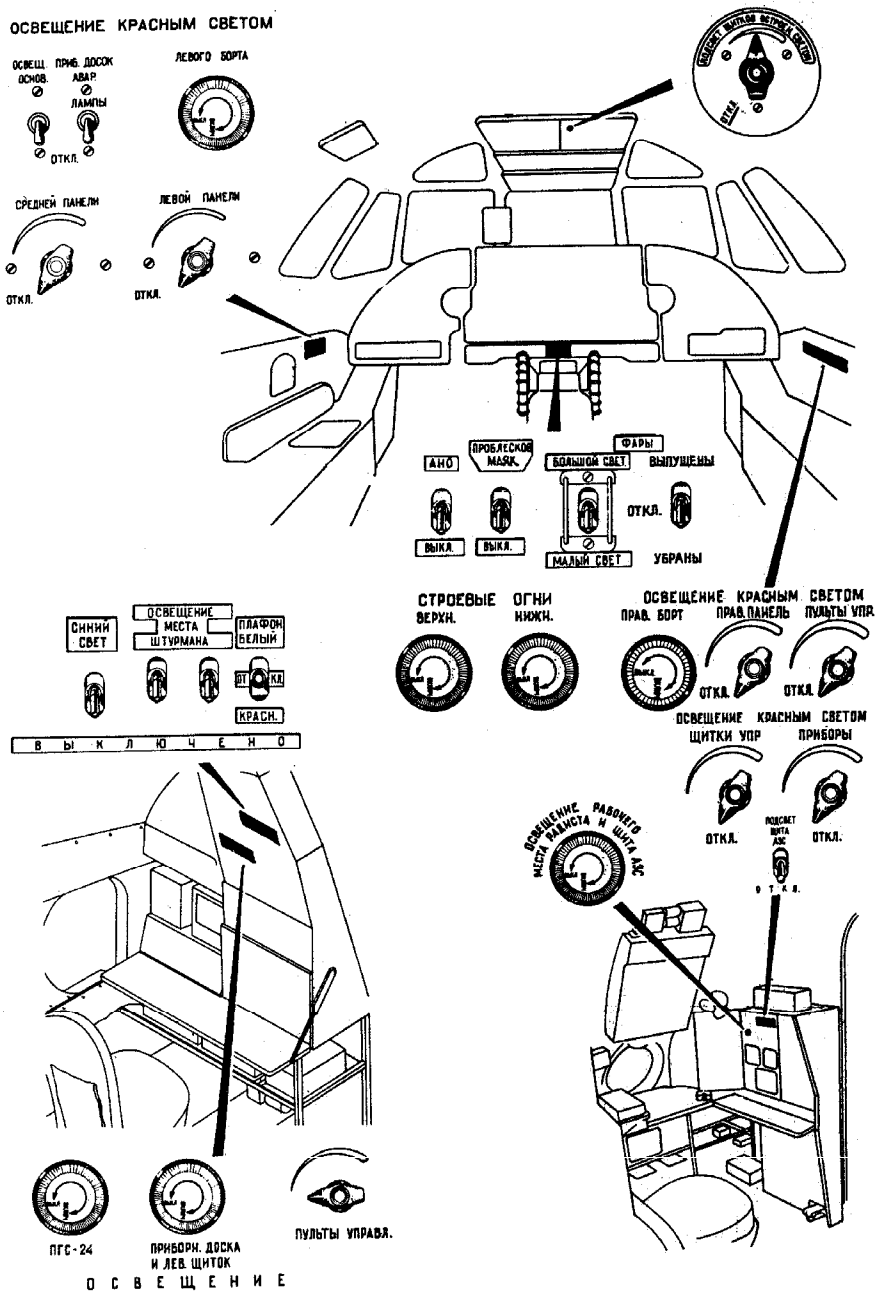


Рис. 8.10.4. Расположение органов управления светотехническим оборудованием в кабине экипажа

- отключить выключатель "АНО". Для проверки светосигнальных

огней:

- включить выключатель "ПРОБЛЕСКОВ. МАЯК" и убедиться в нормальной работе светосигнальных огней;

- отключить выключатель.

Для проверки фары подсвета стабилизатора:

- включить выключатель фары, установленный на пульте управления грузовым люком, и убедиться в ее нормальной работе;

- отключить выключатель. Для проверки строевых огней:

- поворотом ручек реостатов "СТРОЕВЫЕ ОГНИ" из левого крайнего положения в правое включить и убедиться в изменении яркости свечения строевых огней от минимальной до максимальной;

- отключить огни поворотом до упора ручек реостатов "СТРОЕВЫЕ ОГНИ" против хода часовой стрелки,

Внутреннее освещение

Для проверки освещения красным светом приборных досок, пультов, щитков и приборов:

- поворотом ручек реостатов регулировочных трансформаторов из левого крайнего положения в правое включить красный свет и убедиться в изменении яркости освещения красным светом от минимальной до максимальной;

- отключить светильники освещения красным светом поворотом до упора ручек регулировочных трансформаторов против хода часовой стрелки.

8.10.3. Сигнализация

Общие сведения

К системе сигнализации на самолете относится централизованная система СОРЦ1, которая служит для оповещения летчиков о возникновении опасных режимов работы систем и агрегатов.

При возникновении опасных режимов работы СОРЦ1 автоматически включает красную лампу-кнопку "КСЦ" и табло с соответствующей надписью.

Система может сигнализировать одновременно о десяти отказах. Предусмотрен контроль исправности всех ламп табло СОРЦ1, а также ламп табло сигнализации отказа двигателей и остатка топлива 580 (680) кгс кнопкой "КОНТР. ЛАМП".

Проверка перед полетом

Для проверки СОРЦ1:

- нажать лампу-кнопку "КСЦ", при этом лампа-кнопка должна

загореться;

- нажать кнопку "КОНТР. ЛАМП"» при этом лампы всех табло СОРЦІ и лампы табло сигнализации отказа двигателей и остатка топлива 580 (680) кто должны гореть непрерывно, а "КСЦ" с красным светофильтром должна мигать;

- отпустить кнопку "КОНТР. ЛАМП", при этом лампы сигнальных табло должны погаснуть;

- нажать и отпустить "КСЦ", при этом лампа-кнопка должна, погаснуть.

Эксплуатация в полете

После загорания лампы-кнопки центральной сигнализации "КСЦ" и соответствующего сигнального табло установить причину неисправности ,после чего подготовить систему к приему следующего сигнала, нажав и отпустив лампу-кнопку "КСЦ", которая при этом должна погаснуть.

8.11. Пилотажно-навигационное и приборное оборудование.

8.11.1. АВТОПИЛОТ

Общие сведения

Электрический автопилот предназначен для автоматической стабилизации и управления полетом самолета на заданной траектории. Автопилот обеспечивает:

- стабилизацию положения самолета относительно трех основных осей (продольной, вертикальной и поперечной);

- автоматический полет самолета по ортодромии (по сигналам ГПК) и по локсодромии (по сигналам ГИК) с переключением с ГПК на ГИК и обратно без отключения автопилота;

- стабилизацию высоты полета;

- автоматические довороты самолета на углы до 120° при работе от задатчика курса;

- набор высоты, снижение с углами тангажа $\pm 20^\circ$, выполнение координированных разворотов от рукоятки "РАЗВОРОТ"

с углами крена до $24^{+1}_{-4}^\circ$;

- приведение самолета к горизонтальному положению, при углах крена до $28 \pm 3^\circ$ и тангажа до $\pm 20^\circ$;

- автоматическое триммирование руля высоты с сигнализацией на

пульте управления автопилота наличия и направления усилия на штурвале;

- автоматическое отключение датчиками предельных отклонений рулей (ДПОР) и сигнализацию отключения рулевых малин (РМ) курса, крена и тангажа при забросе элеронов или РВ, вызванном отказом в соответствующем канале автопилота;

- возможность отключения РМ руля высоты с переводом канала тангажа в режим согласования;

- возможность пересиливания РМ через систему управления самолетом;

- возможность совмещенного управления.

В качестве силовых исполнительных механизмов в автопилоте применяются электрические РМ. Расположение органов управления и индикации автопилота показано на рис. 8.11.1.

ПРИМЕЧАНИЕ. На самолетах, доработанных сигнализацией предельных кренов, происходит автоматическое отключение РМ крена и направления при углах крена самолета больше $32 \pm 2^\circ$ и отключение всех РМ автопилота при отказе АГД-1 помощника командира экипажа.

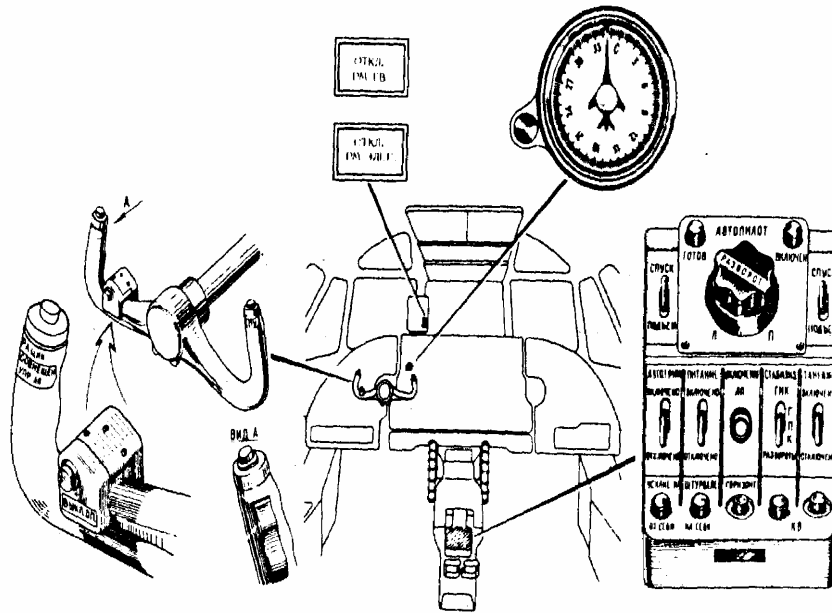


Рис. 8.11.1. Расположение органов управления и индикации автопилота АП-28Л1

Включение и проверка работоспособности

Командиру экипажа перед запуском двигателей убедиться, что:

- выключатель "ПИТАНИЕ" на пульте управления установлен в положение "ОТКЛЮЧЕНО", выключатели "ТАНГАЖ" и "АВТОТРИМ" - в положение "ВКЛЮЧЕНО", - рукоятка "РАЗВОРОТ" - в нулевом положении, а переключатель "ГИК - ГПК - РАЗВОРОТЫ" - в положение "ГИК" или "ГПК";
- автоматы защиты сети "АВТОПИЛОТ", "ГИК", "ГПК" и "АГД" включены;
- предохранительные колпачки выключателей "ДПОР", "АВАРИЙНОЕ ОТКЛ. РМ АВТОПИЛОТА" должны быть законтрены и опломбированы в закрытом положении, предохранительный колпачок на выключателе "ПРОВЕРКА АП НА ЗЕМЛЕ" - в закрытом положении.

Расстопорить органы управления самолетом и проверить их свободный ход от одного крайнего положения до другого.

Командиру экипажа после запуска двигателей и подключения питания к бортсети:

- включить выключатели АГД. Дать команду штурману включить выключатели ГИК и ГПК;

- убедиться в нормальной работе АГД помощника командира экипажа. Согласовать компас ГИК, для чего нажать кнопку "БЫСТРОЕ СОГЛАС. КОМПАСА";

- установить выключатель "ПИТАНИЕ" на пульте управления в положение "ВКЛЮЧЕНО" (через 10-100 с должна загореться желтая лампа "ГОТОВ" на пульте управления);

- поочередно резко отклонить органы управления самолетом от нейтрального положения не больше чем на половину их хода. При этом желтая лампа "ГОТОВ" должна погаснуть, а после прекращения движения органами управления - загореться;

- установить органы управления самолетом и триммеры РН и элеронов в нейтральное положение (горят сигнальные лампы нейтрального положения триммеров элерона "ТРИММЕР НЕЙТР. ЭЛЕРОН" и РН "ТРИММЕР НЕЙТР. РН");

- при горячей лампе "ГОТОВ" нажать кнопку "ВКЛЮЧЕНИЕ АП". Лампа "ГОТОВ" на пульте управления должна погаснуть, а зеленая лампа "ВКЛЮЧЕН" должна загореться (автопилот включен). Прикладывая усилия около 10 кгс к органам управления самолетом, убедиться, что рулевые машины включены и препятствуют свободному перемещению органов управления.

На самолетах, оборудованных системой блокировки управления триммерами РН и элерона, при этом загораются зеленые лампы-кнопки "ТРИММЕР ОТКЛЮЧЕН ЭЛЕРОН" и "ТРИММЕР ОТКЛЮЧЕН РН". В случае если лампы-кнопки "ТРИММЕР ОТКЛЮЧЕН ЭЛЕРОН" и "ТРИММЕР ОТКЛЮЧЕН РН" не горят, нажать на лампы-кнопки. Если при этом они загораются, значит неисправна цепь блокировки соответствующего триммера. Если лампа не горит, заменить ее. Нажимая влево, затем вправо переключатели управления триммерами РН и элерона и удерживая их

нажатыми в течение 3-5 с, убедиться, что сигнальные лампы нейтрального положения триммеров элерона "ТРИММЕР НЕЙТР. ЭЛЕРОН" и РН "ТРИММЕР НЕЙТР. РН" не гаснут;

- потянуть штурвал на себя с усилием около 10 кгс, через 1 с начнет двигаться в направлении от себя штурвальчик триммера, а через 6-10 с должна загореться лампа "УСИЛИЕ НА ШТУРВАЛЕ НА СЕБЯ" на пульте управления АП и табло "НАЛИЧИЕ УСИЛ. Р.В." на козырьке приборной доски летчиков; выполнить аналогичную проверку, прикладывая усилия к штурвалу от себя (должна загореться лампа "УСИЛИЕ НА ШТУРВАЛЕ ОТ СЕБЯ" и табло "НАЛИЧИЕ УСИЛ. Р.В.", а штурвальчик триммера должен вращаться на себя);

- не доводя до срабатывания ДПОР, повернуть рукоятку "РАЗВОРОТ" влево, затем вправо и нажать переключатель "СПУСК - ПОДЪЕМ" в положение "СПУСК", а затем "ПОДЪЕМ", При этом штурвал должен отклониться по крену и тангажу в соответствующую сторону. Оставить штурвал отклоненным по крену и тангажу;

- нажать кнопку "ГОРИЗОНТ", при этом органы управления самолетом должны возвратиться в положение, близкое к нейтральному, а на пульте управления загореться лампа "КВ".

В этом случае автопилот в режиме управления не работает. Для перехода в режим управления установить рукоятку "РАЗВОРОТ" в нулевое положение и нажать кнопку "ВКЛЮЧЕНИЕ АП";

- пересилить РМ элеронов, перемещая штурвал влево или вправо с усилием около 25 кгс до срабатывания ДПОР, при этом РМ элеронов и РН должны отключиться (штурвал и педали свободно перемещаются) и должны загореться табло "ОТКЛ. РМ ЭЛЕР." (на самолетах, оборудованных сигнализацией предельного крена, сработает звуковая сигнализация);

- нажать и отпустить кнопку "СОВМЕЩ. УПР. АП" на штурвале командира экипажа, РМ курса и крена должны подключиться. Табло "ОТКЛ. РМ ЭЛЕР." должно погаснуть, звуковая сигнализация - отключиться;

- пересилить РМ тангажа, перемещая штурвал с усилиями около 20-25 кгс от себя или на себя до срабатывания ДПОР, при этом РМ канала РВ отключается (штурвал свободно перемещается в направлении от себя и на себя) и загорается табло "ОТКЛ. РМ РВ" (на самолетах, оборудованных сигнализацией предельного крена, сработает звуковая сигнализация);

- выключить автопилот кнопкой "ВЫКЛ. АП" на штурвале помощника командира экипажа, табло "ОТКЛ. РМ РВ" должно погаснуть, а звуковая сигнализация - отключиться. Включить автопилот;

- нажать кнопку "СОВМЕЩ. УПР. АП" на штурвале помощника командира экипажа. Убедиться, что рулевые машинки не препятствуют

свободному перемещению органов управления;

- отпустить кнопку "СОВМЕЩ. УПР. АП", рулевые машинки должны препятствовать свободному перемещению органов управления;

- установить выключатель "ТАНГАЖ" на пульте управления автопилотом в положение "ОТКЛЮЧЕНО". Убедиться, что штурвал по тангажу и штурвальчик управления триммером РВ перемещаются свободно;

- установить выключатель "ТАНГАЖ" на пульте в положение "ВКЛЮЧЕНО", при этом РМ руля высоты препятствует свободному перемещению штурвала;

- вращая штурвальчик триммера РВ на себя и от себя, убедиться, что пересиливание автотриммера от штурвальчика возможно;

- совместить с помощью кремальеры стрелку левого задатчика курса ЗК-2 с неподвижным индексом;

- установить переключатель "ГИК - ГПК - РАЗВОРОТЫ" в положение "РАЗВОРОТЫ";

- повернуть кремальерой шкалу левого задатчика курса ЗК-2 на $5-10^\circ$ в любую сторону от установленного положения. Штурвал должен отклониться по крену до угла срабатывания ДПОР, а табло "ОТКЛ. РМ ЭЛЕР." должно загореться (на самолетах, оборудованных сигнализацией предельного крена, работает звуковая сигнализация);

- установить органы управления самолетом в нейтральное положение, а переключатель "ГИК-ГПК-РАЗВОРОТЫ" в положение "ГИК" или "ГПК";

- выключить автопилот с помощью кнопки "ВЫКЛ. АП" на штурвале командира экипажа, табло "ОТКЛ. РМ ЭЛЕР." должно погаснуть, а звуковая сигнализация - отключиться. Убедиться в свободном перемещении органов управления и вновь включить автопилот;

- установить выключатель "ПИТАНИЕ" в положение "ОТКЛЮЧЕНО". Проверить свободный ход органов управления, отклонял их из одного крайнего положения в другое (при необходимости застопорить).

ПРИМЕЧАНИЕ. При несоответствии работы автопилота требованиям данных проверок пользоваться автопилотом в полете запрещается.

Пилотирование самолета с помощью автопилота

Пользоваться автопилотом разрешается на высоте полета не меньше 300 м и скоростях по прибору от 280 до 460 км/ч при всех эксплуатационных весах и центровка самолета. Включение автопилота обеспечивается при углах крена до $28 \pm 3^\circ$ и углах тангажа до 20° .

При выполнении полетов на высотах больше 6000 м, а также в сложных метеорологических условиях разворота самолета с включенным автопилотом выполнять с креном не больше 17° .

При управлении от рукоятки "РАЗВОРОТ" углы крена могут достигать $24^{+1}_{-4}^{\circ}$. При включении автопилота во время выполнения разворота или спирали от кнопки "ВКЛЮЧЕНИЕ АП" самолет по крену приводится к горизонту, а по тангажу сохраняет заданный режим полета. При отклоненной рукоятке "РАЗВОРОТ" автопилот не включается.

Если самолет пилотируется с помощью автопилота и у летчика возникает необходимость быстро вмешаться в управление самолетом, ему необходимо нажать кнопку совмещенного управления на штурвале. При этом РМ не будет препятствовать перемещению рулей. При отпускании кнопки совмещенного управления (рукоятка "РАЗВОРОТ" в нулевом положении) самолет по крену приводится к горизонту, а по тангажу сохраняет заданный режим полета.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ПИЛОТИРОВАТЬ САМОЛЕТ С ПОМОЩЬЮ АВТОПИЛОТА ПРИ ОДНОМ РАБОТАЮЩЕМ ДВИГАТЕЛЕ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.
2. ПРИ ПОЛЕТАХ В ВОЗМУЩЕННОЙ АТМОСФЕРЕ (БОЛТАНКЕ) С ИЗМЕНЕНИЕМ ПЕРЕГРУЗКИ БОЛЕЕ 0,5 АВТОПИЛОТ ВКЛЮЧАТЬ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

В горизонтальном полете:

- включить выключатель "ПИТАНИЕ" на пульте управления, через 10-100 с должна загореться желтая лампа "ГОТОВ";
- установить режим горизонтального полета;
- сбалансировать самолет триммерами;
- согласовать кнопкой "БЫСТРОЕ СОГЛАС. КОМПАСА" компас ГИК;
- установить переключатель "ГИК - ГПК - РАЗВОРОТЫ" в нужное для полета положение ("ГИК" или "ГПК");
- убедиться, что рукоятка "РАЗВОРОТ" установлена в нулевое положение, выключатели "АВТОТРИМ." и "ТАНГАЖ" находятся в положении "ВКЛЮЧЕНО";
- нажать кнопку "ВКЛЮЧЕНИЕ АП", желтая лампа "ГОТОВ" должна погаснуть, а зеленая лампа "ВКЛЮЧЕН" загореться (на самолетах, оборудованных системой блокировки управления триммерами элеронов и РН. при этом загораются лампы-кнопки "ТРИММЕР ОТКЛЮЧЕН ЭЛЕРОН" и "ТРИММЕР ОТКЛЮЧЕН РН");
- для более точного выдерживания высоты в горизонтальном полете включить корректор высоты, нажав кнопку "КВ" на пульте управления, при этом должна загореться зеленая лампа "КВ". В момент включения корректора высоты вертикальная скорость самолета должна быть не более 1,5 м/с. При нажатии на переключатель "СПУСК - ПОДЪЕМ" корректор высоты автоматически отключается и гаснет зеленая лампа "КВ".

Автопилот позволяет изменять скорость полета разгоном или торможением от значения скорости, на которой был включен автопилот (как с включенным, так и с выключенным автотриммером), на величину до ± 60 км/ч.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ : I. В ПОЛЕТЕ С ОТКЛЮЧЕННЫМ АВТОТРИММЕРОМ ПРИ ОТКЛЮЧЕНИИ АВТОПИЛОТА ВОЗМОЖЕН РЫВОК РВ ИЗ-ЗА ИЗМЕНИВШЕГОСЯ ВО ВРЕМЯ ПОЛЕТА БАЛАНСИРОВОЧНОГО ПОЛОЖЕНИЯ РУЛЯ. ПОЭТОМУ ПРИ ДЛИТЕЛЬНОМ ПОЛЕТЕ РЕКОМЕНДУЕТСЯ ПЕРИОДИЧЕСКИ ОТКЛЮЧАТЬ АВТОПИЛОТ И ТРИММИРОВАТЬ РУЛИ.

2. ИЗМЕНЕНИЕ СКОРОСТИ В ПРЕДЕЛАХ БОЛЕЕ ± 60 км/ч ПРОИЗВОДИТЬ С ВЫКЛЮЧЕННОЙ РМ ТАНГАЖА. ПО ДОСТИЖЕНИИ ЗАДАННОЙ СКОРОСТИ ПЕРЕД ВКЛЮЧЕНИЕМ РМ ТАНГАЖА СБАЛАНСИРОВАТЬ САМОЛЕТ ТРИММЕРОМ РВ.
3. ПРИ НАЖАТИИ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЯ "СПУСК - ПОДЪЕМ" ПОСЛЕ РАЗГОНА ИЛИ ТОРМОЖЕНИЯ, ПРОИЗВОДИМЫХ С ВКЛЮЧЕННЫМ КОРРЕКТОРОМ ВЫСОТЫ. ВОЗМОЖЕН РЫВОК ПО РВ".
4. ПРИ ВКЛЮЧЕННОМ АВТОПИЛОТЕ ВЫПУСК ЗАКРЫЛКОВ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

Для выполнения разворота рукоятку "РАЗВОРОТ" повернуть вправо или влево. При достижений необходимого крена оставить рукоятку в отклоненном положении. Самолет с установившимся креном будет совершать координированный разворот. Необходимо помнить, что углу поворота рукоятки "РАЗВОРОТ" соответствует определенный угол крена самолета.

Для прекращения разворота вывести самолет из крена, установив рукоятку "РАЗВОРОТ" в нулевое положение.

ПРИМЕЧАНИЯ: I. Вывод самолета из крена с помощью рукоятки "РАЗВОРОТ" осуществлять в два этапа: сначала установить рукоятку "РАЗВОРОТ" в первое фиксированное положение, а когда изменение крена прекратится, в нулевое положение.

2. При вводе самолета в разворот и при выводе из разворота возможны небольшие рывки педалей и смещение шарика указателя скольжения до $1/2$ его диаметра.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. НА САМОЛЕТАХ, НЕ
ОБОРУДОВАННЫХ ОТКЛЮЧЕНИЕМ АВТОПИЛОТА
ПО СИГНАЛАМ ПРЕДЕЛЬНОГО КРЕНА И ОТКАЗА
ПИТАНИЯ ПРАВОГО АГД-1, РАЗВОРОТЫ САМОЛЕТА
ОТ РУКОЯТКИ "РАЗВОРОТ" ВЫПОЛНЯТЬ С КРЕНОМ
НЕ БОЛЕЕ 17°.**

Для выполнения разворота с помощью задатчика курса установить:

- заданный курс разворота - под неподвижный индекс, повернув кремальерой шкалу задатчика курса командира экипажа;

- переключатель " ГИК - ГПК - РАЗВОРОТЫ" - в положение "РАЗВОРОТЫ" , а после выхода самолета на требуемый курс - в положение "ГИК" или "ПК".

Для снижения (набора высоты) нажать переключатель "СПУСК-ПОДЪЕМ" в положение "СПУСК" ("ПОДЪЕМ"), удерживать его в этом положении до достижения самолетом необходимого угла тангажа, затем отпустить переключатель; самолет с установившимся углом тангажа будет снижаться (набирать высоту).

При наборе высоты, снижениях, разгонах и торможениях и при изменении скорости до 60 км/ч с включенным автопилотом возможны отклонения самолета по крену до 2,5° с последующим уменьшением крена в установившемся режиме полета.

Для вывода самолета в горизонтальный полет нажать переключатель "СПУСК - ПОДЪЕМ" в положение "ПОДЪЕМ" при снижении самолета, в положение "СПУСК" - при наборе высоты или нажать кнопку "ГОРИЗОНТ" на пульте управления.

При включенном положении переключателя "СПУСК - ПОДЪЕМ" скорость изменения самолетом угла тангажа составляет 0,7-0,3 °/с.

При снижении самолета на скоростях полета 400 км/ч и более с включенным автопилотом при возникновении тряски хвостового оперения выключить автопилот, сбалансировать самолет триммерами и снова включить автопилот. Если после балансировки самолета тряска возобновляется, выключить автопилот и продолжать снижение без автопилота.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ИЗМЕНЯТЬ ПОЛОЖЕНИЕ ТРИММЕРОВ
РУЛЕЙ И ЭЛЕРОНОВ ПРИ ВКЛЮЧЕННОМ
АВТОПИЛОТЕ ЗАПРЕЩАЕТСЯ (НА САМОЛЕТАХ,
ДОРАБОТАННЫХ БЛОКИРОВКОЙ УПРАВЛЕНИЯ
ТРИММЕРАМИ ЭЛЕРОНА И РН. ПРИ ВКЛЮЧЕННОМ
АВТОПИЛОТЕ ОТКЛЮЧАЕТСЯ РУЧНОЕ
УПРАВЛЕНИЕ ТРИММЕРАМИ ЭЛЕРОНА И РН).**

Для приведения самолета в горизонтальный полет с помощью кнопки "ГОРИЗОНТ":

- нажать кнопку "ГОРИЗОНТ", самолет автоматически будет приведен по крену и тангажу в положение прямолинейного горизонтального полета; по окончании процесса приведения самолета к горизонтальному полету автоматически включается корректор высоты и загорается лампа "КВ". Если приведение самолета в горизонтальный полет выполнялось в режиме "РАЗВОРОТ", после приведения самолета установить рукоятку "РАЗВОРОТ" в нулевое положение.

Кнопку "ГОРИЗОНТ" можно нажать как при включенном автопилоте (горит зеленая лампа "ВКЛЮЧЕН"), так и при работе автопилота в режиме согласования (горит желтая лампа "ГОТОВ").

После нажатия кнопки "ГОРИЗОНТ" управление самолетом от ручки "РАЗВОРОТ" и от переключателя "СПУСК - ПОДЪЕМ" невозможно;

- для обеспечения управления самолетом о помощью рукоятки "РАЗВОРОТ" и переключателя "СПУСК - ПОДЪЕМ" нажать кнопку "ВКЛЮЧЕНИЕ АП".

Автоматическое триммирование

Автотриммер обеспечивает автоматическое снятие нагрузок с РВ при включенном автопилоте. Автотриммер включается выключателем "АВТОТРИМ." на пульте управления автопилотом (при этом выключатель "ТАНГАЖ" должен быть включен).

При управлении по тангажу с помощью переключателя "СПУСК - ПОДЪЕМ" автотриммер автоматически отключается, а по окончании управления включается.

Отключение автопилота

Автопилот отключается:

- нажатием кнопки "ВЫКЛ. АП" на штурвалах летчиков;
- установкой переключателя "ПИТАНИЕ" на пульте управления в положение "ОТКЛЮЧЕНО";
- выключением АЗС "АВТОПИЛОТ", расположенным на щите АЗС бортрадиста. Рулевые машины автопилота отключаются:
 - нажатием кнопок "СОВМЕЩ. УПР. АП" на штурвалах летчиков;
 - выключателем "АВАРИЙНОЕ ОТКЛ. РМ АВТОПИЛОТА";
 - пересиливанием усилия на штурвале при его перемещении и отклонении до срабатывания ДПОР.

Рулевая машинка тангажа отключается также при установке выключателя "ТАНГАЖ" на пульте управления в положение "ОТКЛЮЧЕНО".

Во всех случаях при отключении автопилота летчику следует быть готовым к парированию рывка по РВ.

Возможные неисправности и действия экипажа

Признаки отказа	Действия экипажа
<p>1. Загорается табло "ОТКЛ. РМ ЭЛЕР." и срабатывает звуковая сигнализация вследствие резкой перекладки элеронов на скоростях полета меньше 300 км/ч, когда автоматически отключаются РМ крена и направления. Отказ сопровождается изменением крена самолета на 8° через 5 с с момента отказа.</p>	<p>Командиру экипажа отключить автопилот нажатием кнопки "ВЫКЛ. АП" и установкой выключателя "ПИТАНИЕ" в положение "ОТКЛЮЧЕНО". Сбалансировать самолет.</p> <p>ПРИМЕЧАНИЕ. Если автопилот не отключился, отключить РМ выключателем "АВАРИЙНОЕ ОТКЛ. РМ АВТОПИЛОТА".</p> <p>Дальнейший полет выполнять с отключенным автопилотом.</p> <p>ВНИМАНИЕ! ПРИ ОТКЛЮЧЕНИИ АВТОПИЛОТА ВОЗМОЖЕН РЫВОК ШТУРВАЛА ПО РВ С УСИЛИЕМ ДО 23 кгс.</p>
<p>2. Загорается табло "ОТКЛ. РМ РВ" и срабатывает звуковая сигнализация вследствие резкой перекладки РВ на скоростях полета 220-280 км/ч, когда автоматически отключается рулевая и триммерная машинки РВ. Отказ сопровождается ростом перегрузки до $\Delta\eta_y = \pm 0,45$. Угловая скорость изменения тангажа при этом не превышает 2 °/с.</p>	<p align="center">То же</p>
<p>3. Загорается лампа сигнализации арретирования и отсутствия питания на указателе АГД-1 (отказал авиагоризонт помощника командира экипажа), загорается табло "ОТКЛ. РМ ЭЛЕР.", "ОТКЛ. РМ РВ" и включается звуковая сигнализация.</p>	<p align="center">То же</p>

4. Горят лампы (лампа) "НА СЕБЯ" и (или) "ОТ СЕБЯ" и табло "НАЛИЧИЕ УСИЛ. Р.В.", но штурвальчик ручного управления триммером Р.В. не вращается.	Командиру экипажа отключить автопилот, сбалансировать самолет триммером Р.В. и отключить автотриммер. Дальнейший полет по усмотрению командира, экипажа выполнять без помощи автопилота или с включенным автопилотом при выключенном автотриммере.
5. При изменении скорости полета или наличии других причин, вызывающих изменение продольной балансировки самолета, не вращается штурвальчик ручного управления триммером Р.В, и не горит сигнализация наличия усилий.	Командиру экипажа отключить автопилот, сбалансировать самолет триммером Р.В. и отключить автотриммер. Дальнейший полет по усмотрению командира экипажа выполнять без помощи автопилота или с включенным автопилотом при выключенном автотриммере.

8.11.2. Гироиндукционный компас ГИК

Общие сведения

Гироиндукционный компас ГИК предназначен для определения магнитного курса полета и выдачи его на указатели УШ-2 и КППМ, а также для выдачи соответствующих сигналов в автопилот при полете по локсодромии и в навигационный индикатор.

В комплект компаса ГИК входит: индукционный датчик ИД, гироагрегат Г-3М, коррекционный механизм КМ, указатель штурмана УШ-2, два усилителя У-8М, усилитель У-6М, три кнопки согласования, соединительная коробка СК-19.

Кроме того, в комплекте с компасом ГИК работают два комбинированных пилотажных прибора КППМ и выключатель коррекции ВК-53РШ (на угловых скоростях более 0,1-0,3 °/с отключает горизонтальную коррекцию).

Питание ГИК переменным током осуществляется от преобразователя ПТ-1000ЦС.

Включение и проверка работоспособности

Для проверки ГИК:

- подключить источники постоянного и переменного тока;

- включить АЗС "ГИК" на щите АЗС;
- включить выключатель "ГИК" на приборной доске штурмана (рис. 6.11.2);
- через 2-3 мин после включения ГИК нажать кнопку "БЫСТРОЕ СОГЛАС. КОМПАСА" и произвести согласование компаса ГИК, сличить показания УШ-2 левого, правого КППМ (разница показаний не должна быть более 2°).

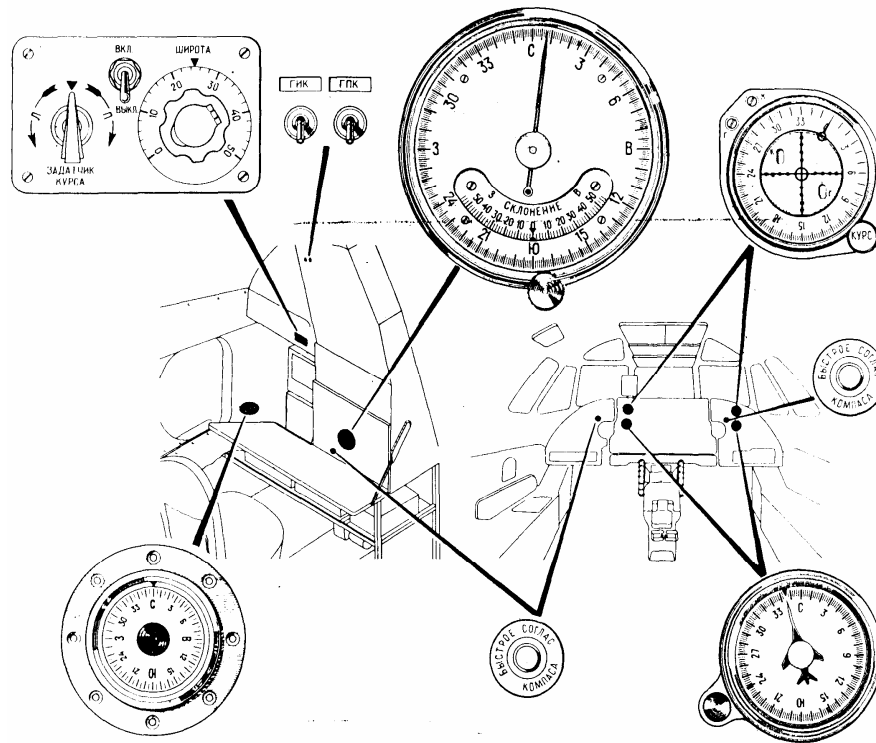


Рис. 8.11.2. Расположение органов управления ГИК и ГПК в кабине экипажа.

Эксплуатация ГИК

На исполнительном старте после установки самолета на линию взлета нажать кнопку "БЫСТРОЕ СОГЛАС. КОМПАСА". Убедиться, что стрелки указателей КППМ показывают магнитный курс ВПП.

В полете:

- отсчитывать магнитный курс по шкалам КППМ и УШ-2;

- устанавливать заданный курс самолета на КППМ кремальерой под неподвижный индекс;

- после выполнения длительных разворотов согласовывать компас нажатием кнопки "БЫСТРОЕ СОГЛАС. КОМПАСА". Согласование производить только в горизонтальном полете с установившейся скоростью полета.

После заруливания на стоянку выключить гиросинхронизированный компас ГИК.

8.11.3. Гиросинхронизированный компас ГИК

Общие сведения

Гиросинхронизированный компас ГИК предназначен:

- для выдерживания заданного курса при полете по ортодромии;
- для выполнения разворота на заданный угол и выдачи электрических сигналов в автопилот.

Включение и проверка работоспособности

Для проверки ГИК:

- подключить источники постоянного и переменного тока;
- включить АЗС "ГИК" на щите АЗС;
- включить выключатель ГИК (рис. 8.11.2);
- через 12 мин после включения ГИК рукояткой "ШИРОТА" на ПУ установить широту местонахождения самолета, если изменение широты на маршруте превышает 2°, или среднюю широту маршрута, если изменение широты на маршруте не превышает 2°;
- установить шкалу ГИК ручкой "ЗАДАТЧИК КУРСА" расположенной на пульте управления ГИК, последовательно на курсы 0, 90, 180 и 270°. Сличить показания шкалы ГИК и указателей ЗК-2. Разность не должна превышать $\pm 2^\circ$.

Эксплуатация ГИК

Ручкой "ЗАДАТЧИК КУРСА" установить шкалу ГИК на курс, равный магнитному курсу ГИК. При рулении убедиться, что гиросинхронизированный компас реагирует на изменение курса самолета при разворотах.

На исполнительном старте, после установки самолета на линию взлета убедиться, что ГИК показывает курс ВПП. В случае отличия показаний ГИК

от курса ВПП ручкой "ЗАДАТЧИК КУРСА" установить курс, равный курсу ВПП.

В полете:

- в момент пролета ИПМ вывести самолет на заданный курс по ГИК и сравнить показания ГПК с ГИК. При необходимости ручкой "ЗАДАТЧИК КУРСА" ГПК устранить рассогласование в показаниях компасов;

- периодически, через один час полета, курс самолета корректировать по компасу ГИК в направлении ортодромии и вводить поправку в показания ГПК ручкой "ЗАДАТЧНК КУРСА";

- при изменении широты на 2° от ранее установленной ручкой "ШИРОТА" ввести новое значение широты.

После заруливания на стоянку ГПК отключить.

8.11.4. Авиагоризонт

Общие сведения

Авиагоризонт - дистанционный АГД-1 предназначен для определения положения самолета

в пространстве относительно плоскости истинного горизонта, определения наличия и направления скольжения самолета, выдачи соответствующих электрических сигналов в автопилот (правый АГД).

На самолете установлено два комплекта авиагоризонтов.

Расположение авиагоризонтов в кабине экипажа показано на рис. 8.11.3.

На доработанных самолетах система авиагоризонтов имеет сигнализацию и отключение автопилота по предельному крену. Сигнализация предельных кренов срабатывает при достижении углов крена более:

- $15 \pm 1,5^\circ$ на приборных скоростях менее 245 км/ч;
- $32 \pm 2^\circ$ на приборных скоростях более 245 км/ч.

На скоростях более 245 км/ч в полете срабатывает световая и звуковая сигнализации, и выдается сигнал на отключение РМ автопилота по каналам руля направления и элеронов, а на скоростях менее 245 км/ч при взлете и посадке только световая сигнализация. Изменение величины предельного крена производится по сигналам сигнализатора приборной скорости ССА2-3.

Включение сигнализации предельных кренов производится при включении авиагоризонтов. Сигналы предельных кренов поступают с авиагоризонтов на световое табло "ВЕЛИК КРЕН ЛЕВ." или "ВЕЛИК КРЕН ПРАВ." При уменьшении крена табло гаснут и звуковая сигнализация отключается.

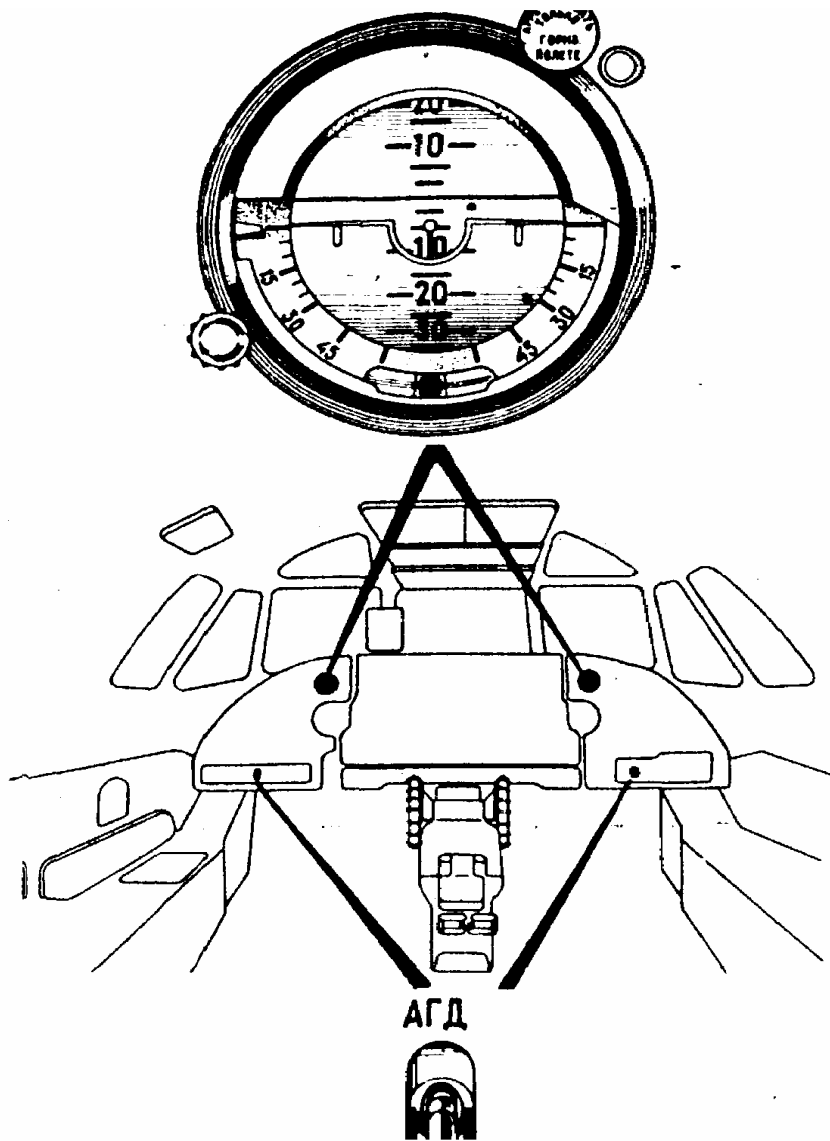


Рис. 8.11.3. Расположение авиагоризонтов в кабине экипажа

Сигналы предельных кренов поступают на табло командира экипажа с правого авиагоризонта, а на табло помощника командира экипажа с левого авиагоризонта. В связи с этим у табло командира экипажа сделана надпись "ПО ПРАВОМУ АГД", у табло помощника командира экипажа - "ПО ЛЕВОМУ АГД".

При загорании сигнальной лампы на указателе авиагоризонта сигнализация предельных кренов от этого авиагоризонта автоматически отключается. При этом от исправного авиагоризонта обеспечивается выдача только световой сигнализации (от левого АГД при кренах $15 \pm 1,5^\circ$, от правого АГД при кренах $15 \pm 1,5^\circ$ и $32 \pm 2^\circ$ в зависимости от скорости полета).

При срабатывании сигнализации предельных кренов убедиться в исправности авиагоризонтов, после чего уменьшить крен по исправному авиагоризонту.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВЫВОДИТЬ САМОЛЕТ ИЗ КРЕНА, РУКОВОДСТВУЯСЬ ТОЛЬКО СИГНАЛАМИ ТАБЛО ПРИДЕЛЬНЫХ КРЕНОВ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

Включение и проверка работоспособности

Для включения авиагоризонтов:

- совместить рукояткой индекс центровки шкалы тангажа с нулевым делением шкалы крена;
- включить бортовые аккумуляторы (или наземный источник постоянного тока). На указателях АГД загораются сигнальные лампы;
- подключить на борт источник переменного тока;
- включить АЗС АГД;
- включить выключатели "АГД", расположенные на приборной доске летчиков. Через 15 с (по окончании цикла арретирования) лампы сигнализации на указателях авиагоризонтов АГД должны погаснуть, а через 1,5 мин все авиагоризонты должны показывать значение стояночных углов самолета по углам крена и тангажа.

Проверить автоматическое переключение питания левого АГД с основного на аварийное питание 36 В, для чего:

- выключить преобразователь ПТ-1000ЦС. При этом загорается лампа сигнализации на указателе АГД правого летчика, а АГД левого летчика автоматически переходит на питание от преобразователя ПТ-200Ц;
- включить преобразователь ПТ-1000ЦС. Через 15 с лампа сигнализации правого АГД должна погаснуть.

Эксплуатация АГД

За 5-6 мин до выруливания включить питание АГД.

На исполнительном старте убедиться, что силуэты самодета на всех указателях авиагоризонтов занимают горизонтальное положение и совпадают с линией горизонта шкалы тангажа.

Сравнить показания левого и правого АГД.

В течение всего полета периодически сравнивать показания авиагоризонтов между собой и контролировать правильность их показаний по дублирующим приборам (ЭУП, УВ и ВАР).

Расхождение в показаниях авиагоризонтов более чем на $\pm 2^\circ$ свидетельствуют о неисправности одного из авиагоризонтов.

При расхождении в показаниях авиагоризонтов:

- вывести самолет в режим горизонтального полета, используя ВАР и ЭУП;

- нажать кнопку "АРРЕТИРОВАТЬ ТОЛЬКО ГОРИЗ. ПОЛЕТ", расположенную на лицевой части прибора. При этом загорается сигнальная лампа на указателе АГД. Через 15 с сигнальная лампа должна погаснуть. Если сигнальная лампа продолжает гореть, прекратить пользоваться данным АГД;

- отключить неисправный АГД и пилотировать самолет по исправному авиагоризонту. При загорании сигнальной лампы правого АГД в полете с включенным автопилотом происходит отключение автопилота.

Убедившись в неисправности правого АГД, выключить его и пилотировать самолет по левому АГД.

При загорании сигнальной лампы левого АГД в полете с включенным автопилотом выключить автопилот вручную.

При переходе на аварийное питание сигнализация по предельному крену отключается. При отказе любого авиагоризонта выполнение полета контролировать по показаниям ЭУП, УВ, ВАР и другим пилотажным приборам.

После заруливания на стоянку выключить авиагоризонты.

8.11.5. Электрический указатель поворота (ЭУП)

Электрический указатель поворота предназначен для указания направления разворота самолета относительно вертикальной оси и бокового скольжения.

Комплект ЭУП питается постоянным током напряжением 28,5 В.

Включение производится с помощью АЗС "ЭУП" на щите АЗС и выключателя "ЭУП", расположенного на левой панели приборной доски летчиков.

8.11.6. Центральная гировертикаль ИГВ-4 и указатель восстановления УВ-2

(для самолетов, на которых установлена РПСН)

Общие сведения

Центральная гировертикаль предназначена для определения положения самолета в пространстве относительно истинной вертикали места и выдачи электрических сигналов, пропорциональных углам крена и тангажа, в канал стабилизации антенны радиолокационной станции РПСН-2 для ее стабилизации.

В комплект центральной гировертикали входят указатель восстановления УВ-2, кнопки "АРРЕТИР ЦГВ" и "ТАНГАЖ", расположенные на левой приборной доске летчиков, и гировертикаль ЦГВ-4.

Указатель восстановления постоянно индицирует углы крена самолета на шкале с индексами "Л" и "П", соответствующими левому и правому кренам самолета.

При нажатой кнопке "ТАНГАЖ" указатель подключается на показания углов тангажа. При этом индекс "П" соответствует пикированию, а индекс "Л" - кабрированию.

Для ускорения арретирования необходимо нажать кнопку "АРРЕТИР ЦГВ".

Включение и проверка работоспособности

Проверку работоспособности ЦГВ производить в комплексе с проверкой радиолокационной станции РПСН-2 (РПСН-3Н).

Перед запуском двигателей включить автомат защиты сети "ЦГВ-4" на щите АЗС.

После запуска двигателей:

- подключить питание на бортсеть;
- включить выключатель "ЦГВ" на левой панели приборной доски летчиков;
- через 3-4 мин после включения нажать кнопку "АРРЕТИР ЦГВ" и убедиться, что стрелка указателя УВ находится на средней (нулевой) отметке шкалы при горизонтальном положении самолета;
- нажать кнопку "ТАНГАЖ" и убедиться, что стрелка указателя УВ находится на средней (нулевой) отметке шкалы;
- отпустить кнопку "АРРЕТИР ЦГВ";

- отключить выключатель "ЦГВ" на левой панели приборной доски летчиков.

Эксплуатация ЦГВ

За 3-5 мин до выруливания на старт:

- включить выключатель "ЦГВ" на левой панели приборной доски летчиков;

- нажать кнопку "АРРЕТИР ЦГВ" и удерживать ее 30-40 с. При наличии ускорения самолета в полете кнопку "АРРЕТИР ЦГВ" нажимать запрещается.

8.11.7. Система питания мембранно-анероидных приборов

Общие сведения

Система питания мембранно-анероидных приборов предназначена для подачи статического и полного воздушных давлений к мембранно-анероидным приборам (рис. 8.11.4, 8.11.5). На самолете установлено два приемника воздушных давлений ПВД-7 в верхней части фюзеляжа, на левом и правом борту между шпангоутами № 9 и 10. Кроме того, на левом борту самолета между шпангоутами № 5 и 6 установлен приемник полного давления ППД-1.

Питание приборов командира экипажа полным давлением осуществляется от левого приемника ПВД-7, а питание приборов помощника командира экипажа - от правого приемника ПВД-7.

Приемник ППД-1 осуществляет питание полным давлением приборов штурмана, сопровождающего, самописца КЗ-63, сигнализатора скорости ССА2-3 и датчиков системы МСРП-12. Кроме того, ППД-1 является резервным приемником полного давления приборов командира экипажа. В случае отказа питания полным давлением приборов командира экипажа от ПВД-7 с помощью крана "ДИНАМИКА - ОСНОВНАЯ - РЕЗЕРВНАЯ", установленного на левом пульте, приборы командира экипажа переключаются на питание полным давлением от ППД-1.

Камеры статического давления левого и правого приемников ПВД-7 попарно закольцованы и образуют три автономные магистрали статического давления. Питание на приборы командира экипажа, помощника командира экипажа, штурмана и самописцев поступает со средних точек магистралей трубопроводов, соединяющих соответствующие камеры статического давления левого и правого ПВД-7.

На самолетах, оборудованных только приемниками полного давления ППД-1, установлено три приемника: два на левом и один на правом борту самолета, между шпангоутами № 5 и 6. Приемники статического давления

расположены под приемниками ППД-1: два на правом и три на левом борту самолета.

Питание приборов помощника командира экипажа полным давлением осуществляется от приемника ППД-1, установленного на правом борту, питание приборов командира экипажа и штурмана - от ППД-1, установленных на левом борту.

Полное давление для самописца КЗ-63 и датчиков системы МСРП-12 поступает от приемника ППД-1 штурмана.

Система статического давления выполнена по полной схеме кольцевания, т.е. два приемника, установленные на левом борту, и два приемника, установленные на правом борту (всего стоит три на левом и два на правом борту), соединяются попарно и питание для приборов берется со средней точки трубопровода.

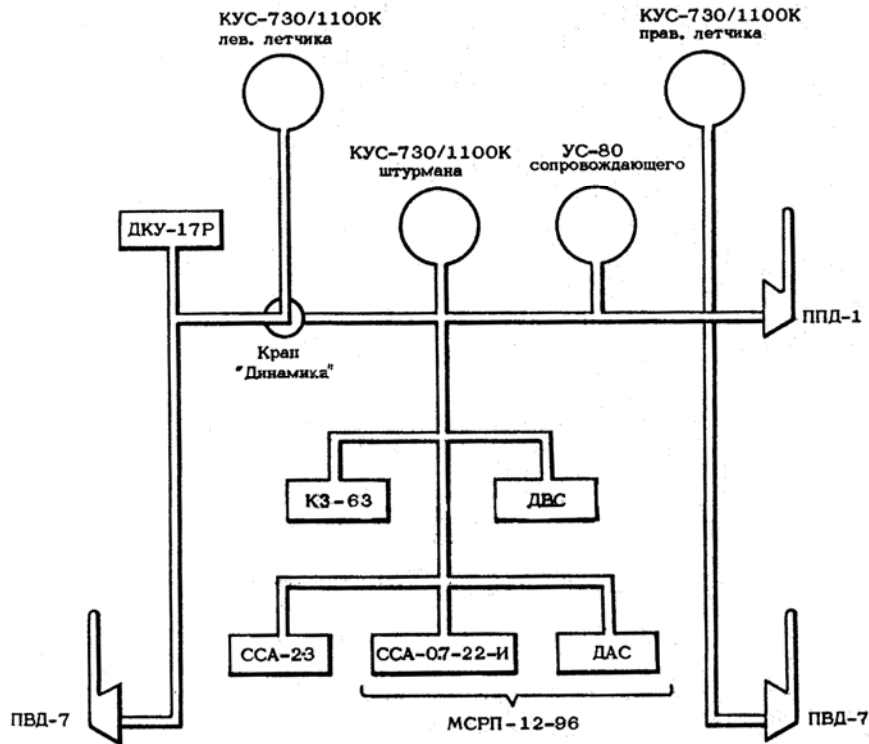


Рис. 8.11.4. Схема питания приборов динамическим (полным) давлением

Статическое давление для самописца КЗ-63 и датчиков системы МСРП-12 поступает от приемника статического давления, расположенного на левом борту самолета.

В случае отказа основных: статических систем питания приборов с помощью крана "СТАТИКА - ОСНОВНАЯ - РЕЗЕРВНАЯ" (рис. 8.11.6.) осуществляется от резервных приемников статического давления, установленных на нижней части стенки шпангоута № 4 негерметичного отсека.

При этом в момент выпуска и уборки шасси происходит кратковременное колебание показаний указателей скорости, высоты и вариометра, которое прекращается после закрытия створок шасси через 5-10 с.

На скоростях взлета, полета по кругу и захода на посадку, при переходе на резервную статику показание скорости уменьшается на 5-10 км/ч.

Приемники статического и полного воздушных давлений имеют электрический обогрев, управление которым осуществляется с помощью выключателей, установленных на пульте помощника командира экипажа.

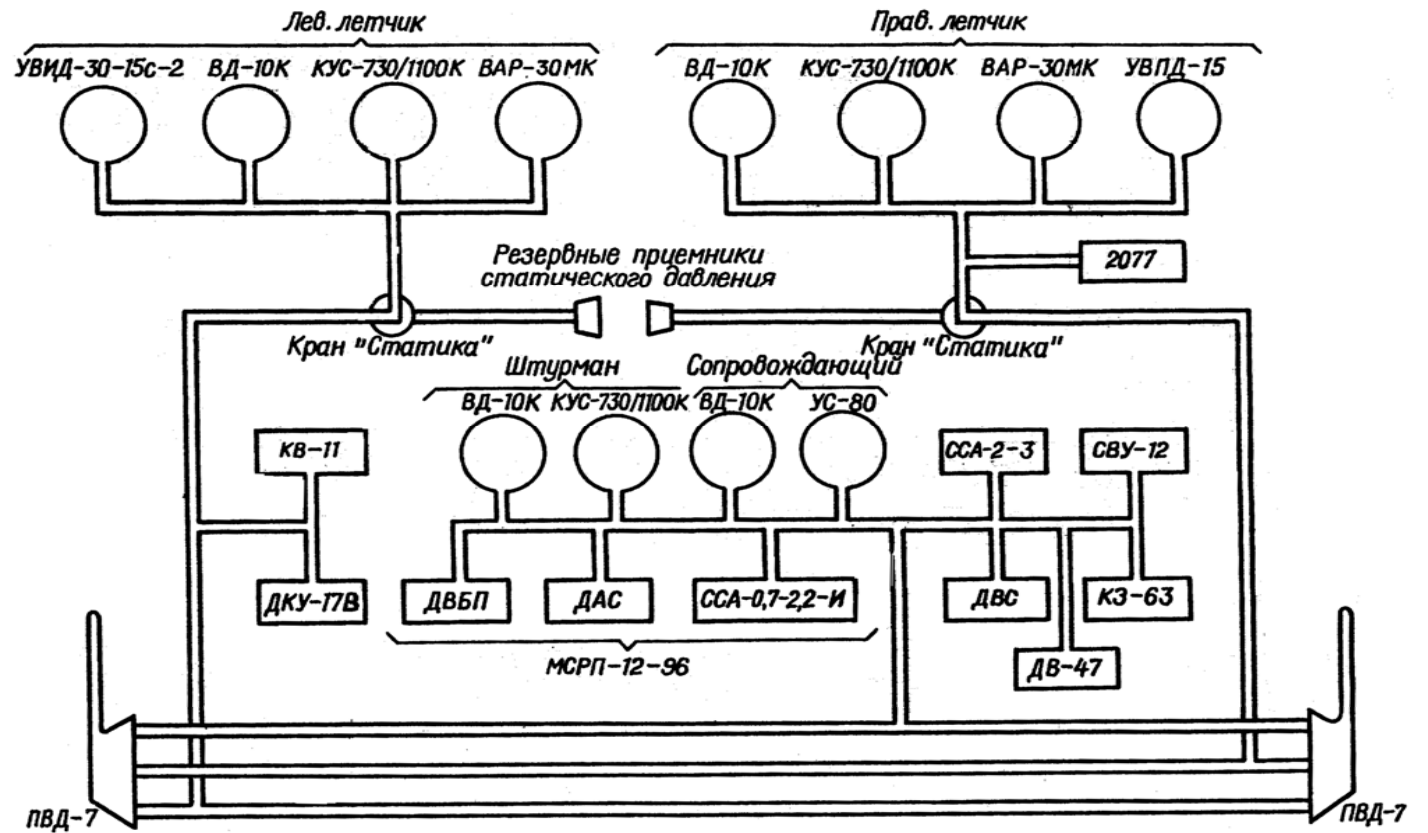


Рис.. 8.11.5. Схема питания приборов статическим давлением

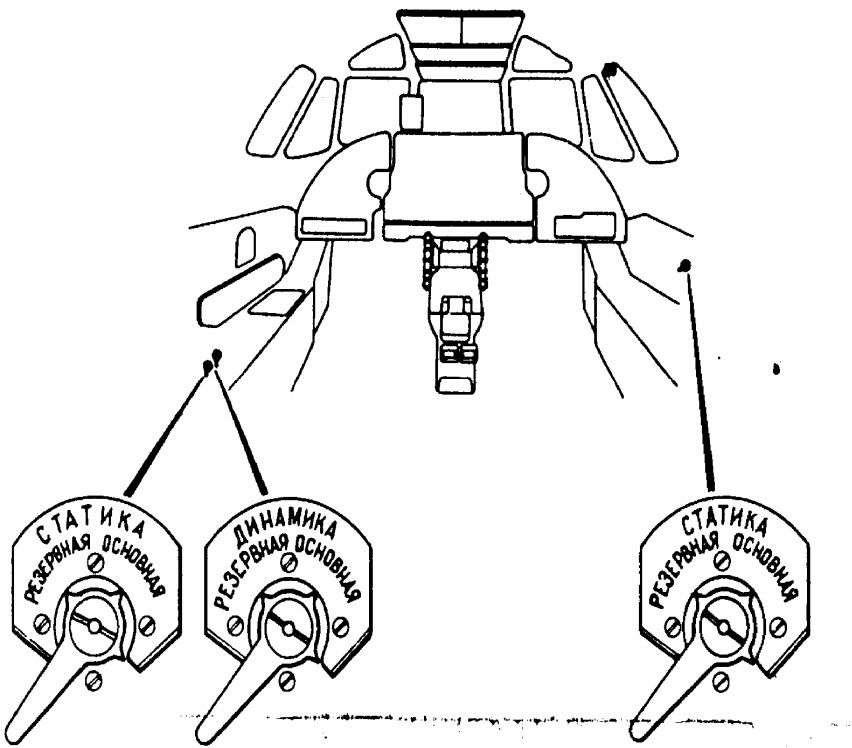


Рис.8.11.6. Расположение кранов переключения питания приборов статическим и динамическим давлением с основной на резервную систему в кабине экипажа

На всех самолетах для устранения скопления влаги в магистралях трубопроводов статической и динамической систем установлены влагоотстойники.

Включение и контроль исправности системы обогрева приемников ПВД-7, ПВД-1 и статических приемников производится с пульта помощника командира экипажа.

Возможные неисправности и действия экипажа

Признаки отказа	Действия экипажа
-----------------	------------------

<p>1. При изменении высоты полета показания высотомеров не изменяются, стрелки вариометров остаются на нулевых отметках шкал, показания указателей скорости при наборе высоты уменьшаются, а при снижении увеличиваются (закупорка в системах статического давления или обледенение приемников статического давления).</p>	<p>Проверить включение и исправность приемников воздушных давлений. Если через 3-5 мин после этого показания приборов не восстановятся:</p> <ul style="list-style-type: none"> - при отказе приборов командира экипажа и штурмана перевести ручку крана "СТАТИКА" на левом пульте из положения "ОСНОВНАЯ" в положение "РЕЗЕРВНАЯ"; - при отказе приборов помощника командира экипажа перевести ручку крана "СТАТИКА" на правом пульте из положения "ОСНОВНАЯ" в положение "РЕЗЕРВНАЯ".
<p>2. Показания указателей скорости и высотомеров неустойчивы: и постепенно уменьшаются независимо от режимов полета (нарушение герметичности систем статического давления). При полной разгерметизации статической системы высотомеры фиксируют "высоту" в кабине, а вариометры - изменения высоты в кабине.</p>	<p>В дальнейшем при отсчетах показаний высотомеров вводить поправки для резервных приемников статического давления.</p> <p>При отказе в работе приборов командира экипажа перевести ручку крана "СТАТИКА" на левом пульте из положения "ОСНОВНАЯ" в положение "РЕЗЕРВНАЯ". При этом, если показания приборов не восстановятся, пилотировать по приборам помощника командира экипажа, а ручку крана "СТАТИКА" вернуть в положение "ОСНОВНАЯ".</p> <p>При отказе в работе приборов помощника командира экипажа перевести рукоятку крана "СТАТИКА" на правом пульте из положения "ОСНОВНАЯ" в положение "РЕЗЕРВНАЯ". При этом, если показания приборов не восстановятся, пилотировать по приборам командира экипажа, а ручку крана "СТАТИКА" вернуть в положение "ОСНОВНАЯ".</p>

Признаки отказа	Действия экипажа
-----------------	------------------

<p>3. Показания указателей скорости не изменяются с изменением скорости в горизонтальном полете и увеличиваются при наборе или уменьшаются при снижении (закупорка систем полного давления или обледенение приемников воздушных давлений).</p>	<p>При отказе в работе приборов командира экипажа проверить включение и исправность обогревательного элемента приемника воздушных давлений ПВД-7 командира экипажа. Если через 3-5 мин после включения обогрева приемника показания приборов командира экипажа не восстановятся, а приборы штурмана и помощника командира экипажа работают нормально, перевести ручку крана "ДИНАМИКА" на левом пульте из положения "ОСНОВНАЯ" в положение "РЕЗЕРВНАЯ". В этом случае полное давление к приборам командира экипажа будет подаваться от приемника ПВД-1. При отказе в работе приборов помощника командира экипажа проверить включение и исправность обогревательного элемента ПВД-7 помощника командира экипажа. Если через 3-5 мин показания приборов не восстановятся, пилотировать по приборам командира экипажа и штурмана.</p>
<p>4. Показания указателей скорости увеличиваются независимо от режимов полета (нарушение герметичности систем полного давления). На высотах более 2000 м показания указателей скорости могут быть максимальными.</p>	<p>Показаниями указателя скорости неисправной системы полного давления не пользоваться.</p>

8.11.8. Вариометры

Вариометр ВАР-30 МК

Вариометр предназначен для измерения вертикальной скорости набора высоты и снижения самолета. Вариометр измеряет вертикальную скорость самолета в пределах от 0 до 30 м/с.

На самолете установлено два вариометра на левой и средней панелях приборной доски летчиков.

Вариометр ВР-10К

Вариометр предназначен для указания скорости изменения "высоты" в кабине самолета и используется как вспомогательный прибор.

На самолете установлен один вариометр на средней панели приборной доски летчиков. Вариометр измеряет скорость изменения "высоты" в кабине самолета в пределах от 0 до 10 м/с.

8.11.9. Высотомеры

Высотомер ВД

Высотомер ВД предназначен для определения высоты полета самолета в пределах от 0 до 10000 м относительно той изобарической поверхности, атмосферное давление которой установлено на барометрической шкале.

Высотомеры установлены на левой и центральной панелях приборной доски летчиков, на приборных досках штурмана и выпускающего (два высотомера). Лицевая часть прибора имеет две стрелки (узкую и широкую), два подвижных треугольных индекса, шкалу барометрического давления от 670 до 790 мм рт.ст. и кремальеру.

Кремальера предназначена для выставки необходимого барометрического давления и установки стрелок в требуемое положение. При вращении кремальеры одновременно перемещаются треугольные индексы, шкала барометрического давления и обе стрелки.

Индекс, передвигающийся по внешнему радиусу, указывает высоту в метрах. Индекс, передвигающийся по внутреннему радиусу, указывает высоту в километрах.

Высотомер УВИД-30-15К-2

Электромеханический высотомер УВИД-30-15 предназначен для измерения высоты относительно установленного барометрического уровня и выдачи сигнала высоты в самолетный ответчик СО-69. На передней панели прибора расположена сигнальная лампа, которая загорается при отсутствии питания прибора переменным током напряжением 115 В.

Для проверки работоспособности прибора включить высотомер выключателем "УВИД", ручкой "Р 0" установить стрелки высотомера на нуль. Высотомер исправен, если показания указателя давления высотомера соответствуют давлению дня (по данным метеостанции), приведенному к уровню стоянки, с допуском в зависимости от температуры окружающей среды $\pm 1,5$ мм рт. ст. в диапазоне температур от +15 до +35°C, а при других температурах допуск увеличивается на 0,5 мм рт.ст. на каждые 20°C изменения температуры.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПОВОРАЧИВАТЬ РУЧКУ "Р₀". ЕСЛИ ОТСУТСТВУЕТ ПИТАНИЕ ПРИБОРА ПЕРЕМЕННЫМ ТОКОМ (ГОРИТ СИГНАЛЬНАЯ ЛАМПА НА ПРИБОРЕ).

8.11.10. Комбинированный указатель скорости (КУС)

Комбинированный указатель скорости (КУС) предназначен для измерения истинной и приборной скорости самолета относительно воздушной среды.

Указатель скорости имеет две стрелки :

- широкая стрелка показывает приборную скорость самолета в диапазоне от 50 до 730 км/ч ;
- узкая стрелка показывает истинную воздушную скорость полета самолета в диапазоне от 400 до 1100 км/ч ;

Указатели скорости установлены на левой и средней панелях приборной доски летчиков и на приборной доске штурмана.

8.11.11. Указатель высоты и перепада давлений (УВПД)

Двухстрелочный указатель высоты и перепада давлений (УВПД) предназначен для измерения условной высоты в герметичной кабине, перепада давлений воздуха внутри кабины и окружающей самолет атмосфере в пределах условных высот от 0 до 15000 м и перепада давлений от - 0,04 до +0,6 кгс/см².

Прибор имеет две шкалы:

- шкалу условной высоты;
- шкалу указателя перепада давлений.

На шкале перепада давлений имеется красный сектор, указывающий на опасный перепад давлений.

Прибор установлен на средней панели приборной доски летчиков.

8.11.12. Навигационный индикатор

Навигационный индикатор предназначен для автоматического счисления пройденного пути и указания текущих координат самолета в километрах в условной прямоугольной системе координат. Направление осей координат по отношению к странам света может быть выбрано любое.

Перед использованием навигационным индикатором в полете:

- установить регулятор напряжения РК-2 в положение, соответствующее показанию вольтметра постоянного тока;
- установить на счетчике начальное положение обеих стрелок, соответствующее координатам исходного пункта маршрута (ИПМ);
- согласовать ГИК-1 нажатием кнопки "БЫСТРОЕ СОГЛАС. КОМПАСА";
- установить угол карты на шкале "УГОЛ КАРТЫ" автомата курса;
- установить на шкалах задатчика ветра скорость, направление ветра и угол карты.

При проходе ИПМ включить счисление пути с помощью АЗС "НИ-50БМ" на верхнем щитке штурмана.

В процессе полета систематически определять скорость и направление ветра. При их изменении соответственно менять показания шкал задатчика ветра.

При изменении угла карты установить новые показания на шкалах "УГОЛ КАРТЫ" автомата курса и задатчика ветра.

При выполнении самолетом эволюции примерно через 20 с после выхода самолета на прямолинейный курс произвести согласование ГИК-1 нажатием кнопки "БЫСТРОЕ СОГЛАС. КОМПАСА".

Ориентироваться по показаниям счетчика НИ-50БМК в соответствии с принятой для данного полета методикой пользования НИ-50БМК.

8.11.13. Астрокомпас

Всеширотный астрокомпас является оптико-механическим навигационным прибором предназначен для определения истинного курса самолета по Солнцу, Луне, звездам и планетам или по плоскости поляризации рассеянного атмосферой солнечного света, а также для определения и списывания девиации магнитных компасов.

Астрокомпас установлен на специальной передвижной раме с кареткой под астрокуполом, обеспечивающим визирование светил. Для пользования астрокомпасом имеется откидывающаяся подножка.

Установочная стойка прибора должна быть ориентирована так, чтобы линия, проходящая через риски с надписями "КУРС" и " $\pm 180^\circ$ ", была параллельна продольной оси самолета. При этом риска " $\pm 180^\circ$ " должна быть направлена в сторону носовой части самолета.

Перед использованием астрокомпасом установить его в положение, удобное для визирования светила, для чего:

- отвернуть стопорные барашковые гайки крепления поперечной рамы и каретки и убедиться в надежности их контровки; во избежание заклинивания каретки рамы перемещать ее на полозьях двумя ручками, прикладывая усилия с двух сторон;
- привести прибор в горизонтальное положение по уровням.

Истинный курс самолета по Солнцу, планетам или звездам определять согласно инструкции, изложенной в описании астрокомпаса.

В период продолжительного интервала между полетами астрокомпас необходимо снять, уложить в футляр, находящийся в запасном комплекте, и сдать его на хранение на склад, оставив на каретке установочную стойку прибора.

Перед эксплуатацией проверить правильность установки астрокомпаса при видимости Солнца, для чего:

- определить истинный курс стоящего на земле самолета каким-либо точным методом;
- установить компас на стойку, слабо закрепив крепежными болтами в положении, при котором линия, проходящая через риски с надписями "КУРС", " $\pm 180^\circ$ ", была бы направлена параллельно продольной оси самолета;
- завести часовой механизм и установить гринвичский часовой угол Солнца, рассчитанный для начала работы;
- установить широту и долготу места аэродрома;
- установить по азимутальному кругу истинный курс самолета;
- привести прибор в горизонтальное положение и, доворачивая его вместе с установочной стойкой, подвести световую полосу на экране солнечной визирной системы точно на середину промежутка между рисками;
- закрепить установочную стойку болтами.

8.11.14. Магнитный компас КИ-13

Магнитный компас КИ-13 является резервным компасом и предназначен для определения магнитного курса самолета в случае выхода из строя всех других имеющихся на самолете курсовых систем.

Магнитный компас расположен над приборной доской летчиков.

Компас нормально работает при кренах самолета до 17° .

Для определения в полете курса выключить радиолокатор и сделать серию отсчетов (3-5) через небольшие промежутки времени.

8.11.15. Термометр наружного воздуха (ТНВ)

Термометр наружного воздуха предназначен для измерения температуры заторможенного потока воздуха в пределах от -60 до $+150^\circ\text{C}$.

Термометр состоит из приемника температуры П-5 и указателя ТНВ-1.

На самолетах установлено два комплекта термометра. Указатели расположены на правой панели приборной доски летчиков и

на приборной доске штурмана.

8.11.16. Автомат углов атаки и перегрузок с сигнализацией (АУАСП)

Общие сведения

Автомат углов атаки и перегрузок с сигнализацией предназначен для:

- выдачи летчикам предупреждающей сигнализации о выходе самолета на опасный режим полета, т.е. на большие, близкие к критическим углы атаки и вертикальные перегрузки;

- индикации текущих углов атаки $\alpha_{тек}$ и вертикальных перегрузок η_y самолета в полете.

Автомат АУАСП включается в работу автоматически при отрыве колес передней опоры шасси от ВПП.

*

Включение и проверка работоспособности

После запуска двигателей и включения электропитания:

- включить АЗС "АУАСП" на щите АЗС, выключатель "АУАСП" на левом пульте;

- нажать кнопку "АУАСП КОНТР." на левом пульте, при этом на указателе УАП:

а) сектор предельно допустимых углов атаки $\alpha_{кр}$ установится на предельно допустимый взлетно-посадочный угол атаки $11,3^\circ$;

б) стрелка текущих углов атаки установится на угол атаки, равный или больший $10,8^\circ$;

в) стрелка текущих перегрузок η_y установится на предельное значение перегрузки (2.4ед.);

г) появится световой сигнал "КРИТИЧ. РЕЖИМ";

- отпустить кнопку "АУАСП КОНТР", при этом стрелка $\alpha_{тек}$ и сектор $\alpha_{кр}$ установятся в положения, соответствующие сигналам датчиков, стрелка η_y установится против отметки "+1" и исчезнет световой сигнал "КРИТИЧ. РЕЖИМ";

- выключить выключатель "АУАСП".

Эксплуатация АУАСП

Обогрев ДУА включать за 2 мин до начала разбега. Если взлет, задерживается больше чем на 2 мин, выключить обогрев ДУА и вновь его включить перед началом разбега.

На всех этапах полета контролировать соответствие текущего угла атаки режиму полета. При обнаружении несоответствия угла атаки по АУАСП режиму полета проверить АУАСП, нажав кнопку "АУАСП КОНТР.". Если АУАСП исправен, установить по нему рекомендуемый для данного режима угол атаки и проверить работу указателей скорости, высоты и вариометра. Если АУАСП неисправен, выдерживать рекомендуемую скорость по прибору.

При появлении сигнала критических режимов плавно отклонить штурвал от себя для уменьшения угла атаки или перегрузки.

После посадки выключить обогрев ДУА.

8.11.17. Магнитный самописец режимов полета

МСРП-12-96

Общие сведения

Система МСРП предназначена для регистрации параметров, характеризующих режим полета, работу силовой установки и систем самолета а также для сохранения полученной информации последних 30 мин работы МСРП. Система МСРП включается в работу автоматически после запуска одного из двигателей, лентопротяжный механизм - после отрыва колес передней опоры шасси при разбегае от ВПП или от сигнализатора ССА-0,7 - 2,2И при достижении скорости 70 км/ч.

Проверка работоспособности

Перед проверкой прогреть систему МСРП. Для прогрева системы включить выключатель "МСРП-12 КОНТРОЛЬ".

Время, необходимое для прогрева системы МСРП, оставляет: при температуре воздуха $+5^\circ\text{C}$ и выше - 5 мин;

- от +5 до -30 °С - 15 мин;
- от -30 до -40 °С - 20 мин;
- от -40 до -50 °С - 30 мин;
- от -50 °С и ниже - 40 мин.

После прогрева системы нажать кнопку "МСРП-12 ПРОВЕРКА ЛПМ" и убедиться в работе лентопротяжного механизма по миганию сигнальной лампы "МСРП-12 РАБОТА ЛПМ" на пульте помощника командира экипажа. Непрерывное горение или негорение лампы указывает на отказ лентопротяжного механизма или обрыв ленты. Отпустить кнопку.

После проверки выключить выключатель "МСРП-12 КОНТРОЛЬ".

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ВЫЛЕТ САМОЛЕТА С НЕИСПРАВНОЙ СИСТЕМОЙ МСРП ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

2. ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ "МСРП-12 КОНТРОЛЬ" ВО ВРЕМЯ ПОЛЕТА ДОЛЖЕН БЫТЬ ВЫКЛЮЧЕН.

Контроль за работой системы МСРП в полете осуществлять по миганию сигнальной лампы "МСРП-12 РАБОТА ЛПМ".

8.12. Радиоэлектронное оборудование

8.12.1. Радиостанции Р- 802В и Р- 802ГМ

Общие сведения

Радиостанции Р-802В и Р-802ГМ предназначены для ведения двусторонней телефонной радиосвязи с наземными командными пунктами и между самолетами в диапазоне 100-150 МГц.

Пульт управления радиостанцией Р-802В (Р-802ГМ) может иметь запоминающее устройство, позволяющее вести радиосвязь на 20 заранее настроенных каналах связи, или наборное устройство, позволяющее вести радиосвязь на любом канале (частоте) связи.

Включение радиостанций, выбор канала и ведение радиосвязи осуществляются командиром экипажа и его помощником.

Выход на внешнюю радиосвязь по Р-802В (Р-802ГМ) имеют все члены экипажа за исключением бортехника.

Настройка радиостанций

Для установки номера волны на запоминающем устройстве радиостанции:

- повернуть по ходу часовой стрелки фиксатор "ОТКР." и извлечь барабан запоминающего устройства из корпуса;
- повернуть рукоятку "КАНАЛ" на необходимый номер канала и на планке поднять толкатели соответственно заданному номеру волны. Для этого в каждой группе толкателей под надписями "СОТНИ", "ДЕСЯТКИ" и "ЕДИНИЦЫ" набрать необходимую комбинацию из номеров (1, 2, 3 и 6) толкателей, сумма которых равна соответственно цифре в разрядах сотен, десятков, единиц заданной волны ;
- установить запоминающее устройство в корпус и зафиксировать его. На наборном устройстве номер волны устанавливается поворотом дисков, соответствующих разрядам сотен, десятков, единиц заданной волны.

Перерасчет несущих частот в номера волн и номеров волн в значения частоты выполняется по формуле :

$$f_p = 100 + \frac{N - 1}{12}$$

где: f_p - несущая частота, МГц;

N - номер волны (номер кварца).

Набор частоты на запоминающем устройстве радиостанции Р-802ГМ производится в следующем порядке: в первой слева группе толкателей "СОТНИ" - цифры разряда десятков, во второй группе "ДЕСЯТКИ" - цифры разряда единиц и в третьей группе "ЕДИНИЦЫ" - цифры разряда десятых долей мегагерца.

Сотые доли мегагерца устанавливаются толкателем с надписью "С" (при утопленном толкателе устанавливается ноль сотых, а при поднятом толкателе - пять сотых заданной частоты связи).

Цифра разряда сотен мегагерц заданной частоты связи в запоминающем устройстве радиостанции не устанавливается.

Включение и эксплуатация

Для включения радиостанции:

- включить АЗС "УКР № I" ("УКР № 2") на щите АЗС бортрадиста;
- включить выключатели "УКР I" и "УКР II" на верхней щитке летчиков;

- установить переключатель "КАНАЛ" в требуемое положение или набрать заданную волну (частоту) связи дисками "ВОЛНА" ("ЧАСТОТА");
- установить переключатель "СПУ - РАДИО" на абонентском аппарате СПУ в положение "РАДИО";
- установить переключатель радиосвязей на абонентском аппарате СПУ в положение "УКР" при работе с радиостанцией Р-802В (Р-802ГМ) № I или в положение "ДР" при работе с радиостанцией Р-802В (Р-802ГМ) № 2;
- установить регулятор "ГР" на пульте управления радиостанцией в положение, обеспечивающее желаемую громкость принимаемого сигнала;
- установить выключатель "ПШ - ВЫКЛ." в положение "ПШ";
- установить переключателем "МОЩН. ПОЛН. - ПОНИЖ." необходимую мощность.

Для ведения связи:

- установить ручками "ПРОСЛ." и "ОБЩАЯ" на абонентском аппарате желаемую громкость;
- нажать кнопку "РАДИО" (ножную тангенту) для ведения передачи, для приема - отпустить.

8.12.2. Радиостанция Р-832М (Р-832)

Общие сведения

Радиостанция метрового и дециметрового диапазонов волн Р-832М (дециметрового диапазона Р-832) предназначена для ведения двусторонней телефонной радиосвязи экипажа с наземными пунктами и между самолетами на частотах 118 -140 и 220-389,95 МГц (220-389,95 МГц для Р-832). Радиостанция имеет 617 в диапазоне МВ и 3400 в диапазоне ДМВ (3400 в диапазоне 336№ для Р-832) волн связи.

Включение радиостанции, выбор канала и ведение радиосвязи осуществляются помощником командира экипажа. Выход на внешнюю связь по Р-832М (Р-832) имеют все члены экипажа за исключением борттехника.

Включение и эксплуатация

Для включения:

- включить АЗС "УКР № 2" на щите АЗС бортрадиста;
- включить выключатель "УКР П." на верхнем щитке летчиков;
- установить переключатель "СПУ - РАДИО" на абонентском аппарате в положение "РАДИО";
- установить переключатель радиосвязей на абонентском аппарате в положение "ДР".

На пульте управления:

- установить необходимый канал связи (частоту);
- включить подавитель шумов "ПШ";
- установить переключатель "Гр 50 % - 100 %" в положение, обеспечивающее наилучшую разборчивость.

Для ведения связи:

- установить ручками "ПРОСЛ." и "ОБЩАЯ" на абонентском аппарате желаемую громкость;
- нажать кнопку "РАДИО" (ножную тангенту) для ведения передачи, для приема - отпустить.

- ВНИМАНИЕ!** 1. УПРАВЛЕНИЕ РАДИОСТАНЦИЕЙ Р-832М МОЖЕТ ОСУЩЕСТВЛЯТЬСЯ БОРТРАДИСТОМ ПРИ НАЛИЧИИ НА БОРТУ ДВУХЩИТКОВОГО ВАРИАНТА Р-832М.
2. ПРИ РАБОТЕ РАДИОСТАНЦИИ Р-832М (Р-832) НА ПЕРЕДАЧУ НА ЧАСТОТАХ, РАВНЫХ ИЛИ БЛИЗКИХ ЧАСТОТЕ НАСТРОЙКИ ГРП-2М, ВОЗМОЖНО ЕЕ ВЛИЯНИЕ НА РАБОТУ ГРП-2М, ПРИВОДЯЩЕЕ К ОТКЛОНЕНИЮ ПЛАНКИ ГЛИССАДУ И ВЫПАДАНИЮ БЛЕНКЕРА НА КППМ.
 3. ПРИ РАБОТЕ РАДИОСТАНЦИИ Р-802В (Р-802ГМ) НА ПЕРЕДАЧУ НА ЧАСТОТАХ, РАВНЫХ ИЛИ БЛИЗКИХ ЧАСТОТЕ НАСТРОЙКИ КРП-ФМ, ВОЗМОЖНО ЕЕ ВЛИЯНИЕ НА РАБОТУ КРП-ФМ, ПРИВОДЯЩЕЕ К ОТКЛОНЕНИЮ ПЛАНКИ КУРСА И ВЫПАДАНИЮ БЛЕНКЕРА НА КППМ.
 4. ПРИ СОВПАДЕНИИ ЧАСТОТЫ ПРИЕМНИКА Р-832М (Р-832) С ЧАСТОТОЙ, РАВНОЙ ИЛИ КРАТНОЙ ЧАСТОТЕ НАСТРОЙКИ ПЕРЕДАТЧИКА Р-802В (Р-802ГМ), ВОЗМОЖНО УВЕЛИЧЕНИЕ ШУМОВ В ТЕЛЕФОНАХ.
 5. ОТКАЗАВШУЮ РАДИОСТАНЦИЮ В ПОЛЕТЕ ВЫКЛЮЧИТЬ.

8.12.2а. Радиостанции Р-863 № I и № 2

Общие сведения

Радиостанции метрового и дециметрового диапазона волн Р-863 предназначены для ведения двусторонней телефонной радиосвязи экипажа с наземными пунктами и между самолетами на частотах 100 -149, 975 и 220-399, 975 МГц в режимах амплитудной (АМ) и частотной (ЧМ) модуляции.

Кроме того, радиостанции обеспечивают дежурный прием сигналов на аварийной частоте (121,5 или 243 МГц), наличие приема контролируется сигнальной лампой "АП" на пульте управления.

Выход на внешнюю радиосвязь по радиостанциям Р-863 № 1 и № 2 имеют все члены экипажа, за исключением бортехника.

Включение и эксплуатация Для включения:

- включить АЗС "УКР № 1" ("УКР № 2") на щите АЗС бортрадиста;
- включить выключатель "УКР № 1" ("УКР № 2") на верхней щитке летчиков;
- установить переключатель "СПУ-РАДИО" на абонентском аппарате в положение "РАДИО";
- установить переключатель радиосвязей на абонентском аппарате в положение "УКР" для радиостанции № 1 или в положение "ДР" для радиостанции № 2. На пульте управления:
- установить переключатель "УПР" в положение, при котором загорается сигнальная лампа "УПР";
- установить переключателем "АМ-ЧМ" необходимый режим работы (основной режим работы "АМ");
- установить необходимую частоту (канал) связи;
- установить выключатель "ПШ" в верхнее положение.

Для ведения связи:

- установить ручкам "ПРОСЛ." и "ОБЩАЯ" на абонентском аппарате желаемую громкость и прослушивать работу радиостанций;
- для ведения передачи нажать кнопку "РАДИО" (ножную тангенту);
- при загорании лампы "АП" включить выключатель "АП" и прослушать передачу на аварийной частоте. Для ведения передачи на аварийной частоте необходимо установить аварийную частоту (канал) связи.

ПРИМЕЧАНИЯ: I. Не рекомендуется:

- подключать к выходу приемника радиостанции более трех пар телефонов;
 - вести связь на следующих пораженных частотах:
112; 132,25; 220; 224; 226; 228; 230; 232; 234; 236;
246; 248; 250; 252; 254; 256;
260; 266; 270; 280; 290; 300; 310; 360; 366,35; 370 МГц
 - вести связь при обеспечении дежурного приема сигналов на аварийной частоте 121,5 МГц на следующих частотах:
289,475; 289,5; 289,525; 385,975; 386; 386,025 МГц
 - вести связь при обеспечении дежурного приема сигналов на аварийной частоте 243 МГц на следующих частотах:
144,75; 145,325; 145,35; 363,325 МГц
2. При совпадении частоты приемника Р-683 № I. (№2) с частотой, равной или кратной частоте настройки передатчика Р-863 № 2 (№ I), возможно увеличение шумов в телефонах или запираение приемника.
 3. Отказавшую в полете радиостанцию необходимо выключить.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: I. ПРИ РАБОТЕ РАДИОСТАНЦИИ Р-863 (№ 2) В РЕЖИМЕ ПЕРЕДАЧИ НА ЧАСТОТЕ 243 МГц ВОЗМОЖНО СРАБАТЫВАНИЕ СВЕТОВОЙ СИГНАЛИЗАЦИИ ПРИЕМА СИГНАЛОВ АВАРИЙНЫМ ПРИЕМНИКОМ РАДИОСТАНЦИИ.

2. В МОМЕНТ СРАБАТЫВАНИЯ ЗВУКОВОЙ СИГНАЛИЗАЦИИ ОПАСНОЙ ВЫСОТЫ РАДИОВЫСОТОМЕРА ВОЗМОЖНО УХУДШЕНИЕ ПРОСЛУШИВАНИЯ СИГНАЛОВ ВНУТРИСАМОЛЕТ-НОЙ И ВНЕШНЕЙ СВЯЗИ.
3. ЕСЛИ У ОДНОГО ИЗ ЧЛЕНОВ ЭКИПАЖА КНОПКА "РАДИО" ПОСЛЕ ОТПУСКАНИЯ ЕЕ НЕ ВОЗВРАЩАЕТСЯ В ИСХОДНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ - ПЕРЕВЕСТИ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ РАДИОСВЯЗЕЙ НА АБОНЕНТСКОМ АППАРАТЕ СПУ ЭТОГО ЧЛЕНА ЭКИПАЖА ИЗ ПОЛОЖЕНИЯ "УКР" ("ДР") В ПОЛОЖЕНИЕ "РК-1" ИЛИ "РК-2". ВЕСТИ РАДИОСВЯЗЬ ТОЛЬКО С ДРУГИХ РАБОЧИХ МЕСТ.

8.12.3. Радиостанция Р- 836 с радиоприемником УС- 8К и средневолновым передатчиком СВБ- 5

Общие сведения

Радиостанция диапазона КВ Р-836 с радиоприемником УС-8К и передатчиком СВБ- 5 предназначена для двусторонней телефонно-телеграфной связи экипажа с наземными командными пунктами и самолетами.

Радиопередатчик Р-836 и радиоприемник УС-8К обеспечивают ведение радиопередачи на частотах 2-24 МГц и прием на частотах 230-350 кГц, 2,1-20 МГц.

Средневолновый передатчик СВБ- 5 предназначен для использования в высоких широтах в диапазоне частот 350-500 кГц.

Передатчик Р-836 имеет восемнадцать заранее настроенных каналов связи. Время перестройки с одного канала на другой не превышает 20 с.

Передачик и приемник работают на жесткую антенну длиной 16,1 м. Включение, настройка и управление работой радиостанции осуществляются бортрадистом. Выбор канала передатчика и настройка приемника обеспечиваются также с пультов управления помощника командира экипажа. Ведение двусторонней связи в телефонном режиме может осуществлять также командир экипажа на частотах, установленных на пультах управления. Штурману обеспечено только прослушивание сигналов радиоприемника УС-8К.

Включение и эксплуатация

Для включения и ведения связи бортрадисту:

- включить АЗР "ПРД КВ" на приборной доске радиста и АЗС "ПРМ КВ" на щите АЗС;
- установить переключатель "ПРМ СИМПЛ. - ТЛГ - ТЛФ" на пульте управления передатчиком Р-836 у радиста в положение "ТЛФ" или "ТЛГ" в зависимости от выбранного режима;
- установить на пульте управления необходимый для работы канал связи передатчика;
- установить переключатель радиосвязей на абонентском аппарате СПУ в положение "КР", а переключатель "СПУ - РАДИО" в положение "РАДИО";
- установить переключатель рода работы на пульте управления радиоприемником УС-8К в любое положение, кроме "ВЫКЛ.";
- настроить приемник на заданную частоту;
- вести передачу, нажав тангенту "РАДИО" или телеграфный ключ;
- установить необходимую громкость прослушивания регулятором "САМОКОНТРОЛЬ".

Для ведения связи помощнику командира экипажа:

- установить на пульте управления Р-836 переключатель "ОПЕРАТОР 1 - 2" в положение "I", при этом лампа "ВКЛ." на пульте управления Р-836 радиста будет гореть вполнакала, а на пульте управления Р-836 помощника командира экипажа полным накалом;
- установить переключатель радиосвязей на абонентском аппарате СПУ в положение "КР", а переключатель "СПУ - РАДИО" в положение "РАДИО";
- нажать кнопку переключателя пультов радиоприемника УС-8К и настроить приемник на нужную частоту;
- установить на пульте управления Р-836 необходимый для работы канал;
- для ведения передачи нажать кнопку "РАДИО" на штурвале. Для ведения связи командиру экипажа:
- установить переключатель радиосвязей на абонентском аппарате СПУ в положение "КР", переключатель "СПУ - РАДИО" в положение "РАДИО";
- для ведения передачи нажать кнопку "РАДИО" на штурвале.

Управление передатчиком СВБ- 5 - дистанционное, с пульта управления на рабочем месте радиста. Питание включается от АЗР "ПРД СВ" на рабочем месте радиста.

Настройка передатчиков Р-836 и СВБ- 5 производится согласно инструкции, прилагаемой к каждому изделию.

ПРИМЕЧАНИЕ. При работе радиопередатчиков Р-836 и СВБ- 5 в режиме "ПЕРЕДАЧА" возможно их влияние на радиостанции МВ, МВ-ДМВ диапазона, приемники радиоконпасов АРК- I I и приемник КРП-ФМ.

8.12.4. Коротковолновая радиостанция "МИКРОН"

Общие сведения

КВ радиостанция "Микрон" предназначена для ведения симплексной беспойсковой и бесподстроечной телефонной и телеграфной радиосвязи экипажа самолета с наземными командными пунктами и другими самолетами в диапазоне 2-24 МГц или только приема в диапазоне 2-28 МГц.

Время перестройки радиостанции с одной частоты на другую составляет 18-24 с, в режиме приема 4-5 с. Управление радиостанцией осуществляется бортрадистом.

Командир экипажа и помощник командира экипажа могут использовать радиостанцию для связи только в том случае, если она включена и настроена на нужную частоту бортрадистом. Штурман может только прослушивать работу приемника радиостанции.

Включение и эксплуатация

Для включения радиостанции:

- включить АЗС "КР";

- установить переключатель радиосвязей на абонентском аппарате СПУ в положение "КР";
- установить на пульте управления радиостанцией необходимую частоту при выбранном виде работы (вид работы "ЧТ" не задействован). По окончании цикла настройки индикаторная лампа "НАСТ." должна погаснуть - радиостанция готова к работе в режиме приема.

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. Установку частоты разрешается производить, когда индикаторная лампа "НАСТ." не горит. 2.

При загорании лампы "АВАРИЯ" выключить радиостанцию и через 3 с вновь ее включить;

- установить регуляторами "ОБЩАЯ" на абонентском аппарате СПУ и "ГРОМК." на пульте управления радиостанцией необходимую громкость принимаемого сигнала.

Для ведения связи в телефонном режиме:

- установить переключатель рода работы на пульте управления радиостанцией в одно из положений "ОМ", "ОМН" или "АМ";
- нажать кнопку "РАДИО" (ножную тангенту) для ведения передачи, для приема отпустить ее.

Для ведения связи в телеграфном режиме:

- установить переключатель рода работы на пульте управления радиостанцией в положение "АТ";
- установить переключатель "ПРМ - ПРД" на телеграфном ключе в положение "ПРД" для работы в режиме передачи;
- передать необходимую информацию, манипулируя телеграфным ключом.

Регулировку тона сигнала производить ручкой "ТОН" на пульте управления. Если в режиме передачи на пульте управления погаснет лампа "ПРД" и исчезнет самоконтроль, выключить и вновь включить режим передачи;

- установить переключатель "ПРМ - ПРД" на телеграфном ключе в положение "ПРМ" для работы в режиме приема.

Для ведения приема в режиме работы "ПРМ. 2-28 МГц":

- открыть крышку переключателя "ПРМ. 2-28 МГц" на пульте управления радиста;
- установить переключатель "ПРМ. 2-28 МГц" в положение, указанное стрелкой.

ПРИМЕЧАНИЕ. На пультах управления радиостанцией "Микрон" первых выпусков переключатель "ПРМ. 2-28 МГц" не установлен;

- набрать необходимую частоту в пределах 2-28 МГц ручками набора частоты. По окончании цикла настройки индикаторная лампа "НАСТ." должна погаснуть;

- установить регуляторами "ОБЩАЯ" на абонентском аппарате СПУ и "ГРОМК." на пульте управления радиостанцией необходимую громкость принимаемого сигнала;

- установить после проверки переключатель "ПРМ. 2-28 МГц" в положение, противоположное указанному стрелкой.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. РАЗРЕШАЕТСЯ ЭКСПЛУАТИРОВАТЬ РАДИОСТАНЦИЮ В ДИАПАЗОНЕ ТЕМПЕРАТУР ОТ -55 ДО +50 °С.

2. ВКЛЮЧАТЬ РАДИОСТАНЦИЮ ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА РЕЖИМЕ ЗЕМНОГО МАЛОГО ГАЗА ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

3. НЕ РЕКОМЕНДУЕТСЯ ПЕРЕСТРАИВАТЬ РАДИОСТАНЦИЮ "МИКРОН" ПРИ РАБОТЕ РАДИОСТАНЦИИ Р-III № 2 НА ПЕРЕДАЧУ ВВИДУ ВОЗМОЖНЫХ СБОЕВ НАСТРОЙКИ РАДИОСТАНЦИИ "МИКРОН" НА ОТДЕЛЬНЫХ УЧАСТКАХ РАБОЧЕГО ДИАПАЗОНА ЧАСТОТ.

4. ПРИ ОДНОВРЕМЕННОЙ РАБОТЕ РАДИОСТАНЦИИ "МИКРОН" и Р-III (ОДНОЙ НА ПЕРЕДАЧУ, А ДРУГОЙ НА ПРИЕМ) НА СОВПАДАЮЩИХ ЧАСТОТАХ И В ПОЛОСЕ +3.5 МГЦ ВОЗМОЖНЫ ВЗАИМНЫЕ ВЛИЯНИЯ. ЗАТРУДНЯЮЩИЕ ВЕДЕНИЕ СВЯЗИ.

При ведении радиосвязи с радиостанциями, имеющими пониженную стабильность частоты, возможна дополнительная настройка частоты принимаемого сигнала ручкой "СОТНИ Гц" на пульте управления.

При работе радиостанции "Микрон" на передачу и совпадении гармоник ее основной частоты с частотами настройки приемников КРП-ФМ и радиостанций МВ, МВ-ДМВ диапазона возможны:

- выпадение бленкера и колебания курсовых стрелок на приборах КППМ;
- появление помех при приеме радиостанциями МВ, МВ-ДМВ диапазона.

8.12.5. Самолетное переговорное устройство СПУ-7

Общие сведения

Самолетное переговорное устройство СПУ-7 предназначено для внутрисамолетной телефонной связи между членами экипажа по сетям № 1 и 2, для выхода их на внешнюю связь и для прослушивания сигналов навигационных устройств.

Переговорное устройство СПУ-7 обеспечивает:

- двустороннюю телефонную связь между членами экипажа;
- осуществление каждым абонентом внутренней циркулярной телефонной связи со всеми другими абонентами;
- прослушивание радиоприемных устройств;
- прослушивание внешней связи с пониженной громкостью при работе по внутренней сети (переключатель "СПУ - РАДИО" в положении "СПУ");
- плавное регулирование уровня сигналов, подаваемых в телефоны по сети как внутренней, так и внешней связи.

Для прослушивания сигналов наземных маяков на рабочем месте штурмана установлены выключатели прослушивания аппаратуры АРК-У2 (АРК-УД), РСБН-2с (кнопка "ПРОСЛУШИВАНИЕ РСБН"). У командира экипажа и его помощника на верхнем щитке установлены переключатели "ПРОСЛУШИВАНИЕ -АРК-П № 2 - АРК-У2 (АРК-УД)" для прослушивания принимаемых сигналов радиостанцией соответственно через АРК-П № 2 и АРК-У2 (АРК-УД) при установке переключателя радиосвязей на абонентском аппарате СПУ в положение РК-2.

Для связи наземного технического состава с экипажем самолета в условиях наземного обслуживания в носовой части фюзеляжа имеется разъем для подключения удлинительного шнура СПУ.

Включение и эксплуатация

Для включения СПУ:

- включить АЗС "СПУ-7" на щите АЗС;
- включить выключатели "СПУ № 1", "СПУ № 2" на рабочем месте радиста;
- установить переключатель "СЕТЬ 1-2" в требуемое положение. Для ведения внутрисамолетной связи:
- установить переключатель "СПУ - РАДИО" на абонентском аппарате в положение "СПУ";
- установить ручкой "ОБЩАЯ" на абонентском аппарате желаемую громкость сигнала;
- для ведения передачи нажать кнопку "РАДИО", для приема отпустить ее. Для циркулярного вызова нажать кнопку "ЦВ" на абонентском аппарате, вызвать нужного абонента на связь и отпустить кнопку.

Для приема сигналов навигационных устройств:

- установить переключатель радиосвязей на абонентском аппарате в положение, соответствующее выбранному навигационному устройству;
- установить ручкой "ПРОСЛ." на абонентском аппарате желаемую громкость принимаемых сигналов.

Для выхода на радиосвязь по радиостанциям диапазонов МВ, ДМВ и КВ:

- установить переключатель радиосвязей на абонентском аппарате в положения "УКР", "ДР". "КР" соответственно;
- установить ручкой "ПРОСЛ." на абонентском аппарате желаемую громкость сигналов;
- для передачи нажать кнопку (тангенту) "РАДИО", для приема отпустить ее.

8.12.6. Самолетный магнитофон МС-61Б

Общие сведения

Магнитофон МС-61Б предназначен для записи сигналов, прослушиваемых командиром экипажа автономной записи его речи с микрофона (ларингофона) авиагарнитуры. Включение и управление работой магнитофона осуществляется с рабочего места командира экипажа.

Включение и эксплуатация

Включение магнитофона производить перед запуском двигателей, а выключение после их полной остановки.

Кроме того, магнитофон включается автоматически после отрыва колес _передней_ опоры шасси от ВПП.

Для включения и записи переговоров:

- установить на пульте управления выключатель "ВКЛ. - ВЫКЛ." в положение "ВКЛ.", при этом загорается лампа "ЗАПИСЬ";
- установить нужную яркость освещения пульта управления ручкой "ПОДСВЕТ";
- установить переключатель "СПУ - ЛАР" в требуемое положение.

Магнитофон работает в режиме "НЕПРЕРЫВНАЯ РАБОТА" независимо от положения переключателя "НЕПРЕРЫВНАЯ РАБОТА - АВТОПУСК".

В режиме "ЛАР" командир экипажа отключается от выхода на внешнюю и внутреннюю связь. Переключатель "СПУ - ЛАР" устанавливать в положение "ЛАР" только в случае необходимости записи скрытой информации.

ПРИМЕЧАНИЕ. На самолетах с 86-й серии включение магнитофона происходит автоматически при установке переключателя "ПОВОРОТ КОЛЕСА" в положение "РУЛЕНИЕ" или "ВЗЛЕТ - ПОСАДКА", а также после отрыва основных опор шасси от ВПП независимо от положения выключателя "ВКЛ. - ВЫКЛ."

8.12.7. Автоматические радиокompасы АРК-II № I и 2

Общие сведения

Радиокompасы АРК-II № I и 2 предназначены для приема сигналов средневолновых радиостанций (120-1340 кГц), автоматического определения курсового угла радиостанции (КУР) и позволяют:

- осуществлять полет на радиостанцию и от нее с визуальной индикацией курсового угла радиостанции;
- определять пеленг на радиостанцию;
- определять местонахождение самолета по двум или более наземным радиостанциям (при известных координатах наземных радиостанций);
- выполнять совместно с другими приборами (навигационными средствами) заход на посадку.

Включение, настройка и управление работой радиокompасов № I и 2 осуществляются с рабочего места штурмана (рис. 8.12.1). Командир экипажа может управлять только комплектом № I. Индикация КУР осуществляется на указателях УПДБ-2 командира экипажа и его помощника и указателе УЩДБ-2 штурмана.

При включении кнопки "П" (кнопка плавной настройки) ручками "ДИАПАЗОН" и "НАСТ-РОЙКА ПЛАВНАЯ" можно производить настройку при закрытых фиксаторах.

Режимы "УЗК" и "КОМПАС П" используются при наличии электрических помех.

Частоты ДПРМ-1 фиксируются кнопками "1", "3", "5", "7" и "9", частоты БПРМ - кнопками "2", "4", "6" и "8", причем дальняя и соответствующая ей ближняя радиостанции должны занимать смежные номера.

Нажимать на очередную кнопку рекомендуется не ранее чем через 30 с после отработки установленного значения частоты.

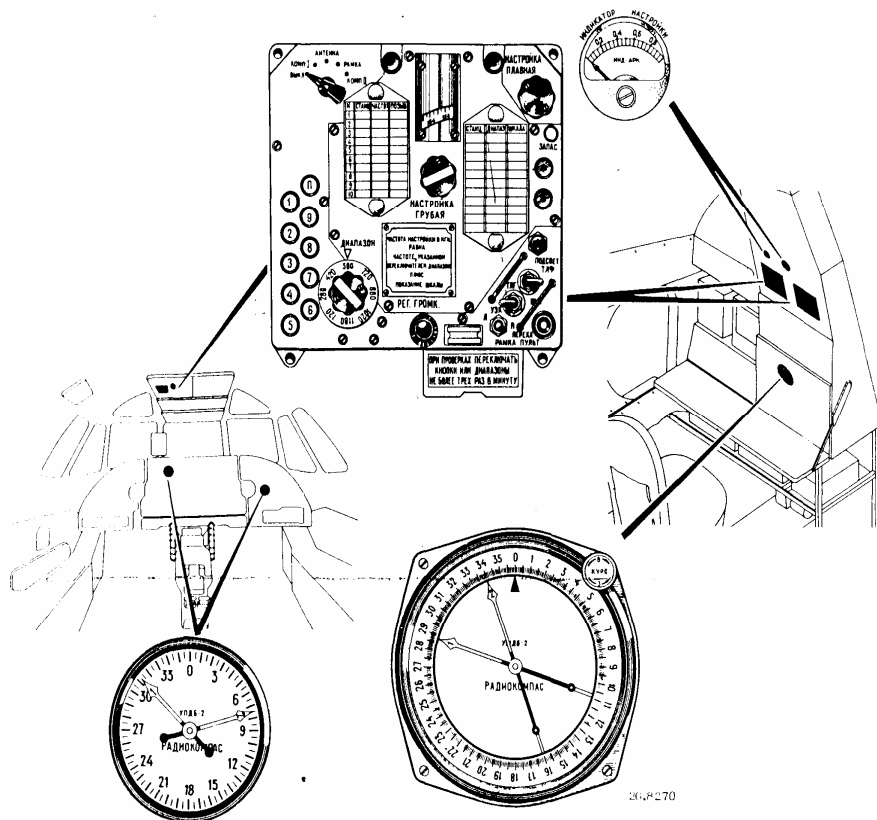


Рис. 8.12.1. Расположение органов управления и индикации АРК-II в кабине экипажа

Включение и эксплуатация

Для включения и проверки радиокompасов:

- включить АЗС "ПУЛЬТ" и "ПРИЕМН." на щите АЗС для АРК-II № I и 2;
- установить на пульте управления АРК-II № I штурмана переключатель рода работы в положение "АНТЕННА" и взять управление на себя нажатием кнопки "ПЕРЕКЛ. ПУЛЬТ";
- нажать нужную кнопку фиксированной настройки;
- расфиксировать после отработки механизма ручки "ДИАПАЗОН" и "НАСТРОЙКА ГРУБАЯ";
- установить необходимый диапазон частот и закрыть фиксатор ручки "ДИАПАЗОН";
- настроить приемник на заданную частоту, для чего ручкой "НАСТРОЙКА ГРУБАЯ" установить по шкале значение выбранной частоты, оттянув предварительно ручку "НАСТРОЙКА ПЛАВНАЯ" (оно равно сумме значения, выбранного ручкой "ДИАПАЗОН", и показания шкалы), затем установить точно заданную частоту ручкой "НАСТРОЙКА ПЛАВНАЯ", нажав на ручку;
- установить переключатель "УЗК. - ШИР." в положение "УЗК." и ручкой "НАСТРОЙКА ПЛАВНАЯ" подстроить приемник на заданную частоту по максимальному отклонению стрелки индикатора настройки;
- перевести переключатель "УЗК. - ШИР." в положение "ШИР." и прослушать позывные в режиме "ТЛГ" или "ТЛФ";
- установить переключатель рода работы в положение "КОМП. 1" и отсчитать значение отработанного КУР;
- нажать переключатель "РАЖА" в положение "Л" или "П" и отклонить стрелку указателя КУР соответственно влево или вправо на 160°. После отпущения нажимного переключателя стрелка должна возвратиться на прежний КУР;
- произвести аналогичную проверку в положении переключателя режимов "КОМП. 11" (отклонять на 80°);
- аналогично настроить радиокompас на остальные выбранные фиксированные частоты;
- проверить правильность настройки и отработки установленных частот включением кнопок фиксированной частоты с другого пульта.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ВКЛЮЧАТЬ КНОПКИ ФИКСИРОВАННОЙ НАСТРОЙКИ ПРИ ОТКРЫТЫХ ФИКСАТОРАХ РУЧЕК "ДИАПАЗОН" И "НАСТРОЙКА ГРУБАЯ" ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

2. ВРАЩАТЬ РУЧКУ "НАСТРОЙКА ГРУБАЯ" В УТОПЛЕННОМ ПОЛОЖЕНИИ РУЧКИ "НАСТРОЙКА ПЛАВНАЯ" ЗАПРЕЩАЕТСЯ. ПРИ ОБНАРУЖЕНИИ СОПРОТИВЛЕНИЯ ВРАЩЕНИЮ РУЧКИ "НАСТРОЙКА ГРУБАЯ" СЛЕДУЕТ ОТТЯНУТЬ РУЧКУ "НАСТРОЙКА ПЛАВНАЯ" НА СЕБЯ.

Произвести аналогичную проверку АРК-II № 2. Для эксплуатации в полете:

- включить радиокompасы;
- установить для прослушивания позывных переключатель радиосвязей на абонентском аппарате в положение "РК1" для радиокompаса АРК-II № I или в положение "РК2" - для радиокompаса АРК-II № 2;
- установить на пульте управления радиокompасом переключатель рода работы в положение "АНТ.";
- установить переключатель "ПРОСЛУШ." на рабочем месте штурмана в положение "АРК-II № 2, РСБН";
- установить переключатель рода работы в положение "КОШ. I" и необходимый канал радиокompаса.

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. Не рекомендуется снимать показания КУР с указателя АРК-II, если горит лампа "РАБОТАЕТ ПРД КВ-СВ", установленная на рабочих местах штурмана, командира экипажа и его помощника.

2. Для самолетов с измененной схемой прослушивания сигналов АРК-УД на время нажатия штурманом кнопки "ПРОСЛУШ. РСБН" сигнал прослушивания позывных АРК-II № 2 отключается от телефонов командира экипажа и его помощника и в телефонах прослушивается сигнал наземного маяка РСБН.

8.12.8. Автоматический радиокompас АРК-У2 с радиоприемником Р-852

Общие сведения

МВ радиокompас АРК-У2 с приемником Р-852 предназначен для приема телефонных и телеграфных сигналов аварийных и специальных маяков (радиостанций) и автоматического определения направления на радиостанцию в режиме индикации курсового угла. АРК-У2 обеспечивает обнаружение наземных маяков и радиостанций, работающих на частотах 114,116; 114,333; 114,583; 121,5 МГц, определение направления на эти маяки, а также момент их пролета.

Включение и управление АРК-У2 с Р-852 осуществляется штурманом. Командир экипажа и его помощник имеют возможность прослушивать позывные сигналы аварийных радиостанций (радиомаяков) и производить отсчет КУР по указателям УПДБ-2 летчиков (стрелка № 2).

Включение и проверка работоспособности

Работоспособность АРК-У2 с радиоприемником Р-852 проверяется по прослушиванию собственных шумов и соответствию направления вращения стрелки указателя БСУП-2 штурмана положению переключателя "ЛЕВО - ПРАВО" на

пульте управления АРК-У2.

Для включения и проверки АРК-У2 штурману необходимо:

- включить АЗС "АРК-У2" и "Р-852";
- установить выключатель питания на пульте управления АРК-У2 в положение "ВКЛ.";
- установить переключатель "АНТЕННА - КОМПАС" на рабочем месте штурмана в положение "КОМПАС";
- установить рабочий канал на приемнике Р-852 и ручку регулятора громкости в положение наибольшей громкости (чувствительности).

Позывные сигналы аварийной радиостанции прослушиваются при установке переключателя "ПРОСЛУШИВАНИЕ АРК-У2 - ВЫКЛ." на рабочем месте штурмана в положение "АРК-У2" и при любом положении переключателя радиосвязей на абонентском аппарате СПУ штурмана.

При установке переключателя "АНТЕННА - КОМПАС" в положение "АНТЕННА" дальность прослушивания увеличивается.

Командир экипажа (помощник командира экипажа) для прослушивания позывных сигналов а определения направления на аварийную радиостанцию должен:

- установить переключатели "ПРОСЛУШИВАНИЕ АРК-П № 2 - АРК-У2" и "ИНДИКАЦИЯ АРК-П № 2 - АРК-У2" в положения "АРК-У2", при этом стрелка № 2 УПДБ-2 будет подключена к АРК-У2 вместо АРК-П № 2;
- установить переключатель радиосвязей на абонентском аппарате СПУ-7 в положение "РК2";
- отрегулировать необходимую громкость ручками "ПРОСЛ." и "ОБЩАЯ" на абонентском аппарате СПУ-7.

Эксплуатация в полете

Для эксплуатации в полете:

- включить АРК-У2 и Р-852;
- установить рабочий канал на приемнике Р-852;
- установить переключатель "КОМПАС - АНТЕННА" в положение "КОМПАС";
- установить переключатели "ИНДИКАЦ. АРК-П № 2 - АРК-У2". "ПРОСЛУШ АРК-П № 2 -АРК-У2" в положения "АРК-У2";
- установить переключатель радиосвязей на абонентском аппарате СПУ в положение "РК2";
- прослушать позывные сигналы аварийной радиостанции.

При выполнении поиска пилотировать самолет так, чтобы стрелка № 2 указателя УПДБ-2 находилась на нулевом делении. По мере увеличения громкости сигнала перейти за режим малой чувствительности, для чего дать указание штурману установить переключатель "Б - М" на пульте управления в положение "М".

Момент пролета местонахождения радиостанции фиксируется поворотом стрелки на указателях КУР на 180°.

ПРИМЕЧАНИЯ: I. АРК-У2 показывает направление на радиостанцию (маяк) при КУР, равном 0°, с точностью до $\pm 3^\circ$. Применять АРК-У2 для определения фактического направления на радиостанцию на КУР, отличных от 0°, не рекомендуется.

2. В связи с совпадением рабочих частот передатчиков радиостанций МВ, МВ-ДМВ диапазона и приемника Р-852 (с АРК-У2) при их одновременной работе во время ведения поисковых работ возможны увеличение уровня помех на выходе приемника Р-852 и уходы стрелок индикаторов АРК-У2 от положения КУР.

3. При работе радиостанций МВ, МВ-ДМВ диапазона на передаче снимать отсчет с индикатора АРК-У2 не рекомендуется.

8.12.9. Автоматический МВ-ДМВ радиокompас АРК-УД

Общие сведения

МВ-ДМВ радиокompас АРК-УД предназначен для приема телефонных и телеграфных сигналов аварийных и специальных маяков (радиостанций), работающих в режиме непрерывного или импульсного излучения, и автоматического определения направления на радиостанцию в режиме индикации курсового угла.

АРК-УД обеспечивает обнаружение и распознавание режима работы наземных (аварийных) маяков и радиостанций, работающих на частотах 114,166; 114,333; 114,583; 121,5; 123,1; 124,1 и 243 МГц, определение направления на эти маяки, а также момент их пролета.

Включение и управление АРК-УД осуществляется штурманом. Командир экипажа и его помощник имеют возможность прослушивать позывные сигналы аварийных радиостанций (радиомаяков) и производить отсчет КУР по указателям УПДБ-2 (стрелка № 2).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВКЛЮЧАТЬ РАДИОКОМПАС ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА РЕЖИМЕ ЗЕМНОГО МАЛОГО ГАЗА ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

Включение и проверка работоспособности

Для включения и проверки АРК-УД штурману включить АЗС "АРК-УД". Для проверки работоспособности с помощью встроенного контроля в МВ диапазоне (частота 121,5 МГц):

- установить переключатель "КАНАЛЫ" на пульте управления АРК-УД в положение "4", переключатель режимов работы - в положение "ШП";
- установить переключатель "ПРОСЛУШ. АРК-УД - АРК-II № 2, РСБН" на верхнем щитке в положение "АРК-УД", а переключатель радиосвязей на абонентском аппарате СПУ - в положение "РК2";
- нажать кнопку "АНТ. Л" (или "АНГ. П") на пульте управления АРК-УД и установить стрелку указателя курса БСУП-2 на 30° (или 330°), после чего отпустить кнопку. При нажатии на кнопку "АНТ. Л" (или "АНТ. П") стрелка указателя КУР должна вращаться;
- нажать кнопку "КОНТР" на пульте управления АРК-УД и удерживать ее в таком положении 10-15 с. При этом стрелка указателя курса должна автоматически установиться на 180° с точностью до $\pm 10^\circ$, лампы сигнализаторов "УП" и "ШП" на пульте управления АРК-УД должны загореться и в телефонах должен прослушиваться сигнал частотой 1000 Гц;
- установить нужную громкость сигнала регулятором громкости на пульте управления АРК-УД;
- установить переключатель режимов работы в положение "УП" и выполнить проверку, описанную выше, в данном режиме;
- установить переключатель режимов работы в положение "И" и выполнить проверку, описанную выше. При этом стрелка указателя курсового угла должна установиться на 180°, лампа сигнализатора "И" - загореться, а в телефонах должен прослушиваться сигнал частотой 300 Гц.

ПРИМЕЧАНИЕ. При проверке радиокompаса АРК-УД в режиме "И" возможно свечение лампы сигнализатора "УП".

Для проверки работоспособности аппаратуры с помощью встроенного контроля в ДМВ диапазоне (частота 243 МГц):

- установить переключатель диапазонов на пульте управления АРК-УД в положение "ДЦВ";
- установить переключатель "КАНАЛЫ" в положение "Г";
- проверить работоспособность аппаратуры в режимах "ШП", "УП" и "И" описанным выше методом.

Эксплуатация в полете:

Штурман обязан:

- установить на пульте управления АРК-УД переключатель режимов работы в положение "ШП", переключатель диапазонов и переключатель "КАНАЛЫ" - на частоту работающего маяка, регулятор громкости - в положение максимальной громкости;
- установить переключатель "ПРОСЛУШ. АРК-УД - АРК-II № 2, РСБН" на верхнем щитке штурмана в положение "АРК-УД", переключатель радиосвязей на абонентском аппарате СПУ - в положение "РК2";
- при появлении в телефонах позывных сигналов маяка отрегулировать громкость и убедиться, что принимается требуемый сигнал, по загоранию соответствующей лампы-сигнализатора. При приеме сигнала маяка непрерывного излучения должны засветиться лампы-сигнализаторы "УП" и "ШП", при приеме сигнала импульсного маяка должна засветиться лампа-сигнализатор "И".

ПРИМЕЧАНИЕ. При наличии помех возможно свечение (мигание) сигнализаторов "И", "УП", "ШП".

В режиме дежурного приема при обнаружении сигнала должна загореться соответствующая лампа-сигнализатор.

После обнаружения маяка (радиостанции):

- установить переключатель режимов работы в положение, соответствующее горячей лампе-сигнализатору ("УП", "ШП" или "И"). Если горит лампа-сигнализатор "УП" (произошел захват сигнала следящим фильтром и возможна работа в узкой полосе), установить переключатель режимов работы в положение "УП".
- установить переключатель "ЧУВСТВ" в положение "Б", при этом стрелка указателя БСУП-2 должна установиться в положение пеленга;
- отвести, нажимая кнопку "АНТ. Л." (или "АНТ. П"), стрелку указателя курса влево или вправо от положения пеленга и убедиться, что стрелка возвращается в прежнее положение.

Командир экипажа (помощник командира экипажа) при входе самолета в зону действия маяка обязан:

- установить переключатели "ИНДИКАЦ. АРК-II № 2 - АРК-УД" и "ПРОСЛУШ АРК-II № 2 - АРК-УД" на верхнем щитке летчиков в положение "АРК-УД";
- установить переключатель радиосвязей на абонентском аппарате СПУ в положение "РК2";
- произвести привод в режиме "УП", пилотируя самолет так, чтобы стрелка № 2 указателя УПДБ-2 находилась на нулевом делении. По мере увеличения громкости сигнала перейти на режим "ШП", для чего дать указание штурману установить переключатель режимов работы на пульте управления в положение "ШП".

Момент пролета местонахождения маяка (радиостанции) фиксируется поворотом стрелки на указателях КУР на 180°.

ПРИМЕЧАНИЯ: I. АРК-УД показывает направление на радиостанцию (маяк) при КУР, равном 0°, с точностью до $\pm 3^\circ$. Применять АРК-УД для определения фактического направления на радиостанцию на КУР, отличных от 0°, не рекомендуется.

2. В связи с совпадением рабочих частот передатчиков радиостанций Р-802В (Р-802ГМ, Р-832М (Р-832) и приемника АРК-УД при их одновременной работе во время ведения поисковых работ возможны увеличение уровня помех на выходе АРК-УД и уход стрелок указателей АРК-УД от положения КУР.
3. При работе радиостанций Р-863 № 1 и № 2 на передачу приемник АРК-УД автоматически отключается от антенны.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: I. НЕ РЕКОМЕНДУЕТСЯ ПОЛЬЗОВАТЬСЯ РАДИОКОМПАСОМ АРК-УД ПРИ РАБОТЕ ПЕРЕДАТЧИКОВ АППАРАТУРЫ РЕТРАНСЛЯЦИИ:

Р-III - НА ЧАСТОТАХ. ГАРМОНИЧЕСКИЕ СОСТАВЛЯЮЩИЕ КОТОРЫХ СОВПАДАЮТ С РАБОЧИМИ ЧАСТОТАМИ РАДИОКОМПАСА ИЛИ ОТЛИЧАЮТСЯ ОТ НИХ МЕНЕЕ ЧЕМ НА ± 150 КГЦ;

Р-409 - В ДИАПАЗОНАХ А, Б и В;

Р-823 - НА ЧАСТОТАХ 118 -140 МГЦ ДЛЯ МВ КАНАЛОВ И НА ЧАСТОТАХ 241-245 МГЦ ДЛЯ ДМВ КАНАЛА РАДИОКОМПАСА АРК-УД.

2. ПРИ УСТАНОВКЕ НА САМОЛЕТ АППАРАТУРЫ РЕТРАНСЛЯЦИИ ЗОНА НЕУСТОЙЧИВОЙ РАБОТЫ РАДИОКОМПАСА АРК-УД НА ВЫСОТЕ 1000 М МОЖЕТ ДОСТИГАТЬ 3500 М И НАЧИНАТЬСЯ НА УДАЛЕНИИ ДО 3000 М ОТ МЕСТА УСТАНОВКИ АВАРИЙНОЙ РАДИОСТАНЦИИ Р-855УМ.

8.12.10. Аппаратура системы посадки СП-50М.

Общие сведения

Радиоприемные устройства системы посадки СП-50М обеспечивают заход и расчет на посадку по зонам курса посадки и глиссады снижения по отечественной системе СП-50М и международной системе ИЛС.

В состав самолетного оборудования системы посадки СП-50М входят курсовое (КРП-ФМ) и глиссадное (ГРП-2М) радиоприемные устройства, маркерный приемник МРП -56П и амплитудная приставка АП-1 для совместной работы с системой ИЛС. Включение и управление работой системы осуществляется с рабочего места командира экипажа.

Индикация положения самолета относительно курса посадки и глиссады снижения осуществляется планками положения приборов КППМ.

Включение и проверка работоспособности

Для проверки системы посадки:

- включить АЗС "КРП, ГРП", "МРП" на щите АЗС;
- включить выключатель "ВКЛ." на щите управления;
- установить переключатель "КППМ РСБН - СП-50" на верхнем щитке летчиков в положение "СП-50";
- установить на щитке управления СП-50М необходимый номер канала. При нахождении самолета в зоне действия наземных маяков закрываются бленкеры и отклоняются планки положения приборов КППМ;
- нажать кнопку "КОНТРОЛЬ НУЛЯ" на щитке управления СП-50М, при этом планка курса должна установиться в нулевое положение;
- установить в случае необходимости планку курса в нулевое положение поворотом нажатой кнопки "КОНТРОЛЬ НУЛЯ".

Эксплуатация в полете

При заходе на посадку:

- установить необходимый канал на пульте управления. При входе в зону действия курсового и глиссадного маяков закрываются бленкеры;
- проверить и в случае необходимости установить баланс курсового канала поворотом нажатой кнопки "КОНТРОЛЬ НУЛЯ" на пульте управления.

Планки приборов КППМ указывают положение зон курса и глиссады относительно самолета.

Пилотирование выполнять таким образом, чтобы планки положения курса и глиссады находились в пределах центрального кружка приборов КППМ.

При полете по зарубежным маякам переключатель "СП-50 - ИЛС" установить в положение "ИЛС"

При пролете маркерных маяков звенит звонок и загораются сигнальные лампы "МАРКЕР", расположенные на приборной доске летчиков.

- ПРИМЕЧАНИЯ: I. При работе МВ радиостанции на передачу на частотах, равных или близких частоте приемника КРП-ФМ, возможно их влияние на работу КРП-ФМ, проявляющееся в отклонении курсовой планки и в выпадении бленкера.
2. При работе МВ, МВ-ДМВ радиостанций на передачу на частотах, равных или кратных частоте настройки приемника ГРП-2М, возможно их влияние на работу ГРП-2М, проявляющееся в отклонении глиссальной планки и в выпадении бленкера.
 3. При работе КВ и СВ радиопередатчиков на передачу возможно их влияние на радиоприемники КРП-ФМ и ГРП-2М, проявляющееся в отклонении их курсовой и глиссальной планок соответственно и в выпадении бленкеров.

8.12.11. Радиовысотомер малых высот РВ-4

Общие сведения

Радиовысотомер РВ-4 предназначен для измерения истинной высоты полета самолета над земной поверхностью в диапазоне 0-1500 м и сигнализации заданной высоты полета в этом же диапазоне высот. Сигнализация заданной высоты осуществляется с помощью табло "ВЫСОТА" на приборной доске летчиков и выдачей на телефоны летчиков непрерывного звукового сигнала.

Включение и управление радиовысотомером осуществляется с рабочего места командира экипажа.

Включение и проверка работоспособности

Для проверки радиовысотомера:

- включить АЗС "РВ" на щите АЗС;
- установить ручкой "УСТАНОВКА ВЫСОТЫ" индекс заданной высоты на отметку 20 м;
- установить переключатель "ГОРЫ - РАВНИНА" в положение, соответствующее заданию на полет;
- включить выключатель "РВ" на левой панели приборной доски летчиков, через 1-2 мин стрелка отклонится от нуля, загорится табло "ВЫСОТА" и в телефонах летчиков появится звуковой сигнал продолжительностью 3-8 с;
- нажать кнопку "КОНТРОЛЬ РВ-4", через 15 с радиовысотомер отработает заданную контрольную высоту (37-40 м), табло "ВЫСОТА" погаснет;
- отпустить кнопку, стрелка высотомера установится на нулевую отметку, сработает звуковая и световая сигнализация заданной высоты при прохождении отметки 20 м.

Эксплуатация в полете

Включить РВ-4, после чего установить ручкой "УСТАНОВКА ВЫСОТ" на указателе УВ-4А заданную высоту для данного аэродрома.

После набора высоты 2500 м барореле СВУ-12-1А автоматически выключает радиовысотомер, а после снижения ниже 2500 м автоматически включает его, если переключатель "ГОРЫ - РАВНИНА" установлен в положение "РАВНИНА". При установке переключателя "ГОРЫ - РАВНИНА" в положение "ГОРЫ" барореле отключается и радиовысотомер работает при полетах над высокогорной местностью. В этом случае при полетах на высотах более 2500 м на фланце указателя УВ-4А может загораться красная лампа.

Установить при снижении ручкой "УСТАНОВКА ВЫСОТ" на УВ-4А высоту на 100 м ниже высоты круга аэродрома;

- установить после четвертого разворота ручкой "УСТАНОВКА ВЫСОТ" на УВ-4А высоту, соответствующую высоте принятия решения (ВПР).

При снижении самолета до высоты, равной установленной на УВ-4А, выдаются звуковой (в течение 4-8 с) и световой (непрерывно горит табло "ВЫСОТА" в течение полета ниже заданной высоты) сигналы.

При отказе радиовысотомера на высотах ниже 2500 м горит красная лампа на фланце указателя УВ-4А.

8.12.12. Радиотехническая система ближней навигации РСБН-2с

Общие сведения

Система РСБН-2с предназначена для определения азимута и дальности до наземного маяка РСБН и захода на посадку самолета по сигналам дальномерного, курсового и глиссального маяков системы типа ПРМГ.

С наземными маяками РСБН и посадочными маяками ПРМГ система РСБН-2с решает следующие задачи:

- непрерывное измерение и выдачу на указатели текущих значений азимута и дальности относительно наземного маяка;
- полет по заданному азимуту или орбите с использованием прибора КППМ и сигнализацией момента пролета заданной точки;
- плавный вывод самолета на заданную линию пути;
- заход на посадку и вывод самолета на ВПП по курсу посадки и глиссаде планирования с указанием на самолете дальности до посадочного маяка;
- пробивание облачности;
- обеспечивает выдачу ответных сигналов для опознавания самолета и определение его координат на светоплане наземного маяка.

Время поиска и отработки данных по измерению азимута и дальности после выбора канала наземной станции не больше 60 с.

Включение, управление системой осуществляется штурманом (выбор частотно-кодированного канала наземного маяка, режима работы, установка заданного азимута и дальности для пилотирования по орбите, установка необходимых данных на блоке управления БУ СРП для осуществления полета по любому прямолинейному маршруту).

Управление системой в режиме посадки возможно и с рабочего места командира экипажа. Индикация значений азимута и дальности осуществляется приборами ППДА-III и ППДА-II, установленными на рабочих местах штурмана и командира экипажа соответственно. Исправность азимутального и дальномерного каналов контролируется по погасанию табло "ОТКАЗ АЗИМУТ". "ОТКАЗ ДАЛЬН."

Включение и проверка работоспособности

Для проверки работоспособности РСБН-2с по сигналам аэродромных маяков РСБН и ПРМГ:

- включить АЗС "РСБН-2С" на рабочем месте штурмана;
- установить канал наземного маяка;
- установить переключатель рода работы на щитке управления штурмана в один из режимов ("АЗИМУТ ОТ - НА", "СРП", "ОРБИТА ЛЕВ.- ПРАВ.");
- прослушать позывные маяка по СПУ, установить переключатель "ПРОСЛУШИВАНИЕ. АРК № 2, РСБН - АРК-УД" на панели приборной доски штурмана в положение "АРК № 2, РСБН", а переключатель радиосвязей на абонентском аппарате СПУ в положение "РК2", по истечении 2-5 мин стрелка азимута и счетчик дальности ППДА при работающем маяке покажут азимут и дальность самолета относительно маяка, нажать кнопку "ПРОСЛУШИВАНИЕ РСБН" и прослушать сигналы наземного маяка по СПУ;
- произвести калибровку шкал дальности, для чего нажать кнопку "КОНТРОЛЬ" на щитке управления штурмана, при этом счетчик дальности ППДА отработает дальность, последние цифры которой должны быть 2,0. При несоответствии плавным поворотом нажатой кнопки "КОНТРОЛЬ" добиться, чтобы две последние цифры счетчика показывали 2,0;
- произвести калибровку шкал азимута, для чего нажать кнопку "КОНТРОЛЬ" на щитке управления штурмана, при этом тонкая стрелка азимута ППДА начнет вращаться и установится на оранжевую отметку под цифрой 1° точной шкалы. При несоответствии плавным вращением нажатой кнопки "КОНТРОЛЬ" установить тонкую стрелку на отметку 1°;
- отрегулировать длительность строб-импульса канала азимута, для чего вытянуть на себя кнопку "КОНТРОЛЬ А" и установить тонкую стрелку ППДА-III на азимут 4-5° вращением оттянутой кнопки;
- установить выключатель на щитке летчика в положение "ПОСАДКА" или переключатель на щитке штурмана в положение "ПОСАДКА", при этом загораются лампы "ПОСАДКА" на щитках управления летчика и штурмана, одновременно должны загореться табло "ГЛИСС. ВКЛ." левой и правой панелей приборной доски летчиков;
- установить переключатель каналов на щитке летчика (штурмана) на рабочий канал посадки данного аэродрома, при этом переключатель каналов на щитке управления штурмана должен быть установлен в пределах этого же частотного канала: переключатель "КППМ. РСБН - СП-50" должен находиться в положении "РСБП", а переключатель "КППМ. ПРАВЫЙ ПИЛОТ-ШТУРМАН" в положении "ШТУРМАН";
- убедиться по закрытию бленкеров на КППМ, что сигналы наземных маяков принимаются и стрелки отклонены: глиссадная - вверх, а курсовая - в сторону равносигнальной зоны аэродромного маяка;
- выключить режим "ПОСАДКА";
- установить на селекторах азимута и дальности щитка управления штурмана значения, отработанные на ППДА-III;
- установить переключатель выбора рода работы в положение "АЗИМУТ НА", при этом курсовая стрелка КППМ должна установиться на нуль (в пределах центрального кружка); изменяя значения азимута на селекторе азимута, следить за поведением стрелки, при увеличении значения азимута стрелка КППМ должна отклониться влево, при уменьшении - вправо (в режиме "АЗИМУТ ОТ" наоборот). Аналогичным должно быть поведение стрелки в режимах "ОРБИТА ЛЕВ." и "ОРБИТА ПРАВ." при изменении дальности ручкой селектора "ОРБИТА";
- проверить работоспособность канала СРП, для чего на блоке БУ СРП штурмана установить :
 - а) ЗПУ, равный 270°;
 - б) угол цели, равный 360° - φ (φ - показания ППДА), расстояние до цели, равное показанию счетчика прибора ППДА-III;
 - в) переключатель рода работы в положение "СРП".

При этом курсовая стрелка КППМ должна находиться в центре шкалы. Если стрелка не в центре, ее отклонение от центра устранить.

Показания ППДА-III могут отличаться от показаний счетчика расстояния на БУ СРП не больше чем на $\pm 2,7$ км.

Эксплуатация в полете

Для работы в режиме "НАВИГАЦИЯ":

- установить переключатели каналов навигации на щитке управления штурмана на канал, предусмотренный заданием полета;
- установить переключатель рода работы на щитке управления штурмана в положение, необходимое для работы ("АЗИМУТ", "ОРБИТА", "СРП"), и при необходимости произвести калибровку по азимуту, дальности, стробирующему импульсу;
- прослушать позывные сигналы маяка. Зная азимут и дальность самолета относительно наземного маяка, штурман может определить местонахождение самолета.

Для работы в режиме "ПОСАДКА":

- установить переключатели каналов посадки на щитке летчика на необходимый канал;
- установить выключатель "ПОСАДКА" на щитке летчика в положение "ВКЛ.". При нахождении самолета в зоне действия посадочных маяков сигнальные лампы "ПОСАДКА" на щитках управления штурмана и летчика должны загореться, бленкеры на приборах КППМ должны закрыться.

При выполнении полета со снижением с больших высот (пробивание облачности) в направлении на азимутально-дальномерный маяк по любому выбранному азимуту включить выключатель "ВКЛ. ПРОБИВ. ОБЛАЧНОСТИ", а переключатель рода работы на щитке управления штурмана установить в положение "АЗИМУТ НА". При полете по курсу взлетно-посадочной полосы дополнительно включить выключатель "ПОСАДКА" на

щитке летчика. В этом случае измерение дальности производится до начала ВПП и обеспечивается автоматическое переключение станции в режим посадки.

Пилотирование в режиме пробивания облачности осуществляется по глассадной стрелке приборов КППМ. Переключение станции на работу с глассадным маяком происходит автоматически при приближении самолета к началу ВПП на расстояние 15 км при высоте полета 700-650 м.

По окончании полета систему выключить.

ПРИМЕЧАНИЕ. На самолете обеспечена коммутация систем РСБН-2 и радиоприемников КРП-ФМ, ГРП-2М, которая осуществляется выключателем "КППМ. РСБН - СП-50" на верхнем щитке летчиков.

8.12.13. Радиолокационная "Гроза-26"

Общие сведения

РЛС "Гроза-26" предназначена для обзора земной поверхности, обнаружения, опасных для полета явлений погоды (мощной кучевой облачности, гроз и т.д.), измерения угла сноса и прицеливания при десантировании. Включение и управление РЛС осуществляется с пульта управления и индикатора РЛС штурмана.

Включение и проверка

Перед включением РЛС убедиться, что АЗС "Гроза" на щите АЗС радиста выключен, а органы управления на индикаторах и пульте управления находятся в исходном положении:

а) на индикаторе летчиков ручки регулировки "ЯРКОСТЬ", "МЕТКИ", "КОНТРАСТ" - в среднем положении;

б) на индикаторе штурмана:

- ручки "ЯРКОСТЬ
- "МЕТКИ", "КОНТРАСТ" - в среднем положении;
- ручки "СКАНИРОВАНИЕ" - в любом положении;
- ручки "НАКЛОН" - в положении "О";
- переключатель режимов - в положении "ГОТОВ";
- переключатель масштабов - в положении "30 км";

в) на пульте управления РЛС:

- переключатель режимов работы - в положении "ОТКЛ.";
- выключатель "МОЩНОСТЬ СВЧ" - в положении "ОТКЛ.";
- выключатель "ЗАДЕРЖКА ПЛАВНАЯ" - в положении "ОТКЛ.";

- выключатель "СТАБИЛ. - ОТКЛ." - в положении "ОТКЛ.";
- ручка "МАСШТАБ 15-50" - в среднем положении;
- ручка "ДАЛЬНОСТЬ" - в крайнем левом положении;
- ~ ручка "МОЩНОСТЬ СВЧ" - в крайнем правом положении;
- ручка "КУО" - в нулевом положении;
- ручка "ЗАДЕРЖКА- ПЛАВНАЯ" - в нулевом положении.

Для включения станции:

- включить АЗС "Гроза" на щите АЗС;
- включить АГД-1 правого летчика;
- нажать клавишу "РЛС" на панели индикатора штурмана. На индикаторах загорятся сигнальные лампы.

Через 3-5 мин после включения станции установить переключатель режимов на индикаторе штурмана в положение "ЗЕМЛЯ". На экране должно появиться радиолокационное изображение.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ ПРИ ПРОВЕРКЕ РЛС НА ЗЕМЛЕ С ИЗЛУЧЕНИЕМ ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПРИСУТСТВИЕ ЛЮДЕЙ НА РАССТОЯНИИ МЕНЕЕ 15 м ОТ АНТЕННЫ, А ТАКЖЕ ВКЛЮЧЕНИЕ СТАНЦИИ ВБЛИЗИ КРУПНЫХ ОТ РАЖАЮЩИХ ОБЪЕКТОВ (БЛИЖЕ. 100 м В СЕКТОРЕ $\pm 100^\circ$).

Для проверки работоспособности станции на основных режимах:

- убедиться в работоспособности регуляторов "ЯРКОСТЬ", "МЕТКИ" поворотом ручек вправо на индикаторах штурмана и летчиков до получения на экранах светящихся колец требуемой яркости;

- установить поочередно переключатель масштабов в положения "30", "50", "125", "250", "375". Убедиться в наличии на экранах индикаторов развертки, движущейся в секторе $\pm 100^\circ$, и светящихся колец дальности в каждом из положений. Кольца дальности должны быть по форме близки к кругам, а расстояния между ними должны быть примерно одинаковыми;

- убедиться, что при переключении масштабов на индикаторе штурмана на панели индикатора летчиков (слева от экрана) загораются соответственно надписи, определяющие масштаб развертки: на масштабах "30" и "50" км - цифра "10". на масштабе "125" км - цифра "25". на остальных масштабах - цифра "50";

- установить переключатель масштабов на индикаторе штурмана в положение "30";

- установить выключатель "СТАБИЛ. - ОТКЛ." на пульте управления в положение "СТАБИЛ.";

- установить регулятором "ЯРКОСТЬ" минимальную для данных условий яркость изображения и, вращая ручки "КОНТРАСТ" и "НАКЛОН", убедиться в изменении характера радиолокационного изображения;

- установить переключатель режимов в положение "МЕТЕО", а регулятор "НАКЛОН" - в положение $+5^\circ$, при этом часть изображений местных предметов должна исчезнуть;
 - установить переключатель режимов в положение "КОНТУР" и проверить наличие развертки и калибрационных колец на экранах индикаторов. По окончании проверки ручку "НАКЛОН" установить в нулевое положение;
 - установить переключатель режимов в положение "СНОС", при этом прекратится сканирование антенны (линия развертки на экране остановится). Поочередно нажимая на клавиши ∇ левого и правого вращения, убедиться в движении развертки (и антенны) в одну и другую сторону. Скорость движения регулируется ручкой "СКАНИРОВАНИЕ". Для проверки работоспособности станции на дополнительных режимах:
 - установить переключатель масштабов в положение "30", а переключатель режимов на пульте управления в положение "МАЯК", а затем "РЛО", при этом загорится сигнальная лампа "ПУЛЬТ ВКЛ." и на экранах индикаторов должно появиться электронное перекрестие, состоящее из продольной и поперечной меток;
 - убедиться в возможности регулировки перекрестия ручками "ДАЛЬНОСТЬ" и "КУО". При вращении ручки "ДАЛЬНОСТЬ" смещается поперечная метка перекрестия по дальности, а при вращении ручки "КУО" смещается продольная метка по азимуту;
 - установить выключатель "ЗАДЕРЖКА ПЛАВНАЯ км - ОТКЛ." в положение "ЗАДЕРЖКА ПЛАВНАЯ км" и при вращении ручки плавной задержки начала развертки убедиться в изменении положения начала развертки относительно импульса передатчика на экранах индикаторов в пределах от -10 до +40 км при работе в режиме "МАЯК" и от 2 до 52 км - при работе в режиме "РЛО";
 - убедиться вращением ручки "МАСШТАБ 15-50" в возможности плавного изменения масштаба развертки в пределах 15-50 км при установке переключателя масштабов на панели индикатора штурмана в положение "30";
 - установить выключатель "МОЩНОСТЬ СВЧ - ОТКЛ." в положение "МОЩНОСТЬ СВЧ", а переключатель режимов - в положение "РЛО", при этом на экране индикатора появится изображение. Вращением ручки регулировки мощности убедиться в исчезновении отметок от местных предметов.
- По окончании проверки установить ручку регулировки мощности в исходное положение, а выключатель мощности в положение "ОТКЛ."
- Для калибровки станции:
- установить переключатель режимов на пульте управления в положение "КАЛИБР", на экране индикатора должны появиться 2-километровые калибрационные метки и поперечная метка "Д_Н";
 - установить ручкой "ДАЛЬНОСТЬ" по цифровому счетчику

дальность 2 км. Потенциометром " Д_Н ", расположенным в нише лицевой панели пульта управления, совместить на экране индикатора первую 2-километровую метку (после импульса передатчика) с меткой дальности " Д_Н " (поперечной меткой перекрестия);

- установить ручкой "ДАЛЬНОСТЬ" по цифровому счетчику дальность 18 км. Потенциометром " Д_Н " совместить девятую 2-километровую метку с поперечной меткой дальности " Д_Н " (для повышения точности совмещения пользоваться ручкой "МАСШТАБ 15-30", растягивая развертку);

- повторить несколько раз подстройку в точках 2 и 18 км и добиться совмещения поперечной метки с калибрационными 2-километровыми метками в точках 2 и 18 км.

ПРИМЕЧАНИЕ. Для самолетов, на которых установлена "Гроза-26" с пультом ГР10ДМ, калибровку станции не выполнять.

Для проверки аппаратуры РПМ-СМ на пульте управления .РЛС:

- установить масштаб "15 км", или "30 км", или "50 км";

- установить режим "МАЯК", при этом на экране индикатора штурмана должны появиться засветки от собственных шумов приемника РПМ-СМ.

Для выключения РЛС:

- установить все органы управления в исходное положение;

- нажать клавишу "ОТКЛ." (на доработанном индикаторном блоке повторно нажать клавишу "РЛС");

- выключить АГД правого летчика;

- выключить АЭС "Гроза" на щите АЗС.

Эксплуатация в полете

Убедиться, что органы управления находятся в исходном положении. Перед вырубиванием на ВПП при необходимости включить РЛС. Для работы в режиме "ЗЕМЛЯ":

- установить переключатель режимов в положение "ЗЕМЛЯ";

- установить ручкой "НАКЛОН" такой угол наклона антенны, при котором радиолокационное изображение земной поверхности просматривается на большей части экрана индикатора;

- установить ручкой "МАСШТАБ" наиболее оптимальный масштаб, а ручками "КОНТРАСТ" и "ЯРКОСТЬ" добиться наиболее четкого изображения интересующего ориентира.

Для работы в режиме "МЕТЕО":

- установить переключатель режимов в положение "МЕТЕО";

- установить ручку "НАКЛОН" в нулевое положение;

- произвести по мере приближения к зоне грозовой деятельности рукояткой "МАСШТАБ" изменение масштаба изображения на экране индикатора.

После обнаружения зоны активной грозовой деятельности или турбулентной облачности для определения степени их опасности для полета:

- установить переключатель режимов в положение "КОНТУР";

- отрегулировать рукояткой "КОНТРАСТ" и "ЯРКОСТЬ" необходимое качество изображения;

- определить по характеру изображения наиболее опасные зоны для полета. Чем уже засвеченные участки между темными пятнами зон наибольшей турбулентности, тем опаснее эти зоны для полета. Полета через эти участки облачности следует избегать;

- определить высоту верхней кромки грозового фронта, для чего, поворачивая ручку "НАКЛОН" медленно вверх до исчезновения изображения грозового фронта с экрана индикатора отсчитать угол подъема антенны. По расстоянию до грозового фронта и углу подъема антенны определить приблизительно высоту развития грозового фронта относительно высоты полета;

- принять меры для обеспечения безопасности полета в зависимости от характера изображения и высоты развития грозового фронта. Для работы в режиме "СНОС":

- установить переключатель режимов в положение "СНОС";

- установить ручкой "НАКЛОН" антенну в такое положение, при котором неподвижная линия развертки будет интенсивно мерцать с некоторой частотой;

- добиться, нажимая на клавишу ∇ , минимального мерцания линии развертки и отсчитать угол сноса самолета по шкале индикатора.

ПРИМЕЧАНИЕ. При полетах над ровной поверхностью (пустыня, море) принимаемые РЛС сигналы слабы, поэтому определение угла сноса в этих случаях затруднено.

Для работы в режиме "РЛО":

- установить переключатель режимов в положение "РЛО";

- установить необходимый масштаб развертки;

- установить ручку "КУО" на пульте управления штурмана в нулевое положение;

- установить ручкой "ЯРКОСТЬ КУО" необходимую яркость метки КУО;

- добиться ручками "НАКЛОН", "КОНТРАСТ" и "ЯРКОСТЬ" оптимального радиолокационного изображения местности на экране индикатора.

Для работы в режиме "МАЯК":

- установить переключатель режимов в положение "МАЯК";

- добиться ручками "НАКЛОН", "КОНТРАСТ" оптимального

радиолокационного изображения местности на экране индикатора;

- установить масштаб, соответствующий предполагаемой дальности до маяка-ответчика;

- установить переключатель "КОД" на ШДУ РПМ - СМ в положение, соответствующее заданию;

- установить поворотом рукоятки "КУО" метку КУО на угол, величина которого равна углу сноса самолета;

- развернуть самолет так, чтобы отметка маяка перемещалась вдоль линии метки КУО;

- установить при приближении к маяку последовательно масштабы 30 и 15 км. При необходимости с помощью метки дальности, совмещая ее с отметкой маяка поворотом рукоятки "ДАЛЬНОСТЬ", определить дальность до маяка по показаниям счетчика дальности. При ко дарованном запросе определение дальности производить по ближней отметке из комбинации. По мере приближения к маяку его отметка на экране индикатора превращается в дугу. Для устранения дуги необходимо установить код "БЛИЖНИЙ" на ШДУ РПМ -СМ. Отметка маяка становится точечной.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ТЕЛЕВИЗИОННЫЕ ЦЕНТРЫ, РАБОТАЮЩИЕ НА ЧАСТОТЕ, СОВПАДАЮЩЕЙ ИЛИ БЛИЗКОЙ К ЧАСТОТЕ РАБОТЫ АППАРАТУРЫ РПМ-СМ, МОГУТ СОЗДАВАТЬ ПОМЕХИ НА ЭКРАНЕ РЛС ПРИ РАБОТЕ В РЕЖИМЕ "МАЯК".

2. ПРИ РАБОТЕ РЛС В РЕЖИМЕ "МАЯК" НЕ РЕКОМЕНДУЕТСЯ ВЕСТИ ПЕРЕДАЧУ ПО РАДИОСТАНЦИЯМ МВ, МВ-ДМВ ДИАПАЗОНА НА ЧАСТОТАХ 100, 114, 150, 220-225,5 МГц и ПЕРЕДАТЧИКОМ КВ ДИАПАЗОНА НА ЧАСТОТЕ 15 МГц ВВИДУ ВОЗМОЖНОГО ПОЯВЛЕНИЯ НЕСИНХРОННЫХ ПОМЕХ НА ЭКРАНАХ.

8.12. 14 Радиолокационная станция РПСН-3Н

Общие сведения

Радиолокационная станция РПСН-3Н предназначена для обзора земной поверхности, обнаружения гор, районов грозовой деятельности, встречных самолетов, определения путевой скорости, угла сноса и прицельного десантирования по радиолокационным маякам. Положение антенны относительно оси самолета стабилизируется с помощью ЦГВ-4.

Включение и управление РЛС осуществляется с рабочего места штурмана.

Включение и проверка работоспособности

Перед проверкой убедиться, что органы управления станцией находятся в исходном положении :

- а) на пульте управления (блок 2НВ-10):
 - переключатель "ВЫКЛ. - СТАНЦИЯ - ВЫСОКОЕ" - в положении "ВЫКЛ.";
 - ручка "УГОЛ СНОСА" - на риске "0";
 - переключатель "МИКРОПЛАН" - в положении "ВЫКЛ.";
 - ручка "НАКЛОН АНТЕННЫ" - на риске "0";
 - ручки "ВЫДЕЛЕНИЕ" и "ФОН" - в крайнем по ходу часовой стрелки положении;
 - переключатели режимов работы ("ОБЗОР", "ДАЛЬН. ОБЗОР", "ГОРЫ - ГРОЗЫ", "ИЗО -ЭХО", "САМОЛЕТЫ", "МАЯК") и "МАСШТАБ"- в любом положении;
 - б) на пульте контроля (блок 2НВ-10а):
 - переключатель "КОНТРОЛЬ" - в положении "ВЫКЛ.";
 - переключатели "РЕЗЕРВ" - в положении "ВЫКЛЮЧЕНО";
 - переключатель "РАЗВЕРТКА" - в положении "ВЫКЛ.";
 - ручка "РРЧ" - в любом положении;
 - ручка "РРУ" - в среднем положении;
 - в) на пульте управления (блок 2НВ-10б):
 - переключатели "ПЛАВНАЯ ЗАДЕРЖКА", "МЕТКИ 2 км", "ФОН". "ПЕРЕКРЕСТИЕ" - в положении "ВЫКЛ.";
 - ручки "ПЛАВНАЯ ЗАДЕРЖКА" и "КУО" - в нулевом положении;
 - ручка "ДАЛЬНОСТЬ" - в любом положении;
 - г) на панели приборной доски штурмана выключатели "ЗАПРОС", "П КАНАЛ" и "САМОКОНТРОЛЬ" установлены в положение "ВЫКЛЮЧЕНО".
- Для включения и контроля питающих напряжений станции:
- включить АЗС "ПИТАН. ЛОКАТОР", "ЦГВ" на щите АЗС и выключатель "ЦГВ" на левой панели приборной доски летчиков.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ТЕМПЕРАТУРЕ ОКРУЖАЮЩЕГО ВОЗДУХА НИЖЕ 10 °С ЗА 5 мин ДО ВКЛЮЧЕНИЯ СТАНЦИИ ВКЛЮЧИТЬ АЗС "ОБОГРЕВ" ЛОКАТОРА;

- установить переключатель "ВЫКЛ. - СТАНЦИЯ - ВЫСОКОЕ" на пульте 2НВ-10 в положение "СТАНЦИЯ";
- убедиться с помощью стрелочного прибора, расположенного на блоке 2НВ-10а, в наладки питающих напряжений, последовательно устанавливая галетный переключатель контроля в положения "115 В", "+300 В", "+250 В I", "+250 В II", "+150 В". "-150 В". При указанных положениях переключателей

стрелка измерительного прибора должна находиться на черте с индексом "V", а для переменного напряжения 115 В - в пределах красной риски шкалы с индексом " ~115 В";

- убедиться по движению линии разверток на экранах индикаторов, что рефлектор антенного блока качается по азимуту (кроме режима "СНОС");

- установить режим "ОБЗОР";

- установить через 5 мин после включения станции переключатель "ВЫКЛ. - СТАНЦИЯ -ВЫСОКОЕ" в положение "ВЫСОКОЕ". Включение высокого напряжения контролируется по появлению тока магнетрона после установки галетного переключателя контроля на блоке 2НВ-10а в положение "ТОК МАГН.", при этом показания прибора при номинальном напряжении питающей сети 115 В 400 Гц должны находиться в пределах 17-20 мА и стрелка не должна иметь резких отклонений и колебаний. При изменении напряжения питающей сети 115 В 400 Гц на $\pm 4\%$ величина тока магнетрона должна находиться в пределах 14-22 мА.;

- установить переключатель контроля в положения "ТОК. КРИСТ. УПЧ" и "ТОК КРИСТ. АПЧ", показания прибора должны находиться в пределах $0,8 \pm 0,4$ мА и стрелка не должна иметь периодических и резких отклонений;

- установить переключатель "ВЫКЛ. - СТАНЦИЯ - ВЫСОКОЕ" в положение "СТАНЦИЯ", стрелка прибора должна колебаться с частотой поиска системы АПЧ. При установке в положение "ВЫСОКОЕ" стрелка может резко отклониться и изменить свое положение в момент включения, но после включения не должна иметь резких отклонений и периодических колебаний.

Проверить наличие разверток на индикаторах летчика и штурмана при переключении масштабов, для чего:

- отрегулировать потенциометрами "ЯРКОСТЬ" и "МЕТКИ", расположенными на лицевых панелях индикаторов, яркость изображения и масштабных меток, достаточную для определения масштаба;

- установить переключатель "МАСШТАБ" на блоке 2НВ-10 последовательно в положения "15 км", "30 км", "50 км", "150 км", "300 км". Масштабы развертки на экранах индикаторов должны быть в пределах

15 ± 5 , $30 +_{-5}^{+8}$; 50 ± 10 , 150 ± 20 , $300 +_{-50}^{+30}$ км. Следы разверток на экранах индикаторов должны быть близки к полуокружностям и не искажены.

Проверить работоспособность приемного канала по реальным радиолокационным целям в режиме "САМОЛЕТЫ" и работу резервной синхронизации, для чего:

- установить переключатель режимов работы в положение "САМОЛЕТЫ", переключатель "МАСШТАБ" - в положение "50 км", переключатель "АПЧ - РРЧ" - в положение "РРЧ";

- вращением ручки "РРЧ" добиться максимальной яркости изображения местных предметов на экранах индикаторов;

- установить переключатель "АПЧ - РРЧ" в положение "АПЧ", при этом яркость изображения на экране индикаторов не должна значительно измениться;

- установить режим "ИЗО - ЭХО" и убедиться в исчезновении отдельных радиолокационных целей на экранах индикаторов;

- установить режим "ТОРЫ - ГРОЗЫ", при этом на экранах индикаторов не должно быть отметок от отдельных радиолокационных целей, находящихся на расстоянии до 8-10 км, а шумовая дорожка на экранах индикаторов должна начинаться с 9-13 км;

- включить выключатель "РЕЗЕРВ. СИНХРОН." на блоке 2НВ-10а, при этом радиолокационное изображение не должно измениться;

- выключить выключатель "РЕЗЕРВ. СИНХРОН.".

Проверить работу ручного управления антенной, для чего:

- установить режим "СНОС", вращая ручку "НАКЛОН АНТЕННЫ" по ходу часовой стрелки, установить антенну на угол $+10^\circ$, наблюдать за радиолокационным изображением;

- вернуть ручку "НАКЛОН АНТЕННЫ" в исходное положение;

- повернуть ручку "УГОЛ СНОСА" вправо на 20, затем влево на 20 и по линии развертка на экранах индикаторов убедиться в действительном отклонении антенны на заданные углы.

Проверить работоспособность приемного канала в режимах "ОБЗОР" и "ДАЛЬНИЙ ОБЗОР", для чего:

- установить переключатель режимов работы блока 2НВ-10 несколько раз из положения "САМОЛЕТЫ" в положение "ОБЗОР", при этом, если антенна поднята вверх на $5-8^\circ$, радиолокационное изображение должно измениться;

- установить режим "САМОЛЕТЫ" и, поднимая антенну вверх ручкой "НАКЛОН АНТЕННЫ", добиться исчезновения на экранах индикаторов отдельных радиолокационных целей;

- установить режим "ДАЛЬН. ОБЗОР", при этом радиолокационные цели на экранах индикаторов должны периодически появляться (через одно качание антенны).

Проверить работоспособность схемы электронного перекрестия, для чего:

- установить режим "МАЯК";

- установить переключатель "МАСШТАБ" в положение "30 км";

- включить переключатели "ПЕРЕКРЕСТИЕ", "МЕТКИ 2 км" на блоке 2НВ-10б;

- вращая ручку "ДАЛЬНОСТЬ" на блоке 2НВ-10б в диапазоне от 40 до 30 км (по шкале счетчика), наблюдать по экрану индикатора штурмана за перемещением метки наклонной дальности;

- произвести калибровку дальности метки " D_H " на экране индикатора по совмещению метки " D_H " с соответствующими метками дальности, обращая особое внимание на точность калибровки в диапазоне ожидаемых расчетных наклонных дальностей сбрасывания. Ошибка калибровки не должна превышать $+_{150}$ м на дальности 0,4-14 км и $+_{250}$ м на дальности 15-30 км.

При больших ошибках произвести калибровку в точках 2 и 30 км, при этом:

- в случае несовпадения метки " D_H " с первой 2-километровой калибрационной меткой с помощью потенциометра " $D_{H..МИН}$ " на пульте контроля РЛС добиться их совмещения;

- установить ручкой "ДАЛЬНОСТЬ" на шкале наклонной дальности 30 км и проверить совмещение метки " D_H " с 15-й 2-километровой меткой; при несовпадении метки " D_H " с калибрационной меткой добиться с помощью потенциометра " $D_{H..МАКС}$ " их совмещения;

- устанавливая ручку КУО в различные положения в диапазоне 0-90° и 270-360° по шкале КУО, убедиться в отбивании линии КУО на экране индикатора на соответствующих углах.

Проверить работоспособность схемы плавной задержки, для чего:

- установить режим "МАЯК";
- установить переключатель "МАСШТАБ" в положение "15 км";
- включить выключатели "МЕТКИ 2 км", "ПЛАВНАЯ ЗАДЕРЖКА";
- вращая ручку "ПЛАВНАЯ ЗАДЕРЖКА" в диапазоне 0-10 и 0-40 км, контролировать задержку развертки по экрану индикатора штурмана 2-километровыми калибрационными метками, при этом, вводя задержку от 0 до -10 км, калибрационные метки должны переместиться к периферии, а при вводе задержки от 0 до +40 км калибрационные метки должны перемещаться к началу развертки.

Проверить режим максимального наклона антенны, для чего на пульте управления РЛС:

- установить режим "МАЯК";
- включить выключатель "ВЫСОКОЕ" передатчика РЛС;
- включить выключатель "ФОН";
- ручками "ВЫДЕЛЕНИЕ", "ФОН" и "НАКЛОН АНТЕННЫ" добиться появления на экранах индикаторов радиолокационного изображения наземных ориентиров;
- ручкой "НАКЛОН АНТЕННЫ" установить по шкале наклон 10° вверх, изображение наземных ориентиров должно исчезнуть.

Проверить работоспособность аппаратуры РПМ-СМ, для чего на пульте управления РЛС:

- выключить выключатель "ФОН";
- установить переключатель "МАСШТАБ" в одно из положений "15 км", "30 км", "50 км";
- установить режим "МАЯК", при этом на экране индикатора штурмана должны появиться засветки от собственных шумов приемника РПМ-СМ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ТЕЛЕВИЗИОННЫЕ ЦЕНТРЫ,
РАБОТАЮЩИЕ НА ЧАСТОТЕ, СОВПАДАЮЩЕЙ ИЛИ

БЛИЗКОЙ К ЧАСТОТЕ РАБОТЫ АППАРАТУРЫ РПМ-СМ,
МОГУТ СОЗДАВАТЬ ПОМЕХИ НА ЭКРАНЕ РЛС ПРИ
РАБОТЕ В РЕЖИМЕ "МАЯК".

Проверить формирование кодовой посылки запускающих импульсов передатчика РЛС, для чего:

- установить режим "МАЯК";
- установить переключатель "МАСШТАБ" в положение "15 км";
- включить выключатель "ПЛАВНАЯ ЗАДЕРЖКА";
- ручкой "ПЛАВНАЯ ЗАДЕРЖКА" ввести задержку развертки 10 км (раскрыть центр);
- включить выключатель "ВЫСОКОЕ" передатчика РЛС, при этом на экране индикатора штурмана должен появиться один запускающий импульс;
- последовательно переключая коды на щитке управления РПМ-СМ, убедиться в наличии формирования кодовых посылок в зависимости от установленного кода. Для выключения РЛС:
- установить органы управления в исходное положение, переключатель "ВЫКЛ. - СТАНЦИЯ - ВЫСОКОЕ" в положение "ВЫКЛ.";
- выключить АЗС "ПИТАН. ЛОКАТОР" и "ЦГВ".

Эксплуатация в полете

Перед вырубиванием на ВПП включить РЛС. Проверить параметры РЛС по стрелочному индикатору пульта контроля. Для работы в режиме "СНОС":

- установить режим "СНОС";
- установить рукояткой "НАКЛОН АНТЕННЫ" антенну в такое положение, при котором неподвижная линия развёртки будет интенсивно мерцать с некоторой частотой. Включить выключатель "РРЧ" и, вращая ручку "РРЧ", подобрать такое положение, при котором появятся яркие мерцающие отметки на линии развертки;
- добиться, вращая ручку "УГОЛ СНОСА", минимального мерцания линии развертки и отсчитать угол сноса самолета по шкалам индикатора и пульта управления.

ПРИМЕЧАНИЕ. При полетах над ровной поверхностью (пустыня, море) принимаемые РЛС сигналы слабы, поэтому определение угла сноса в этих случаях затруднительно.

Для работы в режимах "ОБЗОР" и "ДАЛЬНИЙ ОБЗОР":

- установить режим "ОБЗОР", масштаб "50 км";
- установить ручкой "НАКЛОН АНТЕННЫ" такой наклон, при котором изображение земной поверхности просматривается на большей части экрана;

- установить ручками "ВЫДЕЛЕНИЕ" и "ФОН" оптимальную контрастность изображения.

Для более детального просмотра близких наземных ориентиров рекомендуется использовать масштабы 30 или 15 км.

Для получения изображения на больших расстояниях:

- установить режим "ДАЛЬНИЙ ОБЗОР", масштабы "300 км" или "150 км";

- добиться ручками "НАКЛОН АНТЕННЫ", "ВЫДЕЛЕНИЕ" и "ФОН" наиболее четкого изображения ориентира на максимальной дальности.

Для работы в режимах "ГОРЫ - ГРОЗЫ" и "ИЗО - ЭХО":

а) при полете в горных районах:

- установить режим "ГОШ - ГРОЗЫ", масштаб "50 км";

- установить ручку "НАКЛОН АНТЕННЫ" на 2-3° вверх и убедиться в том, что на экранах индикаторов исчезает радиолокационное изображение. Если на экранах остаются какие-либо отметки, по их характеру проверить, не являются ли они радиолокационными изображениями зон грозовой деятельности;

- установить ручкой "НАКЛОН АНТЕННЫ" антенну в горизонтальное положение;

- убедиться в наличии безопасного превышения высоты (900-1200 м) над ближайшими горными вершинами, находящимися вблизи трассы полета, по исчезновению отражений от них на расстоянии не менее 12 км. Если оплетки горных вершин сохраняются внутри окружности радиусом 12 №1, немедленно набрать высоту или изменить курс для обхода препятствия;

б) после определения зоны грозовой деятельности в режиме "ГОРЫ - ГРОЗЫ":

- установить режим "ИЗО - ЭХО". По характеру изображения определить наиболее опасные зоны полета. "Темные пятна - зоны наибольшей турбулентности; чем уже засвеченные участки между ними, тем опаснее они для полета;

- определить высоту верхней кромки грозового фронта, для чего повернуть ручку "НАКЛОН АНТЕННЫ" вверх до исчезновения изображения грозового фронта с экрана РЛС и отсчитать угол подъема антенны по шкале. По расстоянию до грозового фронта и углу подъема антенны определить приблизительно высоту развития грозового фронта относительно самолета;

- принять меры для обеспечения безопасности полета в зависимости от характера изображения и высоты развития грозового фронта.

Для работы в режиме "САМОЛЕТЫ" по первому каналу:

- установить режим "САМОЛЕТЫ", масштаб "50 км";

- установить антенну в нулевое положение. Отметки от встречных самолетов располагаются на фоне отражений от земной поверхности, горных вершин или грозовых фронтов.

Встречный самолет считается опасным, если при сближении с ним азимутальное положение его яркостной отметки на экране индикатора не меняется. В таких случаях произвести обходной маневр.

Для работы в режиме "САМОЛЕТЫ" по второму каналу:

- установить режим "САМОЛЕТЫ", масштаб "50 км";
- включить выключатели "ЗАПРОС", "П КАНАЛ" на панели приборной доски штурмана;
- установить антенну ручкой "НАКЛОН АНТЕННЫ" в нулевое положение. При появлении встречного самолета, оборудованного ответчиком, на экране индикатора на соответствующей дальности появится отметка встречного самолета.

Для работы в режиме "МАЯК":

- установить режим "МАЯК";
- добиться ручками "НАКЛОН АНТЕННЫ", "ФОН", "ВЫДЕЛЕНИЕ" оптимального радиолокационного изображения местности на экране индикатора;
- включить выключатели "ПЕРЕКРЕСТИЕ" и "МЕТКИ 2 км" на пульте управления;
- установить масштаб, соответствующий предполагаемой дальности до маяка-ответчика;
- установить переключатель "КОД" на ЩДУ РПМ-СМ в положение, соответствующее заданию;
- установить масштаб "50 км" при подлете к маяку на 40-50 км. Для более четкого наблюдения за отметкой маяка отключить радиолокационное изображение земной поверхности выключателем "ФОН" на пульте управления;
- установить поворотом ручки "КУО" метку "КУО" на угол, величина которого равна углу сноса самолета;
- развернуть самолет так, чтобы отметка маяка перемещалась вдоль линии метки КУО;
- установить при дальнейшем приближении к маяку последовательно масштабы "30 км" и "15 км". При необходимости с помощью метки "Дн" совмещая ее с отметкой маяка поворотом ручки "ДАЛЬНОСТЬ", определить дальность до маяка по показаниям счетчика "ДАЛЬНОСТЬ" пульта управления. При кодированном запросе определение дальности производить по ближайшей отметке из комбинации отметок маяка.

По мере приближения к маяку его отметка на экране индикатора превращается в дугу. Для устранения этого явления:

- установить на ЩДУ РПМ-СМ код "БЛИЖНИЙ". Отметка маяка становится точечной.

ПРИМЕЧАНИЕ. При работе с маяком можно использовать ручку "ПЛАВНАЯ ЗАДЕРЖКА".

Если дальность до маяка не превышает 80 км:
- включить выключатель "ПЛАВНАЯ ЗАДЕРЖКА" на пульте управления перекрестием;
- установить соответствующий масштаб развертки;
- установить ручку "ПЛАВНАЯ ЗАДЕРЖКА" в положение, при котором отметка маяка находится в средней части экрана индикатора штурмана. По мере приближения самолета к маяку, вращая ручку "ПЛАВНАЯ ЗАДЕРЖКА", удерживать отметку маяка в средней части экрана индикатора.

ПРИМЕЧАНИЕ. Выключать станцию при полете с креном не рекомендуется, так как при этом ухудшаются условия, в которых будет находиться антенна при касании самолета земли в момент посадки.

8.12.15. Станция предупреждения об облучении СЗМ

Общие сведения

Станция предупреждения об облучении предназначена для выдачи экипажу звукового и светового сигналов об облучении самолета радиолокационной станцией перехвата и прицеливания самолета-истребителя.

Звуковой сигнал в виде прерывистого тона 800 Гц поступает в телефоны всех членов экипажа, а световой - на блок индикатора СЗМ командира экипажа.

Включение и управление станцией осуществляется с рабочего места командира экипажа.

По индикатору СЗМ командир экипажа определяет направление атаки самолета-истребителя, а по характеру поступающего сигнала - режим работы РЛС атакующего самолета и принимает решение (в зависимости от обстановки) об отражении атаки.

Включение и проверка работоспособности

Для включения станции предупреждения об облучении:

- включить АЗС "СЗМ" на щите АЗС;
- установить переключатель "СТАНЦИЯ ВКЛ. -ВЫКЛ." в положение "ВКЛ." на пульте управления станцией, размещенном на верхнем щитке летчиков;
- включить выключатели "ЗВУК" и "СЕКТОР" на пульте управления СЗМ;

- нажать кнопку "ПРОВЕРКА" на индикаторе и при работающей станции РПСН в режиме "ОБЗОР", "МАСШТАБ 15 км" и "30 км" проверить наличие звуковой и световой сигнализаций (прерывисто вспыхивают лампы четырех каналов индикатора станции).

ПРИМЕЧАНИЕ. При установке на самолете РЛС "Гроза" взамен РПСН проверка работоспособности станции СЗМ производится на земле с помощью генератора шумов. В этом случае проверка от РЛС с использованием кнопки "ПРОВЕРКА" исключается.

Эксплуатация в полете

Включить станцию и убедиться, что она исправна. После включения станция работает автоматически.

В полете осуществлять индикацию по индикатору и прослушивание звуковых сигналов. Для отключения звуковой сигнализации выключатель "ЗВУК ВКЛ." установить в нижнее положение, при этом загорится табло "ЗВУКА НЕТ".

Устанавливать индекс вида освещения блока индикации в положение "Н" (ночь) или "Д" (день) в зависимости от условий полета.

8.12.16. Изделия 020М (023) и 81

Для включения изделий:

- включить АЗС "020М" ("023") на щите АЗС:

- установить выключатель на пульте управления изделием в положение "ПИТАНИЕ". При этом загорится лампа "КОД ВКЛ.", а через 10-20 с лампа "КОНТР. ШТ.". После этого станция готова к работе. Использование изделия в полете производить в соответствии с инструкцией по эксплуатации изделия.

Включение изделия 81 осуществляется одновременно с изделием 020М. Управление изделием в полете производится в соответствии с полетным заданием.

8.12.17. Изделие 6201

Общие сведения

Назначение и эксплуатация изд. 6201 изложены в техническом описании и инструкции по эксплуатации данного изделия.

Включение и проверка работоспособности

Перед включением изделия убедиться, что органы управления и контроля на пультах изделия находятся в положении:

Кнопка "СТИРАНИЕ" - крышка закрыта, опломбирована.
Включатель "БЕДСТВИЕ" - флажок опущен, опломбирован.
Переключатель "АВТ. - КД - +_ КП" в положении "АВТ".
Переключатель "1-2" - в соответствии с заданием на полет.
Переключатель "ЗАПАСНОЙ" - в нижнем положении.
Переключатель "ИНДИВИД.". Переключатель "РАБОЧИЙ А"
Переключатель "РАБОЧИЙ Б"
Переключатель "РАБОЧИЙ В"
Переключатель "ЗАПАСНОЙ А" в соответствии с заданием на полет.
Переключатель "ЗАПАСНОЙ Б"
Переключатель "ЗАПАСНОЙ В"
Переключатель "Г"
Переключатель "Д"
Переключатель "КОНТРОЛЬ 620" - "ВЫКЛЮЧЕН"
АЗС 620 - "ОТКЛ."

Убедиться в правильности установки часов изделия (должно быть московское декретное время) и установить стрелки часов согласно заданию на полет.

После запуска двигателей включить АЗС 620 на щите АЗС. при этом загораются сигнальные лампы "ОТКАЗ 620" и "КД". а также автоматически включится преобразователь ПО-750. Через 1,5 - 2,5 мин с момента включения изделия, при введенной информации, сигнальная лампа "ОТКАЗ 620" должна погаснуть, сигнальная лампа "КД" должна гореть.

Погасание сигнальной лампы "ОТКАЗ 620" свидетельствует об исправности изделия и готовности его к работе.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При выполнении полетов со снятым блоком 55С сигнальные лампы. "Ж" и "КП" не задействованы.

Нажать кнопку "ПРОВЕРКА СИГНАЛИЗ." - все сигнальные лампы должны гореть. Проверить исправность системы встроенного контроля, для чего на вспомогательном пульте управления нажать кнопку "КОНТРОЛЬ" и удерживать ее не менее 10 с. при этом загорятся сигнальные лампы "КОНТРОЛЬ" и "ОТКАЗ". После отпускания кнопки сигнальные лампы гаснут.

Эксплуатация в полете

После включения изделие работает автоматически.

В полете при загорании сигнальной лампы "ВКЛЮЧИ ЗАПАСНОЙ" (или по получении этой команды с земли) установить переключатель "ЗАПАСНОЙ" в верхнее положение.

В заданное время проконтролировать автоматическое загорание сигнальной лампы "КП" и погасание сигнальной лампы "КД". Если в течение заданного времени этого не произошло, установить переключатель "АВТ. - КД - ± 15 - КП" в положение " ± 15 ", при этом продолжает гореть сигнальная лампа "КД", и через 15 - 30 мин установить этот переключатель в положение "КП", при этом сигнальная лампа "КД" гаснет, а сигнальная лампа "КП" загорается. Если на самолете создалась аварийная обстановка, включить выключатель "БЕДСТВИЕ".

При загорании сигнальной лампы "ОТКАЗ 620" доложить руководителю полетов и действовать по его указаниям. После посадки выключить АЗС "620".

- ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: I. При переключении электропитания изд. 6201 по цепи 115 В, осуществляющегося автоматически при уборке и выпуске шасси, а также при переключении генераторов ГО-16ПЧ8 возможно загорание лампы "ОТКАЗ-620" и горение ее в течение 7 - 10 с. При этом изд. 6201 работоспособности не теряет.
2. В случае вынужденной посадки вне аэродрома или покидания самолета в воздухе нажать кнопку "СТИРАНИЕ".

8.12.18. Рентгенометр ДП-3Б

Рентгенометр ДП-3Б предназначен для измерения интенсивности γ -излучений в кабине экипажа.

Комплект ДП-3Б состоит из приемника радиоактивного облучения (блока детектирования) и пульта управления с индикатором (регистратора).

Включение и управление рентгенометром осуществляется с рабочего места командира экипажа.

Для включения рентгенометра:

- установить ручку переключения поддиапазонов на измерительном пульте из положения "ВЫКЛ." в положение "Х1", при этом загорается лампа подсвета шкалы переключения поддиапазонов и шкалы измерения доз излучения;
- через 5 мин после включения рентгенометра нажать кнопку "ПРОВЕРКА". Если все элементы схемы исправны, стрелка измерительного прибора установится в пределах 0,4-0,8 по верхней шкале и сигнальная лампа будет часто мигать;

- отпустить кнопку "ПРОВЕРКА", при отсутствии облучения сигнальная лампа не горит, а при проявлении γ - излучений она начинает вспыхивать.

Измерение мощности доз γ - излучений производится на одном из четырех поддиапазонов. Переключение поддиапазонов осуществляется поворотом ручки переключателя поддиапазонов, а снятие показаний дозы облучения - по измерительному прибору, установленному на измерительном пульте.

8.12.19. Самолетный ответчик СО-69

Общие сведения

Самолетный ответчик СО-69 предназначен для работы в активном режиме радиолокационных систем управления воздушным движением и посадки самолетов и обеспечивает выдачу на наземную РЛС:

- данных определения места, высоты и бортового номера самолета;
- сигнала об аварийной ситуации на самолете (при включении выключателя "АВАРИЯ");
- сигнала индивидуального опознавания самолета (при нажатии кнопки "ЗНАК"). Ответчик СО-69 имеет четыре режима работы: "РСП", "УВД", - "023М".

ПРИМЕЧАНИЕ. Режимы "023М" на самолете не задействованы.

Режим "РСП" включается при работе с отечественными посадочными и диспетчерскими радиолокаторами. В этом режиме ответчик не передает информации о номере и высоте полета самолета.

Режим "УВД" включается при с диспетчерскими радиолокаторами отечественных систем УВД. В этом режиме ответчик обеспечивает автоматическую передачу информации о номере и высоте полета самолета.

Включение и управление ответчиком осуществляется с рабочего места командира экипажа.

Включение и проверка работоспособности

Перед включением ответчика убедиться, что органы управления на пульте управления находятся в исходном положении:

- выключатель "СО-69 - ВЫКЛ." - в положении "ВЫКЛ.";
- переключатель режимов работы "РСП-УВД- 023М" - в положении "РСП";
- переключатель "ВОЛНА I - 2" - в положении "2";
- выключатель "АВАРИЯ" - закрыт предохранительной крышкой и законтрен.

Для включения и проверки работоспособности:
- установить выключатель "СО-69 - ВЫКЛ." в положение "СО-69".

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВКЛЮЧАТЬ ОТВЕТЧИК ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА РЕЖИМЕ ЗЕМНОГО МАЛОГО ГАЗА ЗАПРЕЩАЕТСЯ;

- через 1-2 мин после включения ответчика нажать кнопку "КОНТРОЛЬ" и убедиться в непрерывном горении сигнальной лампы "КОНТРОЛЬ" на пульте управления.

ПРИМЕЧАНИЕ При проверке ответчика в зоне действия наземных РЛС лампа "КОНТРОЛЬ" периодически загорается при ненажатой кнопке "КОНТРОЛЬ".

Для выключения ответчика установить выключатель "СО-69 - ВЫКЛ." в положение "ВЫКЛ.".

Эксплуатация в полете

Установить переключатели на пульте управления в положения, необходимые для выполнения полетного задания. После взлета включить ответчик.

При необходимости проверять работоспособность ответчика нажатием кнопки "КОНТРОЛЬ".

По команде с земли нажать кнопку "ЗНАК".

При аварийной ситуации откинуть предохранительную крышку и включить выключатель "АВАРИЯ".

После посадки ответчик выключить.

ПРИЛОЖЕНИЯ

Приложение I

Аэродинамические особенности самолета Особенности аэродинамической компоновки самолета

По аэродинамической компоновке самолет Ан-26 представляет собой свободонесущий моноплан с высокорасположенным крылом большого удлинения $\lambda = 11,37$ и однокилевым вертикальным оперением.

Механизация крыла выполнена в виде выдвижных двухщелевых закрылков на средней части крыла и однощелевых на центроплане, отклоняемых при взлете на 15° и при посадке на 38° .

Отъемные части крыла, начиная с нервюры № 12, установлены с отрицательным поперечным V равным 2° по отношению к плоскости хорд остальной части крыла, где поперечное V равно нулю.

При этом получено хорошее соотношение поперечной и путевой устойчивости.

Наличие отрицательного V крыла в случае отказа одного двигателя в полете снижает интенсивность крена самолета в сторону отказавшего двигателя.

Крыло установлено по отношению к оси фюзеляжа под углом 3° . При талой установке крыла уменьшается угол тангажа на взлете и посадке, обеспечивается лучший обзор для летчика.

Фюзеляж имеет скошенную хвостовую часть, форма которой вызвана наличием грузового люка. Для улучшения обтекания хвостовой части фюзеляжа и уменьшения сопротивления установлено два подфюзеляжных гребня, форма, размеры и расположение которых выбраны из условия получения минимального сопротивления фюзеляжа на крейсерском режиме.

Размеры вертикального и горизонтального оперения обеспечивают благоприятные характеристики продольной и путевой устойчивости и управляемости для широкого диапазона центровок (15-33 %).

Киль имеет стреловидность $21^\circ 30'$. Наличие подфюзеляжных гребней увеличивает путевую устойчивость самолета.

Угол установки стабилизатора относительно хорды крыла равен -3° . Такой установочный угол стабилизатора выбран из условия обеспечения

продольного равновесия самолета на основных режимах полета при нейтральном положении руля высоты.

Горизонтальное оперение имеет поперечное V , равное 9° . Высокое расположение горизонтального оперения и большое поперечное V обеспечивают работу оперения вне возмущенного потока, стекающего с крыла, и обдув оперения потоком от воздушных винтов.

Для уменьшения усилий на рычагах управления рули и элероны имеют аэродинамическую компенсацию, равную 28-30 %. Кроме того, для этой же цели на каждом элероне установлен кинематический сервокомпенсатор, угол отклонения которого пропорционален углу отклонения элерона.

Руль направления управляется через пружинный сервокомпенсатор, отклонение которого пропорционально приращению усилия на педалях. Пружинный сервокомпенсатор может также выполнять функции триммера.

Триммеры на органах управления позволяют полностью снимать усилия с рычагов управления на всех эксплуатационных режимах полета, включая режимы полета с одним отказавшим двигателем.

Шасси самолета - трехопорной схемы, с двумя передними спаренными колесами. Передние колеса - управляемые. Шасси убирается против потока. Для уменьшения аэродинамического сопротивления ниши опор шасси на рулении и в полете закрываются створками.

Аэродинамические характеристики самолета

Максимальное аэродинамическое качество самолета к при убранных шасси и закрылках, при малых значениях числа M (0,2) равно 17,2 (рис. 1.1).

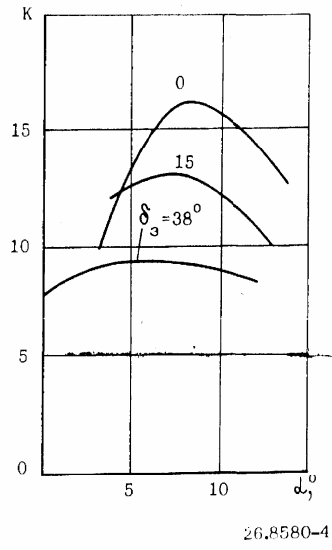


Рис. 1.1. Зависимость $K = f(\alpha)$ при малых значениях числа M и различных положениях закрылков (шасси убрано)

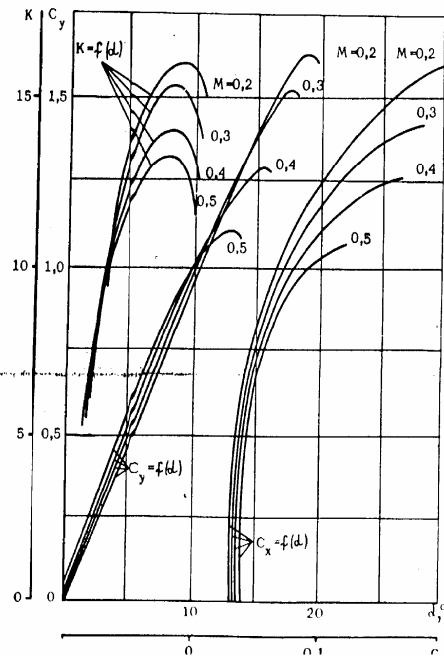


Рис. 1.2. Поляра в зависимости $C_y = f(\alpha)$ и $K = f(\alpha)$ при различных значениях числа M (закрылки и шасси убраны)

С увеличением числа M полета величина максимального аэродинамического качества уменьшается и при числе M , равном 0,5, максимальное качество равно 13,0 (рис. 1.2).

При выпуске закрылков поляра самолета изменяется так, что одновременно со значительным возрастанием коэффициента подъемной силы C_Y увеличивается коэффициент сопротивления самолета C_X . В целом это приводит к уменьшению максимального аэродинамического качества (рис. 1.3). Выпущенное шасси дополнительно увеличивает коэффициент сопротивления самолета на 0,014.

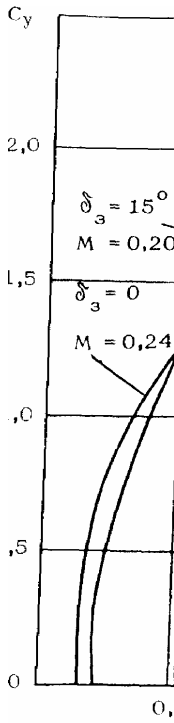
Максимальное аэродинамическое качество самолета при взлете самолета с отклоненными на 15° закрылками и выпущенным шасси (без учета влияния земли) равно 12,9, при посадке с отклоненными на 38° закрылками и выпущенным шасси - 9,0.

Рис. 1.3. Поляры самолета при малых значениях числа M и различных положениях закрылков (шасси убрано)

На графиках (рис. 1.2-1.4) приведены зависимости коэффициента подъемной силы и аэродинамического качества от угла атаки, коэффициента лобового сопротивления от коэффициента подъемной силы при малых значениях числа M для самолета с убранными и выпущенными на 15° и 38° закрылками. Как видно из графиков, выпуск закрылков значительно увеличивает коэффициент подъемной силы (в среднем на 0,4 при $\delta_3 = 15^\circ$ на 1,0 при $\delta_3 = 38^\circ$).

Такая эффективная механизация крыла позволяет иметь небольшие скорости отрыва и приземления.

На рис. 1.5 и 1.6 даны зависимости $C_Y = f(\alpha)$, $C_X = f(C_Y)$ на взлете ($\delta_3 = 15^\circ$) и посадке ($\delta_3 = 38^\circ$) с учетом влияния земли при выпущенном шасси. Из графиков следует, что влияние экрана земли сказывается на повышении коэффициента подъемной силы и уменьшении коэффициента лобового сопротивления при одном и том же угле атаки.



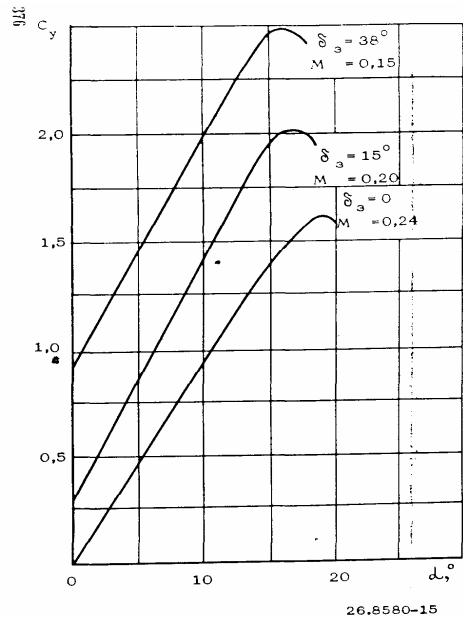


Рис. 1.4. Зависимость $C_y = f(\alpha)$ при различных положениях закрылков и малых значениях числа М

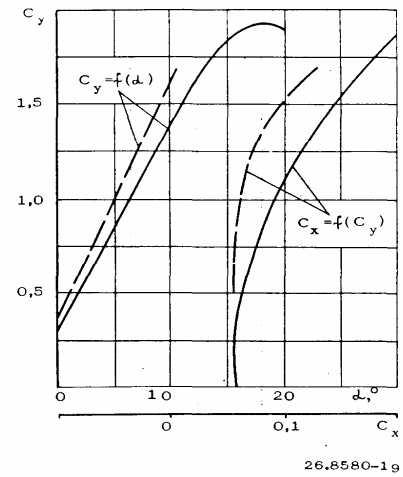


Рис. 1.5. Зависимости $C_y = f(\alpha)$ и $C_x = f(C_y)$ при взлете ($\delta_3 = 15^\circ$, шасси выпущено) с учетом влияния земли.

Условные обозначения:
 - - - - - Вблизи земли
 ————— Вдали от земли

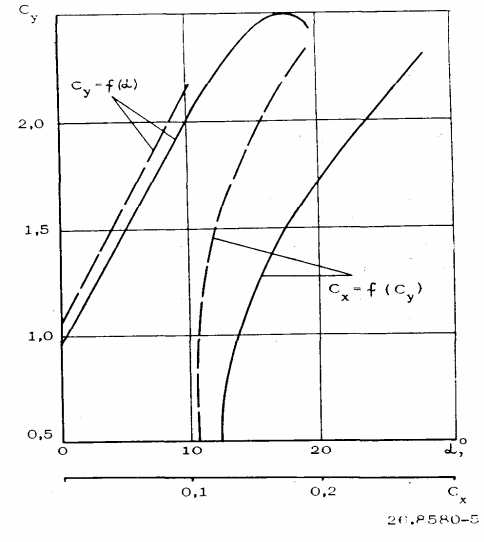


Рис. 1.6. Зависимости $C_y = f(\alpha)$ и $C_x = f(C_y)$ на посадке ($\delta_3 = 38^\circ$, шасси выпущено) с учетом влияния земли

Условные обозначения:
 - - - - - Вблизи земли
 ————— Вдали от земли

Особенности продольной устойчивости и управляемости самолета

Основным фактором, определяющим продольную устойчивость самолета по перегрузке и скорости, является положение центра тяжести самолета относительно нейтральной центровки.

Предельно задняя эксплуатационная центровка самолета принята равной 33 % САХ из условия достаточного запаса продольной статической устойчивости по перегрузке и приемлемых значений критериев продольной управляемости (рис. 1.7).

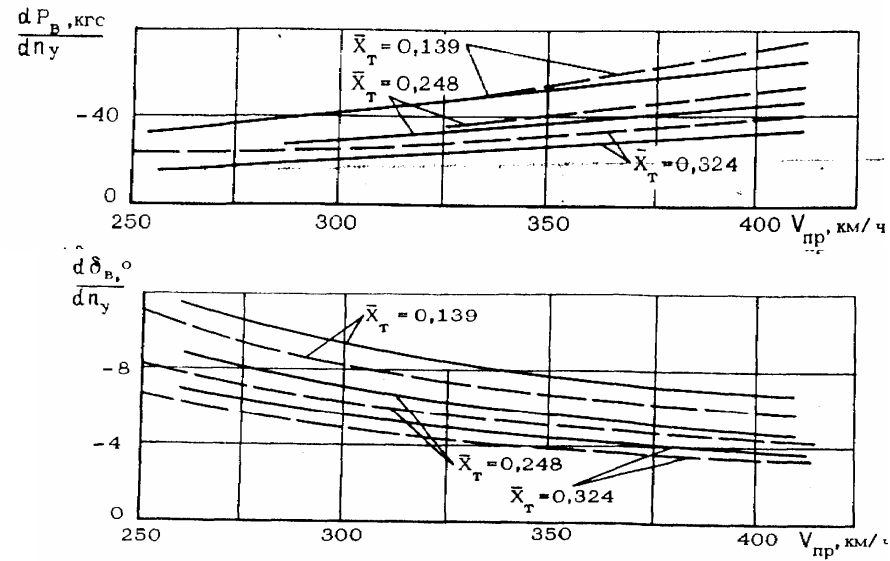


Рис. 1.7. Зависимость отклонений руля высоты δ_B и усилий на штурвале управления P_B , потребных для создания единицы перегрузки, от скорости полета (закрылки убраны) при различных центровках.

Условные обозначения:

----- Номинальный режим

———— Режим ПМГ

Следует отметить, что в аварийном случае (застревание груза у грузового люка при парашютном десантировании и т.п.) возможен полет и выполнение посадки с центровкой 42 % САХ. При такой центровке самолет неустойчив по скорости и имеет очень небольшой запас устойчивости по перегрузке.

В полете с выпущенными на 15 и 38° закрылками с такой центровкой самолет не балансируется по усилиям даже при полном отклонении триммера руля высоты. Остаточные усилия на штурвале на посадочных режимах (давящие) составляют 23-27 кгс. При этом от летчиков требуется повышенное внимание и соблюдение следующих рекомендаций:

- не допускать резких перемещений штурвала во избежание раскачивания самолета по тангажу и касания земли фюзеляжем при посадке;
- для выдерживания направления на пробеге, а также при выполнении разворотов и доворотов при рулении дополнительно пользоваться тормозами, так как значительно снижается эффективность управления колесами передней опоры шасси из-за ее разгрузки;
- торможение производить плавно (особенно при пробеге и рулении по грунту) во избежание опрокидывания самолета на хвост. Опрокидывание самолета на стоянке происходит при центровке 46 % САХ.

В связи с изменением аэродинамической компоновки хвостовой части фюзеляжа и увеличением площади горизонтального оперения (за счет подфюзеляжной части) несколько изменилась и продольная балансировка самолета Ан-26 по сравнению с самолетом Ан-24Т. Для обеспечения продольной балансировки на всех режимах полёта на самолете потребовалось увеличить угол отклонения руля высоты вниз до 19°.

На рис. 1.8 и 1.9 приведены балансировочные кривые самолета при убранных и выпущенных в посадочное положение закрылках (триммер руля высоты в нейтральном положении). Из этих графиков следует, что при убранных шасси и закрылках самолет устойчив по скорости во всем диапазоне центровок и режимов работы двигателей. В посадочной

конфигурации самолет устойчив по скорости при работе двигателей на режиме полетного малого газа и близок к нейтральности при задних центровках и взлетном режиме работы двигателей.

Выпуск закрылков на самолете приводит к большой продольной перебалансировке самолета как по расходам руля высоты, так и по усилиям на штурвале. Для уменьшения возможного "вспухания" и резкой перебалансировки самолета выпуск закрылков замедлен. Они полностью выпускаются за 16-18 с.

Изменение режима от полетного малого газа до взлетного также приводит к существенной перебалансировке самолета, особенно на режимах полета с малыми скоростями. Изменение режима работы двигателей изменяет балансировку таким образом, что при даче газа самолет имеет благоприятную тенденцию к подъему носа и набору высоты, а при уборке газа самолет стремится опустить нос.

Открытие грузового люка практически не влияет на характеристики продольной устойчивости и управляемости.

На всех режимах длительного полета в пределах эксплуатационного диапазона центровок 15-33 % САХ усилия на штурвале могут быть полностью сняты триммером руля высоты. Зависимость эффективности триммера руля высоты от скорости полета показана на рис. 1.10.

Особенностью взлета самолета является необходимость в предварительном отклонении триммера руля высоты на пикирование.

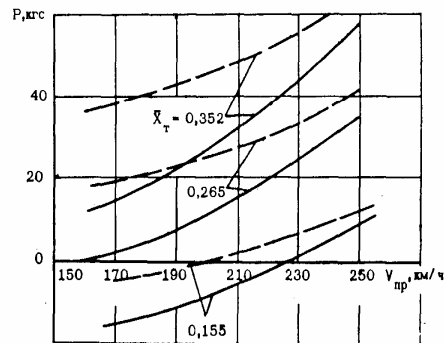
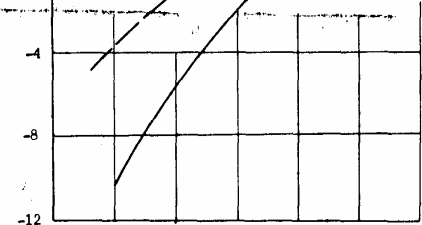
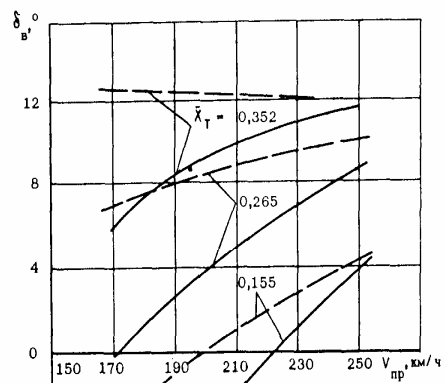
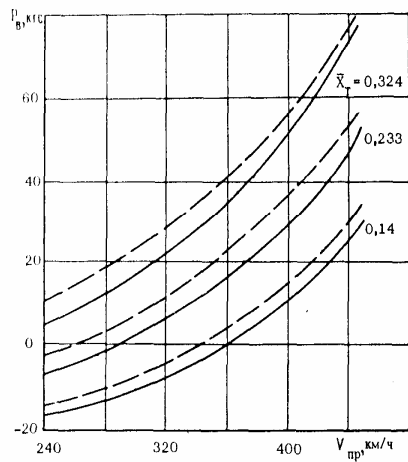
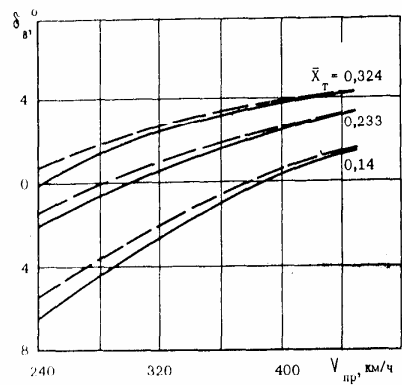


Рис.1.8.Балансировочные кривые δ_B ,
 $P_B = f(V_i)$ для прямолинейного полета
 без скольжения с симметричной тягой
 $G_{CP} = 22$ тс; $H = 4000$ м; $\delta_3 = 0$; $\tau_B = 0$;

Рис.1.9.Балансировочные кривые δ_B ,
 $P_B = f(V_i)$ для прямолинейного полета
 без скольжения с симметричной тягой
 $G_{CP} = 21,5$ тс; $\delta_3 = 38^\circ$; $\tau_B = 0$;

Условные обозначения:
 - - - - Номинальный режим
 ——— Режим ПМГ

Условные обозначения:
 - - - - - Взлетный режим
 ——— Режим ПМГ

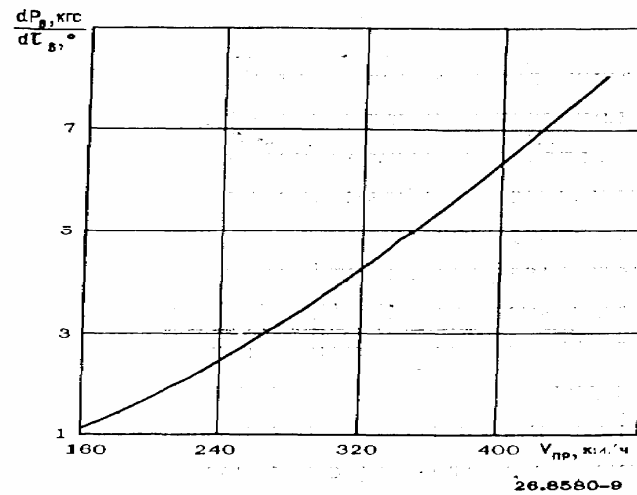
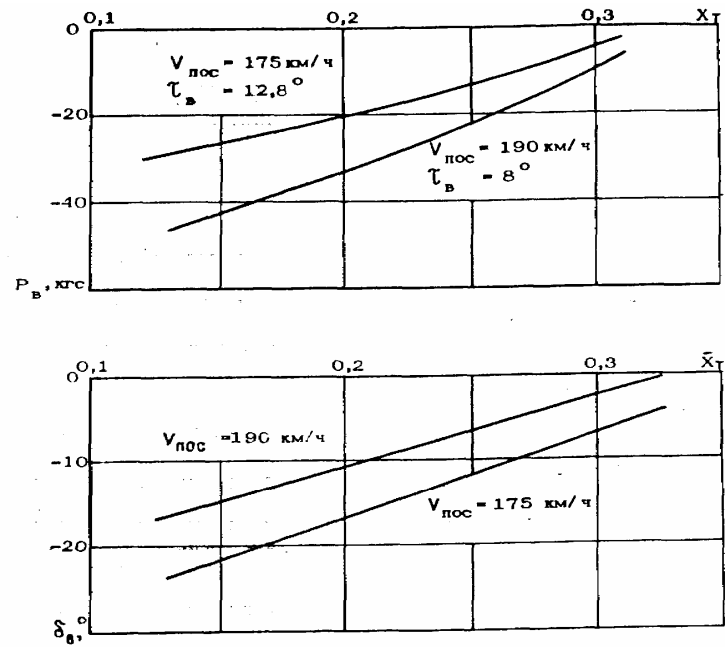


Рис. 1.10. Зависимость эффективности триммера руля высоты

от скорости полета



26.8580-12

Рис. 1.11. Балансировка самолета на посадке ($\delta_3 = 38^\circ$)

Потребный угол отклонения триммера увеличивается по мере приближения к предельно задней центровке и

устанавливается летчиком перед взлетом по специальной шкале. Отклонение триммера необходимо для того, чтобы во всем диапазоне эксплуатационных центровок усилия в процессе взлета оставались тянущими.

Предельно передняя центровка самолета равна 15 % САХ. При этом запас руля высоты на посадке и усилия на штурвале приемлемы для пилотирования и удовлетворяют существующим нормам (рис. 1.11). После парашютного десантирования грузов или личного состава центровка на посадке может достигать 12,7 % САХ, при этом расход руля высоты на посадке был бы близок к полному, а усилия на штурвале достигали бы 35-45 кгс.

Для обеспечения на посадке центровки 15 % САХ необходимо переместить двух членов экипажа (бортового радиста и штурмана) в грузовую кабину, в район грузового люка.

Особенности работы горизонтального оперения

Угол атаки горизонтального оперения ($\alpha_{Г.О.}$ - на каком-либо режиме полета определяется по формуле:

$$\alpha_{Г.О.} = \alpha + \varphi_{СТ} - \varepsilon$$

где : $\alpha_{Г.О.}$ - угол атаки крыла;

$\varphi_{СТ}$ - угол установки горизонтального оперения по отношению к крылу (у самолета Ан-26 $\varphi_{СТ}$ равен - 3°);

ε - угол скоса потока в районе оперения.

Углы атаки горизонтального оперения самолета изменяются в зависимости от углов атаки крыла и углов скоса потока за крылом. Эта зависимость приведена на рис. 1.12. При убранной механизации крыла во всем диапазоне скоростей полета угол атаки горизонтального оперения небольшой, а на крейсерских режимах близок к нулю.

При заходе на посадку с выпущенными на 38° закрылками угол атаки горизонтального оперения становится отрицательным и на скорости полета 200 км/ч его величина составляет минус 7° (рис. 1.13).

Отрицательный угол атаки горизонтального оперения объясняется малым углом атаки крыла (2-3°) и значительным

скосом потока за крылом при отклоненных закрылках.

При увеличении скорости предпосадочного планирования угол атаки крыла уменьшается и может стать отрицательным, а отрицательный угол атаки горизонтального оперения увеличивается по абсолютной величине.

Так, при полетном весе 20 тс и увеличении скорости планирования от рекомендованной 210 км/ч до 230 км/ч с выпущенными на 38° закрылками угол атаки изменяется от минус $7,8^\circ$ до минус $9,0^\circ$.

Если летчик в этом случае резко отклонит штурвал от себя, то за счет вращения самолета относительно поперечной оси произойдет дальнейшее увеличение отрицательного угла атаки горизонтального оперения дополнительно на $1-2^\circ$, что может стать причиной приближения угла атаки горизонтального оперения к критическому, равному $-12^\circ \div -13^\circ$ при обледеневшей передней кромке стабилизатора.

Для увеличения степени устойчивости по перегрузке с освобожденным управлением на режимах предпосадочного планирования и ухода на второй круг в систему продольного управления установлена загрузочная пружина, увеличивающая усилия при отклонении штурвала от себя. При отклонении руля высоты вниз на $3 \pm 1^\circ$ пружина создает дополнительное усилие, которое при полном отклонении руля высоты вниз составляет 75 кгс. Это препятствует случайному выводу самолета на большие отрицательные углы атаки и созданию околонулевых и отрицательных перегрузок.

На рекомендуемых Инструкцией скоростях предпосадочного планирования самолет достаточно устойчив по перегрузке (при отсутствии обледенения стабилизатора). Величина $dP_B / d\eta_y$ в эксплуатационном диапазоне центровок отрицательна и находится в допустимых пределах.

Особенности полета в условиях обледенения

Противообледенительная система самолета обеспечивает достаточно надежную защиту от обледенения до температуры наружного воздуха минус 20°C .

При полетах в условиях обледенения с выключенной или неисправной ПОС, а также с включенной ПОС при температуре наружного воздуха ниже минус 20°C возможно нарастание льда на внешних поверхностях самолета. Наросший на носках крыла и оперения лед существенно уменьшает запасы углов атаки до срыва потока и изменяет характеристики устойчивости и управляемости самолета. Степень ухудшения этих характеристик в значительной мере зависит от формы и толщины наросшего льда, а также от того, где этот лед отлагается -на крыле или стабилизаторе.

В зависимости от места отложения льда целесообразно рассмотреть особенности полета с обледеневшим стабилизатором» обледеневшим крылом и обледеневшими одновременно крылом и стабилизатором.

Полет с обледеневшим стабилизатором

Отложение льда на передней кромке стабилизатора приводит к уменьшению критического угла атаки оперения на 4-6°. При угле атаки оперения примерно минус 7° (за 3-5° до критического угла атаки обледеневшего стабилизатора) начинает изменяться распределение давления на его верхней и нижней поверхностях, что приводит к изменению шарнирного момента руля высоты и его перекомпенсации (рис. 1.14), практически не изменяя его эффективности. Уменьшение эффективности руля высоты происходит только при достижении критического угла горизонтального оперения, что возможно при отклонении закрылков на угол более 20-25° и достижении перегрузки меньше нуля.

Перекомпенсация руля высоты проявляется следующим образом: при отклонении штурвала от себя (например, для входа в глиссаду) на штурвале сначала возникают небольшие давящие усилия, а через 2-3 с с уменьшением перегрузки усилие становятся тянущими ("подхват" руля высоты). Тянущие усилия могут достигать значительной величины (до 30-60 кгс), что может привести к уходу штурвала вперед и отклонению руля высоты от себя вплоть до крайнего положения на пикирование. Самолет под действием отклоненного руля высоты опускает нос и переходит в режим снижения ("клюет").

В особо неблагоприятных условиях (закрылки 38°, двурогий лед толщиной более 20 мм, взлетный режим двигателей, малый посадочный вес, завышенная скорость полета, задняя центровка) появление тянущих усилий может произойти даже при незначительных отклонениях штурвала от себя с достижением перегрузки $n_V \leq 0,8-0,9$.

На планировании необходимо строго выдерживать рекомендованные скорости полета и рекомендации по выпуску закрылков. Чем больше скорость полета при одинаковом положении закрылков и чем больше угол отклонения закрылков при постоянных скоростях полета, тем больше (по абсолютной величине) отрицательный угол атаки горизонтального оперения. Поэтому при наличии льда на горизонтальном оперении или неуверенности в его отсутствии для сохранения нормированных запасов до начала перекомпенсации руля высоты выпуск закрылков на угол больше 15° запрещен.

При ошибочном выпуске закрылков на 38° и наличии льда на горизонтальном оперении необходимо подать команду на уборку закрылков до 15° импульсами по 5°. В процессе уборки закрылков необходимо увеличить режим двигателей с таким расчетом, чтобы к концу уборки закрылков до 15° самолет в зависимости от посадочного веса имел скорость полета 250-290

км/ч. Пилотировать самолет в процессе уборки закрылков следует плавно ($\Delta\eta_v \leq \mp 0,2$) и не по усилиям на штурвале, а по АУАСП, ощущению изменения вертикальной перегрузки, показанию авиагоризонтов, указателям скоростей полета и других приборов.

После уборки закрылков до 15° необходимо перевести двигатели на взлетный режим и при необходимости выполнить уход на второй круг.

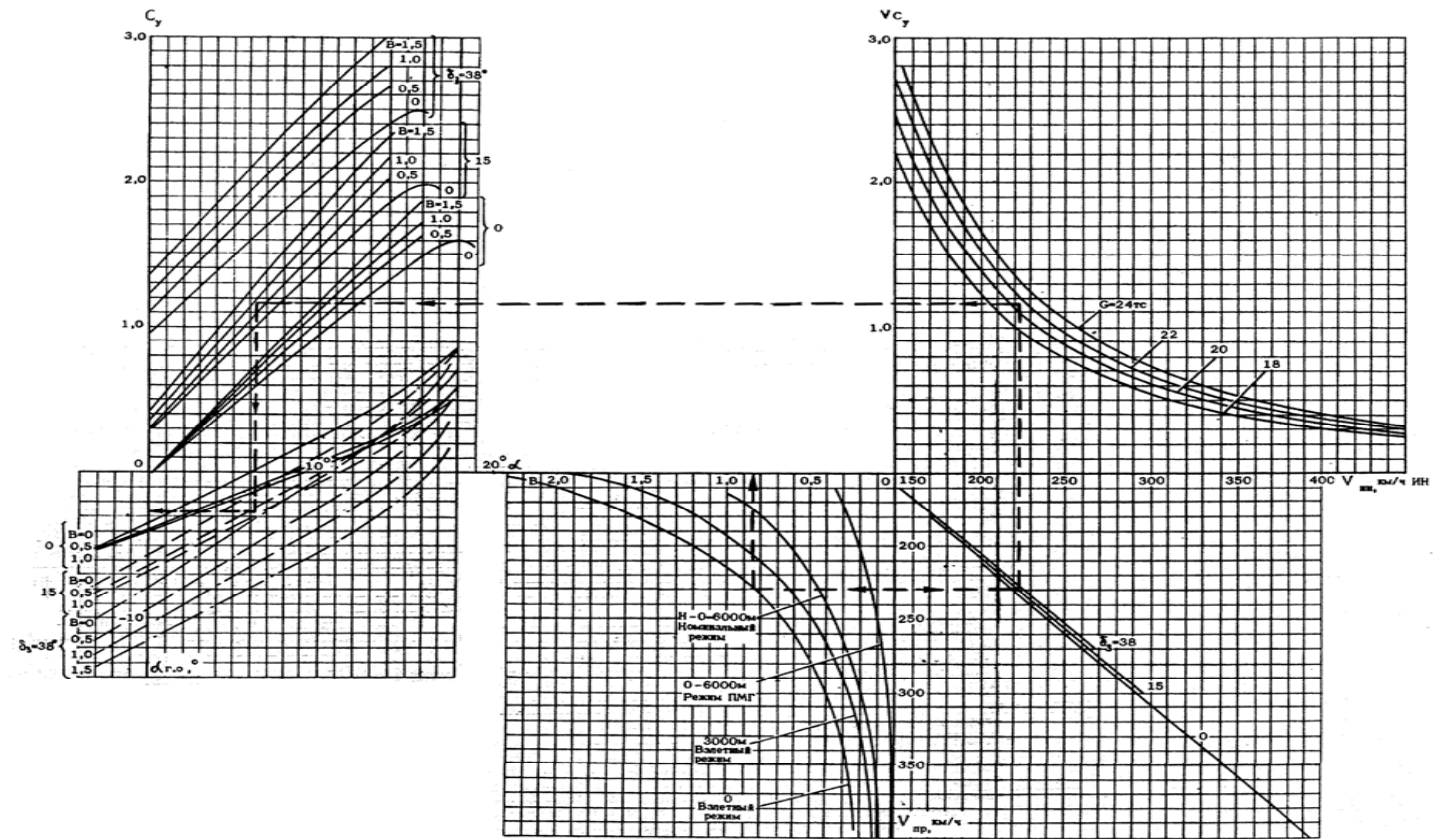


Рис. 1.12. Угол атаки крыла и оперени

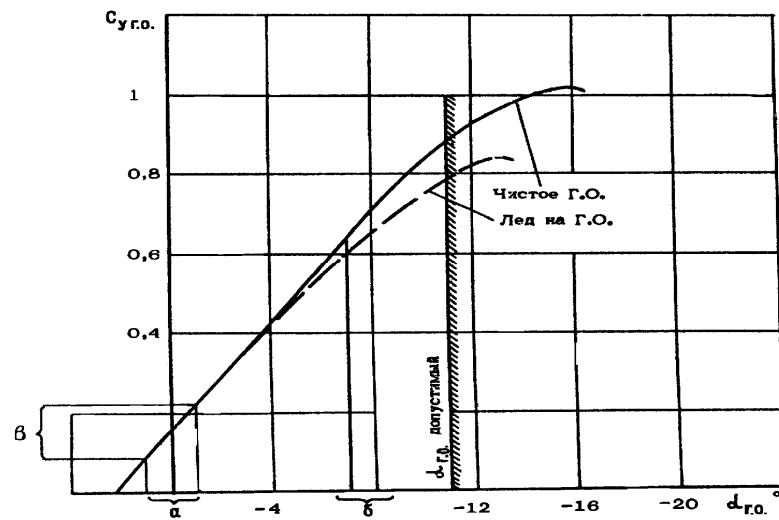


Рис. 1.13. Зависимость коэффициента подъемной силы горизонтального оперения от угла атаки (где а - $\alpha_{Г.О.}$, в горизонтальном полете, $n_y = 1$;
 б - $\alpha_{Г.О.}$ на предпосадочном планировании, $n_y = 1$;
 в - $C_{V_{Г.О.}}$ в горизонтальном полете, $n_y = 1$)

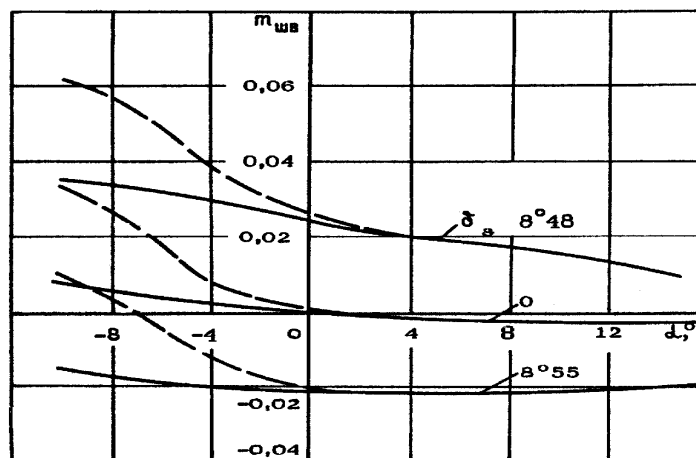


Рис. 1.14. Зависимость шарнирного момента руля высоты от угла атаки и отклонения руля высота.

Условные обозначения:

---- Лед на горизонтальном оперении

—— Чистое горизонтальное оперение

Если при положении закрылков 38° , ошибочно выпущенных с обледеневшим стабилизатором, появился подхват штурвала по рулю высоты и самолет под действием пикирующего момента, созданного отклоненным вниз рулем высоты, перейдет в снижение, нужно немедленно отклонить штурвал на себя, при необходимости попросить правого летчика оказать в этом помощь и подать команду на уборку закрылков до 15° . Уборка закрылков уменьшает углы атаки горизонтального оперения и облегчает отклонение штурвала на себя.

В процессе уборки закрылков экипаж должен следить за скоростью полета, которая при закрылках 15° должна быть 250-290 км/ч. Скорость полета выдерживается изменением режима работы двигателей.

В процессе вывода самолета из снижения экипаж должен следить, чтобы не превзойти эксплуатационную перегрузку и допустимый угол атаки, определяемый по срабатыванию сигнализации АУАСП.

После вывода самолета из снижения необходимо увеличить режим работы двигателей до взлетного и уйти на второй круг.

Из вышеизложенного следует, что из соображений безопасности полета довыпуск закрылков до 38° необходимо производить на высоте круга до входа в глиссаду. Это дает экипажу больше времени для оценки ситуации и вывода самолета из "клевка" при ошибочном отклонении закрылков на полный угол и наличии льда на стабилизаторе.

Полет с обледеневшим крылом

При наличии льда на передней кромке крыла его несущие свойства и аэродинамическое качество самолета ухудшаются (критический угол атаки уменьшается на $4-6^\circ$, а качество -до 30-40 % в зависимости от угла отклонения закрылков; при убранных закрылках качество уменьшается больше: меняются шарнирные моменты элеронов).

При толщине льда на крыле приблизительно 30 мм сваливание самолета будет происходить при скорости полета, на 30-40 км/ч большей скорости сваливания с чистым крылом.

Признаком обледенения крыла является раскачка самолета по крену на скоростях, превышающих скорость сваливания с чистым крылом на 40-50 км/ч. Раскачка происходит из-за появления местных срывов потока на крыле при уменьшении скорости полета и изменении характера протекания шарнирного момента элеронов при их отклонении. Эффективность элеронов при этом практически не изменяется, а усилия на штурвале от элеронов в процессе переключивания их из крена в крен могут уменьшаться до нуля, что может также стать причиной раскачки самолета летчиком. Опасность этого явления заключается в том, что летчик может допустить большие отклонения элеронов, чем необходимо для устранения крена. Самолет при этом проходит по инерции горизонтальное положение, кренится в обратную сторону и снижается.

Дополнительным признаком наличия льда на крыле является слабая тряска самолета. Для сохранения заданной скорости полета требуется повышенный (больше обычного) режим работы двигателей. Самолет трудно удержать в режиме полета без крена.

Чаще всего раскачка самолета начинается при введении самолета в разворот или при полете в болтанку на малой скорости с убранными закрылками.

При наличии льда толщиной около 20 мм раскачка самолета начинается при углах атаки около 10° , что соответствует скорости 230-240 км/ч при полете с убранными закрылками. Уменьшение усилий на штурвале по элеронам начинается при отклонении его на величину более $1/3$ хода. При дальнейшем уменьшении скорости это явление происходит более резко.

При полете с выпущенными закрылками уменьшение усилий на штурвале наступает на меньших скоростях полета.

Полеты с обледеневшим крылом необходимо производить на меньших углах атаки с целью обеспечения достаточных запасов по углу атаки до сваливания. Это достигается увеличением скорости полета, или выпуском закрылков, или того и другого вместе.

При появлении раскачки самолета в результате обледенения крыла необходимо:

- плавно отклонить штурвал от себя с достижением перегрузки $n_Y = 0,7-0,8$;
- выпустить закрылки на 15° ;
- увеличить режим работы двигателей;
- плавно уменьшить крен самолета;
- вывести самолет в горизонтальный полет после увеличения скорости полета до 250-290 км/ч.

Полет с обледеневшим крылом и стабилизатором

Полет при одновременном обледенении крыла и стабилизатора (невключение ПОС крыла и хвостового оперения, одновременный их отказ или полет в условиях обледенения при температуре наружного воздуха ниже минус 20°C) наиболее сложен. Так как требования к режиму полета с обледеневшим крылом противоположны требованиям к режиму полета с обледеневшим стабилизатором.

Для полета с обледеневшим крылом безопасны большие скорости полета и увеличенное отклонение закрылков, а для полета с обледеневшим стабилизатором наоборот - меньшие скорости полета и меньшие углы отклонения закрылков.

Поэтому при заходе на посадку с обледеневшими крылом и стабилизатором рекомендуется следующий режим полета:

- закрылки отклонить на 15° ;
- скорость полета установить равной 250-290 км/ч в зависимости от посадочного веса самолета (19-24 тс).

Необходимо строго выдерживать рекомендованные скорости, не допуская их уменьшения и превышения, пилотировать плавно, без резких движений рычагами управления.

Особенности поведения самолета на больших углах атаки

Под большими углами атаки понимаются такие углы, при выходе на которые наступает срыв потока, часто сопровождаемый тряской самолета, вследствие чего возникают неуправляемые движения по крену, тангажу и рысканию. Полеты на больших углах атаки запрещены. Однако самолет может случайно выйти на эти углы в результате ошибок летчика или в результате больших внешних возмущений (например, воздействие порывов восходящих потоков воздуха). В связи с этим необходимо знать, что вывести самолет на около критические углы атаки можно постепенным уменьшением скорости (торможением самолета) с единичной вертикальной перегрузкой или созданием перегрузки при постоянной скорости (резким перемещением штурвала на себя, воздействием вертикального порыва при болтанке).

Значения скоростей сваливания (приборных и индикаторных) в зависимости от веса самолета при убранных закрылках и с закрылками, отклоненными на 15 и 38°, приведены на рис. 1.15.

Скорость сваливания самолета практически не изменяется при открытии грузового люка.

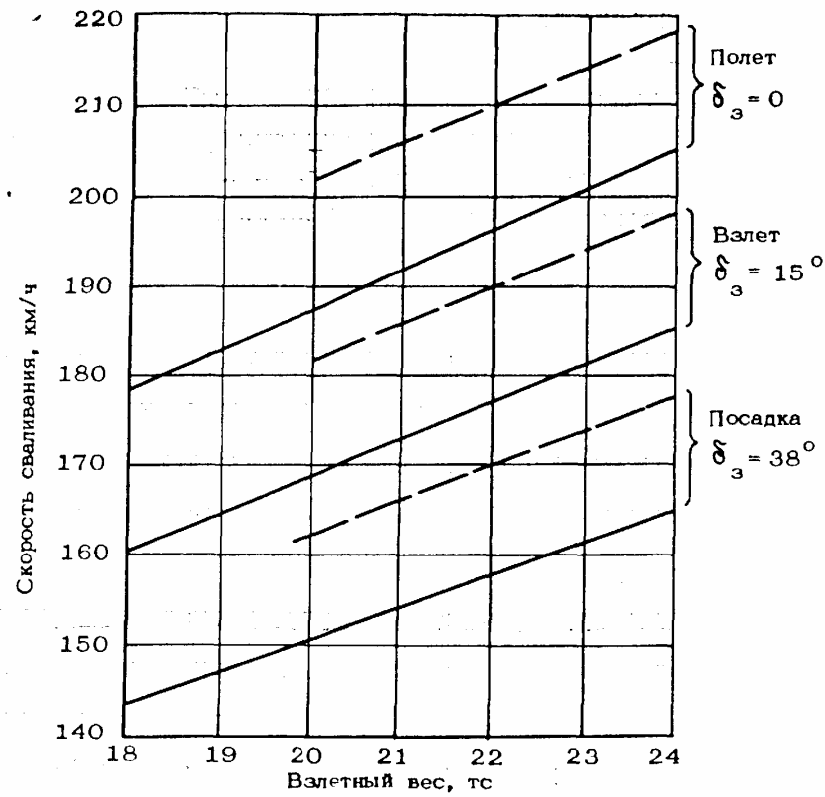
Изменение режима работы двигателей от полетного малого газа до взлетного увеличивает коэффициент подъемной силы за счет обдувки крыла, а следовательно, уменьшаются и величины минимальных скоростей полета.

На взлетном режиме с выпущенными закрылками и на номинальном режиме с убранными закрылками при летных испытаниях были достигнуты без выхода на сваливание скорости полета на 10-15 км/ч меньше минимальных скоростей сваливания на режиме ПМГ.

При приближении к скорости сваливания (примерно за 10 км/ч до нее) возникает тряска, интенсивность которой по мере приближения к скорости сваливания повышается. Однако из-за малого запаса скорости от начала заметной тряски до сваливания такую тряску нельзя считать достаточным предупреждением о сваливании.

Как правило, сваливание самолета происходит на правое крыло с опусканием носа. При этом через 1-2 с после сваливания угловые скорости достигают по крену 5-10, а по тангажу 2-5°/с.

Характер сваливания в полете с одним работающим двигателем и зафлюгированным винтом отказавшего двигателя существенно не отличается от сваливания с двумя работающими двигателями, сваливание происходит преимущественно в сторону неработающего двигателя.



26.8580-3

Рис. 1.15. Скорости сваливания.

Условные обозначения:

----- Приборная скорость

----- Индикаторная скорость

Характеристики устойчивости и управляемости самолета на больших углах атаки, включая режим сваливания, удовлетворительные. Эффективность органов управления вплоть до сваливания вполне достаточна во всем диапазоне эксплуатационных скоростей и центровок и обеспечивает вывод из сваливания практически без запаздывания при отклонении штурвала от себя до нейтрального положения.

При подходе к режиму сваливания в результате резкого отклонения штурвала на себя или воздействия на самолет вертикального порыва появляется значительная тряска при C_y на 0,1-0,15 меньше $C_{y.MAX}$.

Зависимость α_{MAX} , $C_{y.MAX}$, $\alpha_{ДОП}$ от числа М приведена на рис. 1.16 и 1.17.

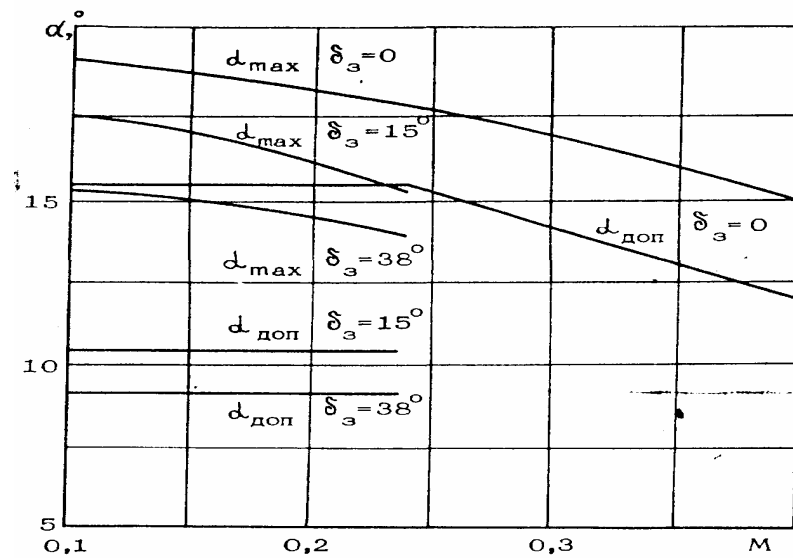


Рис. 1.16. Зависимости α_{MAX} и $\alpha_{ДОП}$ от числа M для различных положений закрылков

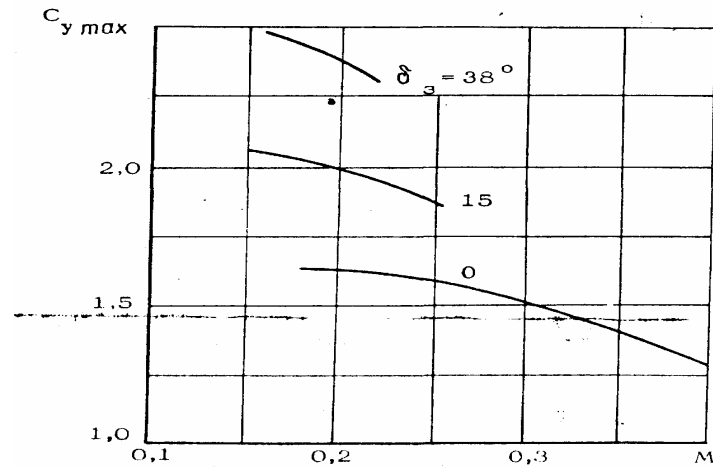


Рис. 1.17. Зависимость $C_{y.MAX}$ от числа M на режиме полетного малого газа для различных положений закрылков.

Зависимость эффективного вертикального порыва, который выводит самолет на $C_{y.MAX}$ и $C_{y.ДОП}$, от скорости и высоты полета показана на рис. 1.18.

Подход к критическому углу атаки как в результате потери скорости, так и при получении положительных перегрузок трудно точно определить из-за отсутствия на самолете достаточно надежных предупреждающих признаков. Для своевременного предупреждения летчика о приближении к сваливанию на самолете установлен автомат углов атаки,

сигнализации и перегрузки АУАСП с индикацией текущего значения угла атаки крыла и перегрузки, а также сигнализацией при подходе к допустимым значениям угла атаки и перегрузки.

Угол атаки крыла самолета определяется в полете флюгаркой АУАСП, установленной на борту фюзеляжа в носовой части, которая измеряет местный угол атаки α_ϕ . Связь между α_ϕ и углом атаки крыла по указателю α_{yK} , установленному на приборной доске, определяется по формуле

$$\alpha_{yK} = 5 + 0,465 \times \alpha_\phi .$$

В зависимости от числа М и положения закрылков сигнализация включается при достижении угла атаки, который можно определить по графику рис. 1.19. Включение сигнализации происходит за $0,5^\circ$ до указанных углов атаки.

По каналу вертикальной перегрузки АУАСП выдает сигнал при достижении перегрузки $n_y = 2,2$.

При появлении сигнала на любом режиме полета летчик должен прекратить увеличение угла атаки соразмерным отклонением штурвала от себя.

Как было сказано выше, при случайном сваливании самолет опускает нос с одновременным креном и переходит в режим снижения. При правильных и своевременных действиях летчика (отклонение штурвала от себя) самолет выходит из сваливания без запаздывания с потерей высоты 100-300 м.

При несвоевременных или неправильных действиях при выводе из сваливания самолет может войти в крутой установившийся нормальный штопор, который характеризуется следующими параметрами:

- угол атаки крыла - $30-40^\circ$;
- угловая скорость вращения самолета - $45-75^\circ/\text{с}$;
- время одного витка штопора - 5-8 с.

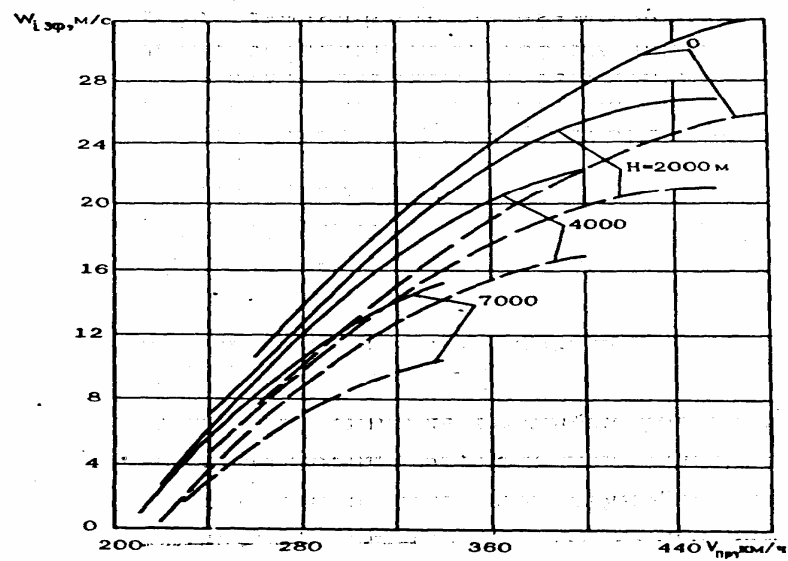


Рис. 1.18. Зависимость допустимого эффективного вертикального порыва ветра и порыва ветра, выводящего самолет на сваливание, от скорости и высоты горизонтального полета ($\delta_3 = 0$, шасси убрано, $G=22\text{тс}$).

Условные обозначения:

----- $W_{i\text{эф.свал}}$

----- $W_{i\text{эф.доп}}$

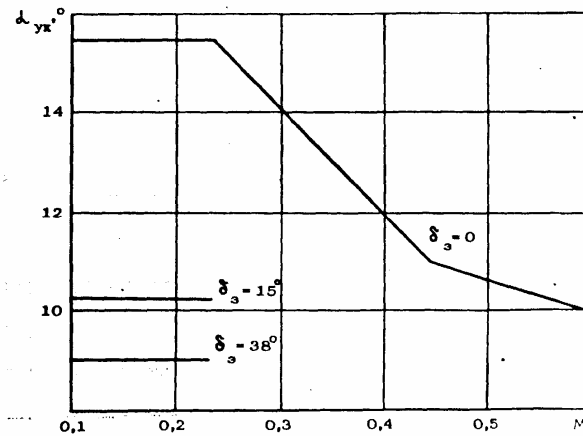


Рис. 1.19. Зависимость угла атаки крыла, при достижении которого срабатывает сигнализация АУАСП, от числа М и положения закрылков

Для вывода самолета из режима установившегося крутого штопора следует применять стандартный метод:

1. Отклонить руль направления полностью против штопора, установив руль высоты к элероны в нейтральное положение. Через 0,5-1 виток отклонить руль высоты полностью вниз (отдать штурвал от себя), элероны при этом остаются в нейтральном положении.

Самолет должен прекратить вращение с запозданием не более 0,2 витка.

2. После прекращения вращения самолета установить руль направления нейтрально, вывести самолет из снижения в горизонтальный полет с одновременным устранением крена.

Боковая устойчивость и управляемость самолета

Боковая устойчивость и управляемость условно подразделяются на путевую и поперечную. Необходимая путевая устойчивость самолета Ан-26 обеспечена соответствующими размерами вертикального оперения, которое состоит из киля и двух подфюзеляжных гребней.

На руле направления имеется пружинный сервокомпенсатор увеличенной площади, выполненный по совмещенной с триммером схеме.

При небольших отклонениях педалей руль направления отклоняется вместе с сервокомпенсатором (как одно целое), и сервокомпенсатор не оказывает никакого действия на шарнирный момент руля. Когда усилие на педалях достигнет величины предварительной затяжки пружины, последняя начинает обжиматься и сервокомпенсатор отклонится пропорционально усилию на педалях. Отклонение сервокомпенсатора уменьшает шарнирный момент руля, что замедляет рост усилий на педалях при отклонении руля направления. Этот процесс продолжается до полного отклонения сервокомпенсатора. Затем сервокомпенсатор отклоняется вместе с рулем направления и уже не уменьшает усилий от руля направления.

Усилия на педалях при отклоненном руле направления и пружинном сервокомпенсаторе снимаются с помощью механизма триммерного эффекта. Перемещая электромеханизмом (рис. 1.20) пружинную тягу, уменьшают ее обжатие до требуемой величины. При этом усилия на педалях, состоящие в основном из усилия обжатия пружинной тяги, уменьшаются соответственно до необходимой величины.

Так как самолет обладает исходной путевой несимметрией, вызванной действием закрученных спутных струй от воздушных винтов, стало возможным в правой гондоле маршевых двигателей установить вспомогательный двигатель РУ19А-300.

Элероны оборудованы кинематическими сервокомпенсаторами, а на левом элероне, кроме того, имеется триммер. Углы отклонения кинематического сервокомпенсатора связаны с углами отклонения элеронов передаточным числом $K_{скэ} = 0,6$, что обеспечивает приемлемые

усилия на штурвале во всем диапазоне углов отклонения элеронов.

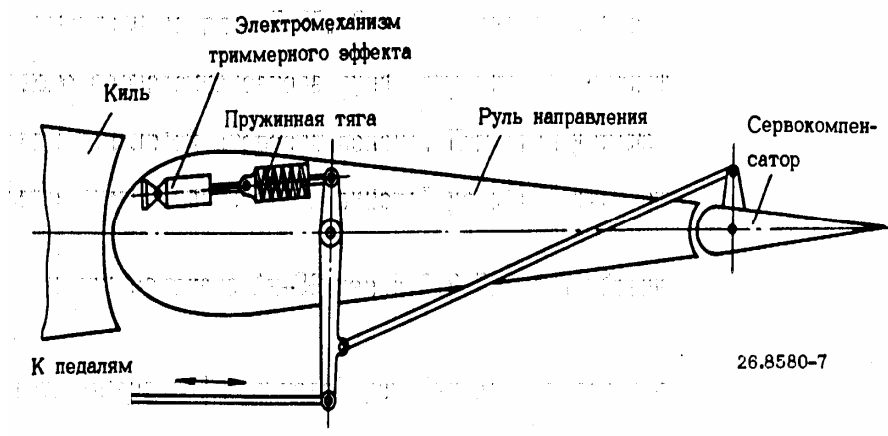


Рис. 1.20. Схема совмещенного пружинного сервокомпенсатора.

Эффективность триммера элеронов достаточно, чтобы полностью снять усилия со штурвала на всех режимах полета.

Балансировочные кривые самолета в установившемся прямолинейном полете с креном и скольжением приведены на рис. 1.21. Следует отметить, что с помощью совмещенного с триммером пружинного, сервокомпенсатора руля направления самолет может быть выведен на большие углы скольжения при любой скорости полета. При этом усилия на педалях достигают 30-35 кгс.

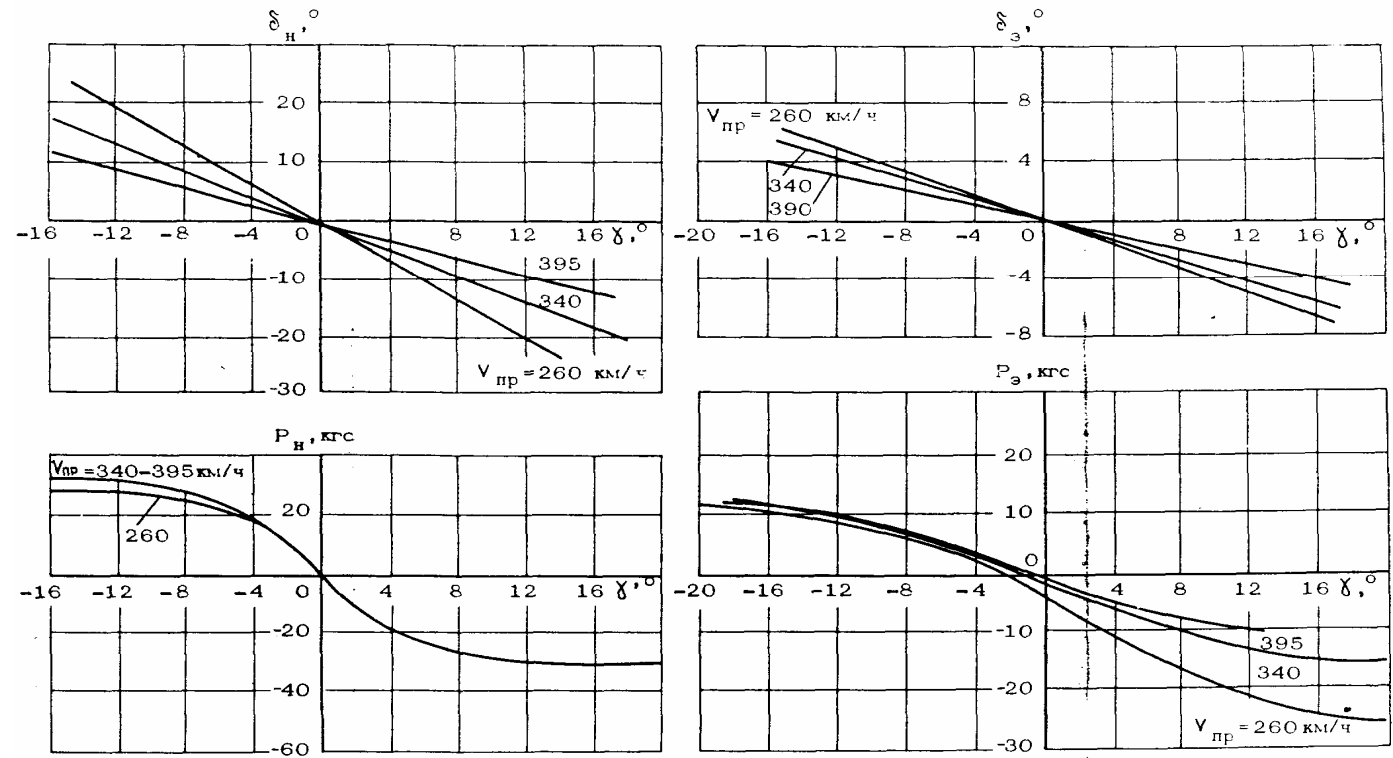
Соотношение между поперечной и путевой устойчивостью определяется отношением

$$\xi = \frac{\omega_{X..MAX}}{\omega_{Y..MAX}}$$

и для самолета Ан-26 равно 0,9-1,0 при убранных шасси и закрылках. При таком соотношении поперечной и путевой устойчивости самолет при отказе, двигателя достаточно медленно увеличивает крен, что дает летчику возможность своевременно вмешаться в управление самолетом.

Эффективность руля направления и элеронов обеспечивает прямолинейный полет с креном $5-7^\circ$ в сторону работающего двигателя при отказе одного из них на взлете, а также парирование разворачивающего момента при взлете и на посадке с боковой составляющей ветра до 12 м/с .

Для улучшения путевой устойчивости и управляемости на разбеге и пробеге с боковым ветром или при наличии асимметричной тяги на рулении по аэродрому на самолете имеется ножное взлетно-посадочное управление колесами передней опоры шасси, которое кинематически связано с управлением рулем направления.



26.8580-22

Рис. 1.21. Зависимость усилий на педалях и штурвале управления элеронами и отклонений элеронов и руля направления от угла крена при прямолинейном полете со скольжением при симметричной тяге (шасси и закрылки убраны) |

Особенности поведения самолета при отказе двигателя

Отказ одного двигателя приводит к появлению разворачивающего и кренящего моментов. Величина кренящего момента определяется суммарным действием двух факторов:

- наличием поперечной устойчивости самолета, которая вызывает появление кренящего момента в сторону отказавшего двигателя при возникновении скольжения в сторону работающего двигателя;

- значительным уменьшением подъемной силы части крыла за винтом отказавшего двигателя в связи с исчезновением дополнительной подъемной силы от обдува крыла струей винта.

Величина; разворачивающего момента (относительно вертикальной оси) обусловлена величиной асимметричной тяги двигателей .

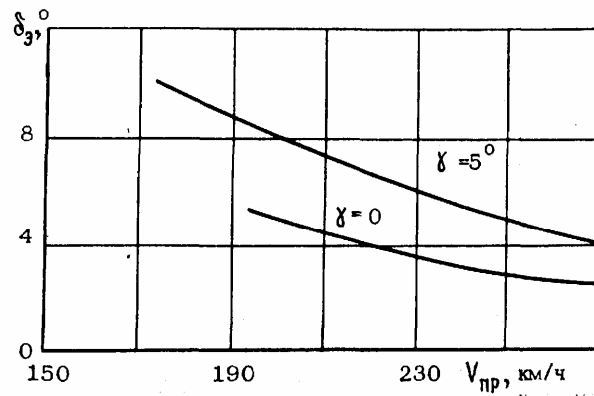
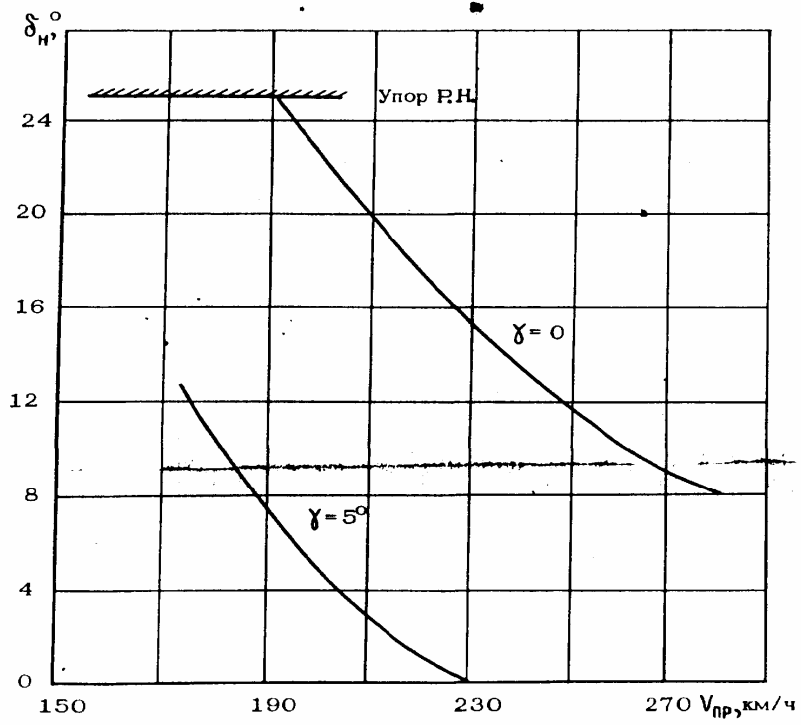
В случае отказа двигателя с последующим автоматическим флюгированием винта на взлете управляемость самолета достаточна для выдерживания прямолинейного разбега с поднятым колесом передней опоры на скорости по прибору 180 км/ч и выше, поэтому для обеспечения управляемости самолета в случае отказа двигателя скорость подъема передней опоры на разбеге должна быть не меньше 180 км/ч.

Минимальная скорость полета без крена и разворота во взлетной конфигурации с зафлюгированным винтом критического (левого) двигателя на взлетном режиме правого маршевого двигателя и номинальном режиме двигателя РУ19А-300 составляет 190 км/ч по прибору (рис. 1.22). При крене 5° в сторону работающего двигателя эффективность путевого и поперечного управления достаточна для прямолинейного полета практически до скорости сваливания.

При отказе двигателя на взлете и невмешательстве летчика в управление угол крена самолета через 5 с достигает $25-30^\circ$.

Отказ одного двигателя в наборе высоты в горизонтальном полете или при заходе на посадку с немедленным флюгированием винта отказавшего двигателя не вызывает трудностей в пилотировании самолета. Максимальные усилия на органах управления для удержания самолета от крена и разворота находятся в допустимых пределах и могут быть сняты триммерами.

В случае отказа одного двигателя на предпосадочном планировании и авторотации винта угол крена при невмешательстве летчика в управление достигает через 5 с около 25° .



26.8580-16

Рис. 1.22. Балансировочные кривые по скорости для прямолинейного полета при асимметричной тяге (винт левого двигателя зафлюгирован, правый двигатель работает на взлетном режиме, РУ19А-300 на номинальном режиме, $\delta_3 = 15^\circ$, $G = 22,5$ тс, $\bar{X}_T = 24,2$ % САХ, $H = 2000$ м)

Приложение 2

Инструкция по определению центровки самолета

Весовые данные

Максимальный рулежный вес.....	24230 кгс	*)
Максимальный взлетный вес	24000 кгс	
Максимальный посадочный вес	24000 кгс	
Максимальный допустимый вес загруженного самолета без топлива	22000 кгс	
Максимальный запас топлива (при $\gamma = 0,775 \text{ г/см}^3$)	5500 кгс	
Максимальный вес десантной нагрузки (с учетом оборудования, установленного в счет десантной нагрузки)	5500 кгс	

ПРИМЕЧАНИЕ. При необходимости допускается максимальный вес десантной нагрузки 6300 кгс (в пределах максимально допустимого веса загруженного самолета без топлива).

Во взлетный вес самолета входят:

- вес пустого самолёта (с оборудованием в счёт десантной нагрузки);
- вес служебной нагрузки;
- вес топлива;
- вес десантной нагрузки;
- вес дополнительной нагрузки (съёмного оборудования) в зависимости от варианта применения самолета.

Вес и центровка пустого самолета изменяются по сериям, поэтому фактический вес пустого самолета и центровку брать из формуляра для каждого конкретного самолета.

Полный вес десантной нагрузки включает:

- десантную нагрузку;
- оборудование в счет десантной нагрузки, включенное в вес (указанный в формуляре) пустого самолета;
- дополнительную нагрузку (съёмное оборудование) конкретного варианта применения самолета.

Перечень и вес оборудования, установленного на самолете в счет десантной нагрузки, включенного в вес (указанный в формуляре) пустого самолета, приведены в табл. 2.1. Перечень и вес дополнительной нагрузки (съёмного оборудования) по вариантам применения приведены в табл. 2.2.

*) Топливо, расходуемое на запуск, пробу двигателей и руление, во взлетный вес не входит.

Таблица 2.1

Наименование	Вес по сериям, кгс									
	с 03-01	с 08-02	с 09-06	с 11-03	с 14-01	с 15-01	с 16-01	с 32-05	с 57-01	с 62-01
Установка санитарного оборудования (стойки ленты и др. для обслуживания раненых)	98	18	15	15	15	15	15	15	15	15
Кислородное оборудование	125	125	75	75	75	75	65	65	65	65
Съемная часть транспортера	262	262	262	262	238	166	166	179	138	135
Электромеханизм с коробкой и пульт управления	49	49	49	36	36	36	26	26	26	26
Электрокипятильник, термос и сливной бачок	16	16	16	16	16	16	16	16	16	16
Итого...	550	470	417	404	380	308	288	301	260	257

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. С самолета №. 08-02 санитарные стойки отнесены в съемное оборудование (сняты с самолета).

2. Приведенные данные не касается самолета № 09-02

3. Состав и вес оборудования приведены по данным завода-изготовителя. Если при капитальном ремонте эти данные изменяются, к формулярам должны прикладываться уточненный перечень и весовые данные этого оборудования.

Таблица 2.2

Наименование весовых объектов	Вес, кгс
Вариант транспортировки техники и грузов	
Тельфер с лебедкой:	35
тельфер - 15 кгс	
лебедка - 20 кгс	
Грузовые упоры транспортера	4
Упор под порог (домкрат)	8
Пульт управления БЛ-56 с кабелем	10
Башмаки наезда рампы	9
Колонка ручного привода транспортера	2,45
	Итого... 68,45
ПРИМЕЧАНИЕ Кроме того, весу съемного оборудования относятся веса швартовочных сеток, ремней и др.	
Вариант транспортировки личного состава	
Десантные сиденья с привязными ремнями	98
Вариант парашютного десантирования грузов в штатной таре	
Тельфер с лебедкой:	35
тельфер - 15 кгс	
лебедка - 20 кгс	
Грузовые упоры транспортера	4
Упор под порог (домкрат)	8
Пилоны с держателями:	90
передние - 45 кгс	
задние - 45 кгс	
Механизм уборки швартовочных лямок	37
Пульт управления БЛ-56 с кабелем	10
Башмаки наезда рампы	9
Колонка ручного привода транспортера	2,45
Сигнализаторы П157ПП-0000-30	0,84
Тросы принудительного раскрытия парашютов с кольцом выпускающего, механизм уборки вытяжных веревок	11
Ловители фалов	6
	Итого... 213,29

ПРИМЕЧАНИЕ. Кроме того, к весу съемного оборудования относится вес швартовочных лямок и др.

Продолжение таблицы 2.2

Наименование весовых объектов	Вес, кгс
Вариант парашютного десантирования личного состава	
Ограждение выпускающего	10
Десантные сиденья с привязными ремнями	98
Тросы принудительного раскрытия парашютов с кольцом выпускающего, механизм уборки вытяжных веревок	11
Ловители фалов	6
	Итого... 125

Санитарный вариант	
Больные на носилках	
Санитарные стойки с санитарными лентами, привязными ремнями, кронштейнами крепления, стол медработника	64
Бачки с дезраствором, подкладные судна, мочеприемники, поильник	8,66
	Итого... 72,66
На бортовых сиденьях	
Десантные сиденья с привязными ремнями	98
Бачки с дезраствором, подкладные судна, мочеприемники, поильник	8,66
	Итого... 106,66

Центровочные данные

Эксплуатационные центровки при выпущенном шасси:

- предельно передняя - 15 % САХ;
- предельно задняя - 33 % САХ.

ПРИМЕЧАНИЯ: I. После выброски грузов и парашютистов в воздухе, а также при перегонке самолета возможны посадки (при повышенном внимании летчика) с центровкой не меньше 12,7 % САХ (шасси выпущено), что соответствует 8,8 % САХ (шасси убрано). Для получения центровки перед посадкой 15 % САХ и более рекомендуется одному или двум членам экипажа перейти в хвостовую часть грузовой кабины.

2. При отказе в работе транспортера в момент нахождения грузов в заднем положении центровка самолета может достигать 42 % САХ. Посадку с центровкой 42 % САХ выполнять (при повышенном внимании летчика), не допуская резких перемещений штурвала.

Если взлетные центровки при выпущенном шасси находятся в пределах от 20 до 32 % САХ, а вес и центровка в полете будут изменяться только от выработки топлива, расчет посадочных центровок можно не производить.

При выработке максимального запаса топлива центровка смещается:

- при взлетных центровках, близких к предельно передней, до 4 % САХ вперед;
- при взлетных центровках, близких к предельно задней, до 1 % САХ назад. При уборке шасси центровка самолета перемещается вперед:
 - для шасси с колесами КТ-94/2 от 2,33 до 3,6 % САХ (в зависимости от веса самолета);
 - для шасси с колесами КТ-157 от 2,6 до 3,87 % САХ (в зависимости от веса самолета). Изменение центровки вследствие уборки шасси показано на рис. 2.1.

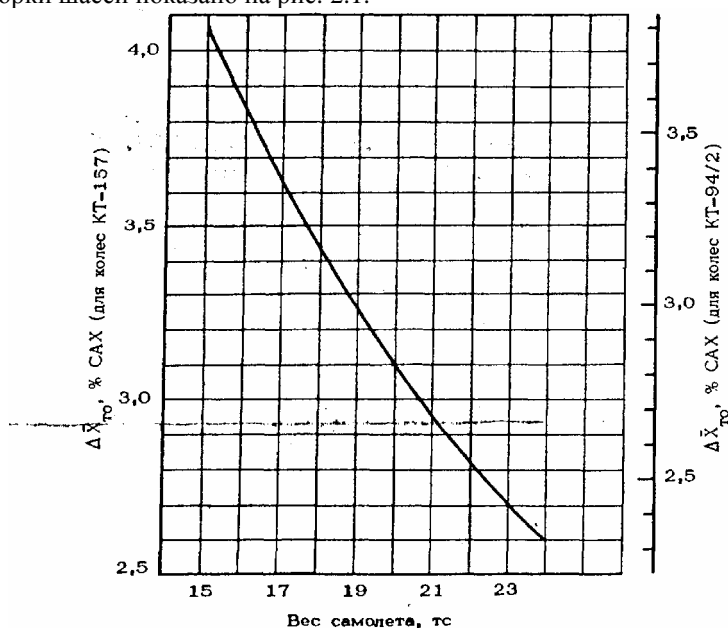


Рис. 2.1. Влияние уборки шасси на центровку в зависимости от веса самолета

Сдвиг рампы смещает центровку самолета вперед:

- при наименьшем полетном весе на 1,6 % САХ;
- при наибольшем полетном весе на 1,13 % САХ.

Пустой самолет взвешивается и центруется с оборудованием, установленным в счет десантной нагрузки.

В формуляр самолета заносятся вес, центровка и индекс пустого самолета с установленным в счет десантной нагрузки оборудованием.

Перед взвешиванием на самолет устанавливается:

- аптечка;
- узлы крепления стоек, лент и другого санитарного оборудования;
- мочеприемники и судна (без готовых изделий);
- гнездо поильника;
- два кислородных баллона на 150 кгс/см с креплением;
- два переносных кислородных баллона КБ-2 с прибором КП-21 и маской КМ-15И;
- электрокипятильник, термос и сливной бачок;
- съемная часть транспортера.

При взвешивании не устанавливается:

- съемное оборудование (дополнительная нагрузка), используемое в различных вариантах применения самолета;
- швартовочные приспособления;
- все виды оборудования и приспособлений для наземного обслуживания самолета.

Определение центровки по способу моментов

Системы координат:

- основная система координат ХОУ: начало координат - проекция передней точки-носа фюзеляжа на строительную горизонталь самолета; ось Х совпадает со строительной горизонталью и направлена назад, ось У перпендикулярна строительной горизонтали и направлена вверх;

- крыльевая система X_0OY_0 : ось X_0 проходит от носа САХ по хорде, ось Y_0 направлена от носа вниз перпендикулярно хорде;

X_B и Y_B - координаты носа средней аэродинамической хорды крыла в системе координат ХОУ ;

X_T и Y_T - координаты центра тяжести самолета в системе координат ХОУ ;

X_{T0} и Y_{T0} - координаты центра тяжести самолета в системе координат

X_0OY_0 ;

\bar{X}_{T0} - центровка в процентах САХ;

$\beta_{САХ}$ - длина средней аэродинамической хорды (САХ) крыла ($\beta_{САХ} = 2813$ мм);

β_0 - корневая хорда крыла ($\beta_0 = 3500$ мм);

α_0 - угол в плоскости симметрии самолета между САХ и строительной горизонталью самолета ($\alpha_0 = 3^\circ$).

Величина и положение средней аэродинамической хорды (САХ) показаны на рис. 2.2, схема разбивки шпангоутов фюзеляжа - на рис. 2.3.

Вес, координаты и моменты служебной нагрузки приведены в табл. 2.3.

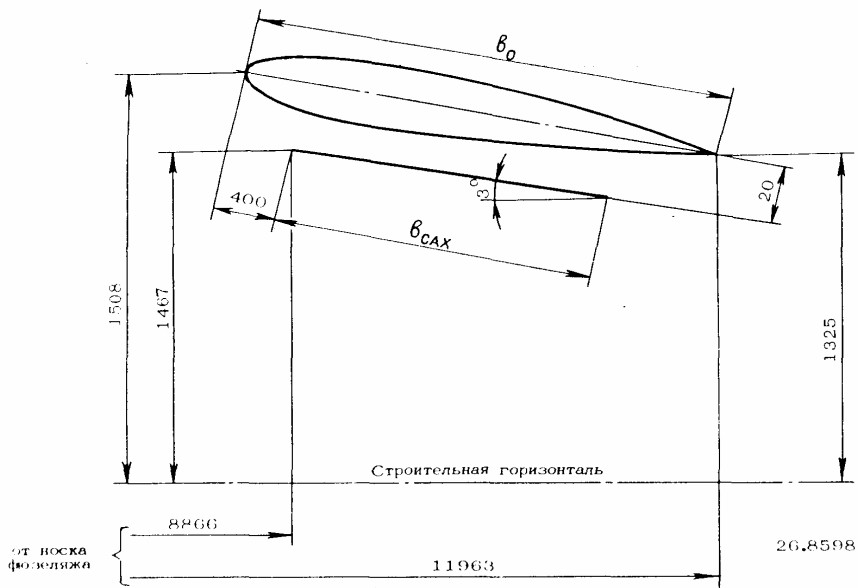


Рис. 2.2, Схема расположения САХ крыла

ПРИМЕЧАНИЕ. При перевозке десантников полная заправка кислородных баллонов равна 8,7 кгс.

Для самолетов до № 16-01 в вес служебной нагрузки дополнительно включается вес химикатов и воды для туалета в соответствии с табл. 2.4.

Вес и координаты центра тяжести топлива в крыле (эксплуатационная заправка при $\gamma = 0,775 \text{ г/см}^3$) приведены в табл. 2.5 и 2.6; координаты центра тяжести топлива X и Y в зависимости от количества заправленного топлива в табл. 2.5;