

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
Раздел 0. Служебная информация	1/2
0.1. Назначение РЭВС	1/2
0.2. Обязанности держателя РЭВС	1/2
0.3. Порядок введения изменений	1/2
0.4. Лист регистрации изменений	1/2
0.5. Лист регистрации временных изменений	1/2
0.6. Перечень действующих страниц	1-10
Раздел 1. Общие сведения	3
1.1. Введение	3
1.2. Принятые сокращения	3
1.3. Общие сведения о самолете	5
1.4. Геометрические данные	9
1.5. Силовая установка	10
Раздел 2. Общие эксплуатационные ограничения	3
2.1. Допустимые массы самолета	3
2.2. Допустимая нагрузка на пол грузовой кабины	3
2.3. Допустимые центровки	3
2.4. Максимально и минимально допустимые приборные скорости, углы крена и перегрузки	3
2.5. Максимально допустимая скорость ветра	4
2.6. Ограничения при полетах с грунтовых аэродромов	4
2.7. Минимальный состав экипажа	5
2.8. Другие ограничения	5
2.9. Минимумы для взлета и посадки	6
Раздел 3. Подготовка к полету	3
3.1. Расчетные параметры, необходимые для выполнения полета	3
3.2. Предполетный осмотр и проверка экипажем оборудования самолета	5
3.2.1. Предполетная подготовка самолета бортмехаником	5
3.2.2. Предполетная подготовка самолета штурманом	12
3.2.3. Предполетная подготовка самолета вторым пилотом	13
3.2.4. Предполетная подготовка самолета бортрадистом	14
3.2.5. Предполетная подготовка командиром воздушного судна	15
3.3. Обязанности членов экипажа после запуска двигателей	18
Раздел 4. Выполнение полета	3
4.01. Заключительные работы перед выруливанием на старт	3
4.02. Руление	4
4.1. Взлет	7
4.1.1. Взлет с тормозов	7
4.1.2. Взлет с кратковременной остановкой на ВПП	10
4.1.3. Взлет при боковом ветре	11
4.1.4. Взлет с предельно передней и предельно задней эксплуатационными центровками	12
4.2. Набор высоты	12
4.3. Горизонтальный полет	13
4.4. Снижение	14
4.5. Заход на посадку и посадка	16
4.5.1. Заход на посадку	16
4.5.2. Заход на посадку с прямой	18
4.5.3. Заход на посадку по системе СП	18
4.5.4. Заход на посадку по системе ОСП	19
4.5.5. Устранение боковых отклонений от оси ВПП при заходе на посадку	21
4.5.6. Посадка	21
4.5.6А. Особенности пилотирования при визуальном заходе на посадку	22
4.5.7. Посадка при боковом ветре	22
4.5.8. Посадка с предельно передней и предельно задней эксплуатационными центровками	25
4.5.9. Заход на посадку и посадка самолета с двумя работающими двигателями при фиксированном максимальном сливе топлива системой ПРТ-24 на одном из двигателей	26

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

	Стр.
4.5.10. Распределение обязанностей при заходе на посадку и на посадке между членами экипажа	27
4.5.11. Уход на второй круг	32
4.5.12. Заруливание на стоянку и выключение двигателей	33
4.5.13. Послеполетный осмотр самолета	33
4.6. Полеты ночью	34
4.7. Полеты в сложных метеорологических условиях	34
4.8. Особенности эксплуатации самолета при высоких температурах наружного воздуха и на высокогорных аэродромах	35
4.9. Выполнение полетов на ВПП ограниченных размеров	36
4.10. Особенность полетов на самолете, оборудованном колесами КТ-157 с грунтовых и заснеженных ВПП	36
4.10.1. Общие положения	36
4.10.2. Руление	37
4.10.3. Взлет	38
4.10.4. Посадка	39
4.11. Полет в условиях обледенения	39
4.11.1. Общие указания	39
4.11.2. Взлет и набор высоты	40
4.11.3. Полет на эшелоне	41
4.11.4. Снижение, заход на посадку, посадка	42
4.11.5. Особые случаи в полете в условиях обледенения	45
4.12. Особенности выполнения взлета и посадки в условиях ограничения шума на местности	46
4.12.1. Общие указания	46
4.12.2. Взлет в условиях ограничения шума на местности	47/48
4.12.3. Заход на посадку и посадка	47/48
Раздел 5. Особые случаи в полете	4
5.1. Отказ двигателя АИ-24ВТ	4
5.1.1. Признаки отказа двигателя АИ-24ВТ в полете	4
5.1.2. Отказ двигателя АИ-24ВТ на взлете	6
5.1.3. Отказ двигателя РУ19А-300 на взлете	7
5.1.4. Отказ двигателя АИ-24ВТ в наборе высоты	7
5.2. Пожар на самолете в полете и на земле	9
5.2.1. Пожар в отсеках гондол двигателя АИ-24ВТ	9
5.2.2. Пожар в отсеке двигателя РУ19А-300	10
5.2.3. Пожар внутри двигателя АИ-24ВТ	11
5.2.4. Пожар в отсеках крыла	12
5.2.5. Пожар в кабине	12
5.2.6. Пожар на земле	13
5.3. Разгерметизация кабины	13
5.4. Экстренное снижение	13
5.5. Полет с одним отказавшим двигателем АИ-24ВТ	14
5.5.1. Полет с зафлюгированным винтом отказавшего двигателя	14
5.5.2. Полет с авторотирующим винтом отказавшего двигателя	16
5.6. Останов и запуск двигателя АИ-24ВТ в полете	18
5.6.1. Останов двигателя	18
5.6.2. Запуск двигателя	18
5.7. Заход на посадку и посадка с одним отказавшим двигателем АИ-24ВТ	20
5.7.1. Заход на посадку и посадка с зафлюгированным винтом отказавшего двигателя	20
5.7.2. Заход на посадку и посадка с авторотирующим и снятым с упора ($\varphi = 8^\circ$) винтом отказавшего двигателя	20
5.7.3. Отказ двигателя на предпосадочном снижении	21
5.7.4. Посадка при несимметричной тяге двигателей на полетном малом газе	22
5.7.5. Действия экипажа при остановке двух двигателей в полете	23
5.7.6. Посадка самолета при двух неработающих двигателях	25

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Стр.
5.7.7. Уход на второй круг с одним неработающим двигателем АИ-24ВТ (винт отказавшего двигателя зафлюгирован)	29
5.8. Посадка с убранными закрылками	30
5.9. Посадка с неисправным шасси	30
5.9.1. Общие указания	30
5.9.2. Посадка самолета на основные стойки шасси при невыпущившейся передней стойке	31
5.9.3. Посадка самолета на основную и переднюю стойки шасси при одной невыпущившейся основной стойке	31
5.9.4. Посадка самолета на переднюю стойку шасси при невыпущившихся основных стойках	31
5.9.5. Посадка самолета на одну выпущенную основную стойку шасси, если ее невозможно убрать	32
5.9.6. Посадка самолета на фюзеляж	32
5.9.7. Посадка самолета с выпущенными шасси, когда основная стойка не установилась на замок выпущенного положения	32
5.10. Вынужденная посадка самолета на воду	33
5.11. Полет и посадка с открытым грузовым люком	33
5.12. Вынужденная посадка и экстренная эвакуация	34
5.13. Полет при работе самолетной электросети постоянного и переменного тока в режиме аварийного питания	34
5.14. Действия экипажа при отказе систем ПРТ-24А	35
5.15. Полеты в турбулентной атмосфере	35
5.15.1. Полеты в условиях турбулентности	35
5.15.2. Полеты в условиях сдвига ветра	36
5.15.3. Полеты в условиях грозовой деятельности	37
5.16. Особенности пилотирования самолета на больших углах атаки	37
5.17. Прекращение взлета по причинам, не связанным с отказом двигателя	39
5.18. Отказ одного или двух авиагоризонтов в полете на самолетах без БКК-18	39
5.19. Отказ двух авиагоризонтов в полете на самолетах с БКК-18	39
Раздел 6. Летные характеристики	3
6.1. Основные определения	3
6.2. Основные обозначения	8
6.3. Масса самолета	9
6.4. Центровка самолета	9
6.5. Количество топлива, необходимого для заправки самолета	15
6.6. Расчетные метеорологические параметры	19
6.7. Взлетные характеристики с работающим двигателем РУ19А-300	21
6.8. Взлетные характеристики с неработающим двигателем РУ19А-300	31
6.9. Чистая траектория взлета с отказавшим двигателем АИ-24ВТ	38
6.10. Аэродинамические поправки к высотомерам, указателям скорости и температуры наружного воздуха	49
6.11. Режим набора высоты	55
6.12. Наивыгоднейшая высота полета	60
6.13. Режим крейсерского полета	64
6.14. Режим снижения	64
6.15. Расчетные параметры, необходимые для посадки	65
Раздел 7. Эксплуатация систем самолета	4
7.1. Двигатели самолета	4
7.1.1. Краткие сведения о двигателях АИ-24ВТ и РУ19А-300	4
7.1.2. Система запуска двигателей	4
7.1.3. Приборы контроля за работой двигателей	5

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

	Стр.
7.1.4. Подготовка двигателей к запуску на земле	5
7.1.5. Запуск двигателей на земле	10
7.1.6. Прогрев и проверка работы двигателей	15
7.1.7. Контроль за виброперегрузками двигателей при эксплуатации	28
7.1.8. Останов двигателей на земле	29
7.1.9. Запуск двигателя РУ19А-300 в полете	31
7.1.10 Особенности эксплуатации двигателей в различных климатических условиях	33
7.1.11 Возможные неисправности и действия экипажа	35
7.2. Топливная и масляная системы	38
7.2.1. Топливная система	38
7.2.2. Масляная система	50
7.3. Система управления	53
7.4. Система пожаротушения	60
7.5. Гидравлическая система	65
7.5.1. Уборка и выпуск шасси	69
7.5.2. Эксплуатация шасси после прерванного взлета	71
7.5.3. Управление поворотом колес передней стойки шасси	71
7.5.4. Управление торможением колес	72
7.5.5. Управление стеклоочистителями	73
7.5.6. Управление рампой грузового люка	73
7.5.7. Управление аварийным люком экипажа	79
7.5.8. Аварийное флюгирование винта и останов двигателя от гидросистемы	79
7.5.9. Возможные неисправности и действия экипажа	79
7.6. Противообледенительная система (ПОС)	80
7.7. Высотное оборудование	86
7.7.1. Система кондиционирования воздуха (СКВ)	86
7.7.2. Система регулирования давления воздуха в кабине (СРД)	90
7.8. Кислородное оборудование	94
7.9. Система электроснабжения	99
7.9.1. Система электроснабжения постоянного тока	99
7.9.2. Система электроснабжения переменного тока 115 В	104
7.9.3. Система электроснабжения переменного трехфазного тока 36 В	106
7.9.4. Характерные отказы электрооборудования и их устранение	107
7.9.5. Перечень потребителей, подключенных к аварийным шинам	108
7.10. Пилотажно-навигационное оборудование	110
7.10.1. Система питания приборов полным и статическим давлением	110
7.10.2. Высотомер УВИД-30-15к	115
7.10.3. Высотомер ВМФ-50КГ	116
7.10.4. Высотомер ВЭМ-72ФГ	116
7.10.5. Курсовая система ГМК-1ГЭ	117
7.10.6. Гироиндукционный компас ГИК-1 и магнитный компас КИ-13	120
7.10.7. Гирополукомпас ГПК-52АП	121
7.10.8. Навигационный индикатор НИ-50БМК	122
7.10.9. Автомат углов атаки и перегрузок АУАСП-24КР	124
7.10.10. Автопилот АП-28Л1Д	126
7.10.11. Система индикации и контроля пространственного положения	135
7.11. Радиотехническое оборудование	147
7.11.1. Радиолокационная система «Гроза»	147

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

	Стр.
7.11.2. Система ближней навигации РСБН-2С	149
7.11.3. Автоматический радиокompас АРК-11	154
7.11.4. Автоматический радиокompас АРК-УД	159
7.11.5. Радиовысотомер РВ-4	160
7.11.6. Аппаратура посадки СП	161
7.11.7. Аппаратура навигации и посадки «Курс МП-70»	163
7.11.8. Изделие «023М» («020М»)	168
7.12. Радиосвязное оборудование	169
7.12.1. Самолетное переговорное устройство СПУ-7	169
7.12.2. Связная КВ и СВ-радиостанция	170
7.12.3. Связная КВ-радиостанция «Микрон»	172
7.12.4. Связная УКВ-радиостанция «Ландыш-20»	174
7.12.5. Связная УКВ-радиостанция «Баклан-20»	175
7.13. Осветительное оборудование	177
7.14. Регистрирующие приборы	182
7.14.1. Система регистрации режимов полета МСПП-12-96	182
7.14.2. Самописец КЗ-63	184
7.14.3. Самолетный магнитофон МС-61Б	184
7.15. Погрузочное и швартовочное оборудование	185
7.16. Бытовое оборудование	190
7.17. Бортовое аварийно-спасательное оборудование	190
Раздел 8. Особенности летной эксплуатации самолета Ан-26Б	3
8.1. Общие сведения, масса и центровка самолета	3
8.1.1. Общие сведения	3
8.1.2. Масса самолета	4
8.1.3. Центровочные данные самолета	4
8.2. Инструкция по погрузке, швартовке и выгрузке поддонов с грузом на самолете Ан-26Б	10
8.2.1. Общие сведения о бортовых средствах механизации погрузочно-разгрузочных работ	10
8.2.2. Погрузка и швартовка поддонов с грузом	12
8.2.3. Выгрузка поддонов с грузом	15
8.3. Эксплуатация систем самолета	17
8.3.1. Система кондиционирования воздуха	17
8.3.2. Система индикации и контроля пространственного положения самолета	20
8.4. Навигационно-посадочное оборудование	29
8.4.1. Радиолокационная станция «Гроза-26А»	29
8.4.2. Самолетный дальномер СД-67	31
8.4.3. Самолетный дальномер СД-75	33
8.4.4. Самолетный ответчик СОМ-64	34
8.4.5. Самолетный ответчик СО-72М	36
8.4.6. Аппаратура «Веер-М»	38
8.4.7. Автоматический радиокompас АРК-15М	41
8.4.8. Аппаратура посадки «Ось-1»	44
8.4.9. Навигационно-посадочная система «Курс МП-2»	47
8.4.10. Радиовысотомер РВ-5	52
8.4.11. Радиовысотомер РВ-5М	54
8.4.12. Система сигнализации опасной скорости сближения с землей (ССОС)	57
8.4.13. Система предупреждения столкновения TCAS-94	59
8.5. Связное оборудование	74
8.5.1. Связная КВ-радиостанция «Микрон»	74
8.5.2. Радиостанция «Широта-У»	76

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

	Стр.
8.5.3. Радиостанция «Р-855УМ»	79
8.5.4. Защита цепей питания радиооборудования	80
Приложения:	
1. Перечень допустимых отказов и неисправностей самолета Ан-26, с которыми разрешается завершение рейса до аэропорта базирования	3
2. Листы контрольного осмотра самолета Ан-26 экипажем перед запуском двигателей	9
3. Карта контрольной проверки самолета Ан-26 экипажем	13
4. Перечень жидкостей и газов, используемых для заправки систем самолета	22

СОДЕРЖАНИЕ

- 0.1. НАЗНАЧЕНИЕ РЭВС
- 0.2. ОБЯЗАННОСТИ ДЕРЖАТЕЛЯ РЭВСВС
- 0.3. ПОРЯДОК ВВЕДЕНИЯ ИЗМЕНЕНИЙ
- 0.4. ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ИЗМЕНЕНИЙ
- 0.5. ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ВРЕМЕННЫХ ИЗМЕНЕНИЙ
- 0.6. ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ

0.1. НАЗНАЧЕНИЕ РЭВС

Руководство по эксплуатации самолета Ан-26 является основным техническим документом, определяющим и регламентирующим для самолета данного типа конкретные правила его летной эксплуатации, технику и методику выполнения полета с учетом особенностей его пилотирования.

Требования и указания настоящего РЭВС обязательны для всего командно-летного состава при летной эксплуатации самолета данного типа.

Вылет самолета без РЭВС на борту **ЗАПРЕЩАЕТСЯ.**

0.2. ОБЯЗАННОСТИ ДЕРЖАТЕЛЯ РЭВС

Держателем РЭВС является командир летного отряда, а в других подразделениях (организациях, использующих РЭВС в качестве нормативного документ), - их руководители.

Держатель РЭВС несет ответственность за своевременное и правильное внесение всех изданных изменений и дополнений в соответствии с установленным порядком (см. подраздел 0.3.).

За нахождение РЭВС на борту самолета в каждом полете и обеспечение оперативного получения необходимой информации на земле и в полете ответственность несет командир воздушного судна.

0.3. ПОРЯДОК ВВЕДЕНИЯ ИЗМЕНЕНИЙ
СИСТЕМА ВВЕДЕНИЯ ИЗМЕНЕНИЙ

Совершенствование методов эксплуатации, введение конструктивных изменений или изменений состава бортового оборудования приводит к необходимости внесения в РЭВС соответствующих изменений и дополнений.

Эти изменения и дополнения издаются взамен или в дополнение соответствующего материала РЭВС в виде отдельных листов типового образца и рассылаются держателям РЭВС.

СИСТЕМА УЧЕТА ИЗМЕНЕНИЙ

Внесение в РЭВС листов с изменениями или дополнениями подтверждается Листом регистрации изменений (см. подраздел 0.4) или Листом регистрации временных изменений (см. подраздел 0.5.). При поступлении новых листов, изменяющих или дополняющих РЭВС, необходимо после помещения их в замок шивателя сделать запись в соответствующем Листе регистрации.

Изменения и дополнения, введенные в РЭВС, отмечены вертикальной чертой на полях вновь изданных страниц против соответствующей части текста.

РЭВС соответствует своему назначению при условии, что в него своевременно введены изменения.

В настоящем РЭВС нумерация очередных изменений соответствует нумерации изменений к РЛЭ Ан-26 (Ан-26Б) издания 2001г.

0.4. ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ИЗМЕНЕНИЙ

При поступлении новых листов, изменяющих или дополняющих РЭВС, необходимо после помещения их в замок сшивателя сделать соответствующую запись в данном Листе.

- ПРИМЕЧАНИЯ:**
1. Регистрационный номер Изменения указывается в сопроводительном документе к Изменению и на каждой новой или замененной странице РЭВС.
 2. Регистрационные номера присваиваются Изменениям в строго хронологической очередности их выпуска.
 3. Пропуск между соседними внесенными регистрационными номерами указывает, что соответствующий номер оказался неполученным. В этом случае держатель РЭВС обязан немедленно затребовать недостающий материал.

В данном экземпляре РЭВС произведены замены (дополнения, изъятия):

ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ИЗМЕНЕНИЙ

Номер Изменения	Номер раздела, подраздела	Номера листов (страниц)			Входящий номер документа и дата	Подпись	Дата
		измененных	новых	аннулированных			

0.5. ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ВРЕМЕННЫХ ИЗМЕНЕНИЙ

При поступлении новых листов, изменяющих или дополняющих РЭВС, необходимо после помещения их в замок сшивателя сделать соответствующую запись в данном Листе.

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. Регистрационный номер Изменения указывается в сопроводительном документе к Изменению и на каждой новой или замененной странице РЭВС.

2. Регистрационные номера присваиваются Изменениям в строго хронологической очередности их выпуска.

3. Пропуск между соседними внесенными регистрационными номерами указывает, что соответствующий номер оказался неполученным. В этом случае держатель РЭВС обязан немедленно затребовать недостающий материал.

В данном экземпляре РЭВС произведены замены (дополнения, изъятия):

ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ВРЕМЕННЫХ ИЗМЕНЕНИЙ

Номер Изменения	Номер раздела, подраздела	Номера листов (страниц)			Входящий номер документа и дата	Подпись	Дата
		измененных	новых	аннулированных			

0.6. ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ

В данном Перечне действующих страниц приведены номера и соответствующие даты утверждения страниц, включенных в РЭВС по состоянию на дату его выхода в свет либо на дату утверждения очередного изменения.

При выпуске очередного изменения РЭВС предусмотрена обязательная замена соответствующей страницы (страниц) Перечня действующих страниц,

Перечень действующих страниц позволяет при необходимости проконтролировать наличие в данном экземпляре РЭВС всех действующих страниц с учетом даты их утверждения.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Раздел подраздел пункт	Страница	Дата	
Титульный лист	-	-	
Содержание	1	Декаб.03/02	
	2	Сент.18/01	
	3	Сент.18/01	
	4	Сент.18/01	
	5	Декаб.03/02	
	6	Сент.18/01	
Раздел 0	-	-	
Содержание	1/2	Сент.18/01	
	0.1.	1/2	Сент.18/01
	0.2.	1/2	Сент.18/01
	0.3.	1/2	Сент.18/01
	0.4.	1/2	Сент.18/01
	0.5.	1/2	Сент.18/01
	0.6.	1/2	Сент.18/01
	1	Сент.18/01	
	2	Декаб.03/02	
	3	Июнь 05/02	
	4	Сент.18/01	
	5	Сент.18/01	
	6	Сент.18/01	
	7	Сент.18/01	
	8	Декаб. 03/02	
	9/10	Декаб. 03/02	
	Раздел 1	-	-
Содержание	1/2	Сент.18/01	
	3	Сент.18/01	
	4	Сент.18/01	
	5	Сент.18/01	
	6	Сент.18/01	
	7	Декаб.03/02	
	8	Сент.18/01	
	9	Сент.18/01	
	10	Сент.18/01	
	11	Сент.18/01	

Раздел подраздел пункт	Страница	Дата
Раздел 2	-	-
Содержание	1/2	Сент.18/01
	3	Сент.18/01
	4	Сент.18/01
	5	Сент.18/01
	6	Декаб.03/02
	7	Сент.18/01
	Раздел3	-
Содержание	1/2	Сент.18/01
	3	Сент.18/01
	4	Сент.18/01
	5	Сент.18/01
	6	Сент.18/01
	7	Сент.18/01
	8	Сент.18/01
	9	Сент.18/01
	10	Сент.18/01
	11	Сент.18/01
	12	Сент.18/01
	13	Сент.18/01
	14	Сент.18/01
	15	Сент.18/01
	16	Сент.18/01
	17	Сент.18/01
	18	Сент.18/01
	19	Сент.18/01
Раздел 4	-	-
Содержание	1	Сент.18/01
	2	Сент.18/01
	3	Сент.18/01
	4	Сент.18/01
	5	Сент.18/01
	6	Сент.18/01
	7	Сент.18/01
	8	Сент.18/01

Раздел подраздел пункт	Страница	Дата
Раздел 4	9	Сент.18/01
	10	Сент.18/01
	11	Сент.18/01
	12	Сент.18/01
	13	Сент.18/01
	14	Сент.18/01
	15	Сент.18/01
	16	Сент.18/01
	17	Сент.18/01
	18	Сент.18/01
	19	Сент.18/01
	20	Сент.18/01
	21	Сент.18/01
	22	Сент.18/01
	23	Сент.18/01
	24	Сент.18/01
	25	Сент.18/01
	26	Сент.18/01
	27	Сент.18/01
	28	Сент.18/01
	29	Сент.18/01
	30	Сент.18/01
	31	Сент.18/01
	32	Сент.18/01
	33	Сент.18/01
	34	Сент.18/01
	35	Сент.18/01
	36	Сент.18/01
	37	Сент.18/01
	38	Сент.18/01
	39	Сент.18/01
	40	Сент.18/01
	41	Сент.18/01
	42	Сент.18/01
	43	Сент.18/01

Раздел подраздел пункт	Страница	Дата	
Раздел 4	44	Сент.18/01	
	45	Сент.18/01	
	46	Сент.18/01	
	47	Сент.18/01	
	48	Июнь 05/02	
	49/50	Июнь 05/02	
	Раздел5 Содержание	-	-
		1/2	Сент.18/01
3		Сент.18/01	
4		Сент.18/01	
5		Сент.18/01	
6		Сент.18/01	
7		Сент.18/01	
8		Сент.18/01	
9		Сент.18/01	
10		Сент.18/01	
11		Сент.18/01	
12		Сент.18/01	
13		Сент.18/01	
14		Сент.18/01	
15		Сент.18/01	
16		Сент.18/01	
17		Сент.18/01	
18		Сент.18/01	
19		Сент.18/01	
20		Сент.18/01	
21		Сент.18/01	
22	Сент.18/01		
23	Сент.18/01		
24	Сент.18/01		
25	Сент.18/01		
26	Сент.18/01		
27	Сент.18/01		
28	Сент.18/01		
29	Сент.18/01		

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Раздел подраздел пункт	Страница	Дата
Раздел 5	30	Сент.18/01
	31	Сент.18/01
	32	Сент.18/01
	33	Сент.18/01
	34	Сент.18/01
	35	Сент.18/01
	36	Сент.18/01
	37	Сент.18/01
	38	Сент.18/01
	39	Сент.18/01
	40	Сент.18/01
Раздел 6	-	-
Содержание	1/2	Сент.18/01
	3	Сент.18/01
	4	Сент.18/01
	5	Сент.18/01
	6	Сент.18/01
	7	Сент.18/01
	8	Сент.18/01
	9	Сент.18/01
	10	Сент.18/01
	11	Сент.18/01
	12	Сент.18/01
	13	Сент.18/01
	14	Сент.18/01
15	Сент.18/01	
16	Сент.18/01	
17	Сент.18/01	
18	Сент.18/01	
19	Сент.18/01	
20	Сент.18/01	
21	Сент.18/01	
22	Сент.18/01	

Раздел подраздел пункт	Страница	Дата
Раздел 6	23	Сент.18/01
	24	Сент.18/01
	25	Сент.18/01
	26	Сент.18/01
	27	Сент.18/01
	28	Сент.18/01
	29	Сент.18/01
	30	Сент.18/01
	31	Сент.18/01
	32	Сент.18/01
	33	Сент.18/01
	34	Сент.18/01
	35	Сент.18/01
	36	Сент.18/01
	37	Сент.18/01
	38	Сент.18/01
	39	Сент.18/01
	40	Сент.18/01
	41	Сент.18/01
	42	Сент.18/01
	43	Сент.18/01
	44	Сент.18/01
45	Сент.18/01	
46	Сент.18/01	
47	Сент.18/01	
48	Сент.18/01	
49	Сент.18/01	
50	Сент.18/01	
51	Сент.18/01	
52	Сент.18/01	
53	Сент.18/01	
54	Сент.18/01	
55	Сент.18/01	

Раздел подраздел пункт	Страница	Дата	Раздел подраздел пункт	Страница	Дата
Раздел 6	56	Сент.18/01	Раздел 7	20	Сент.18/01
	57	Сент.18/01		21	Сент.18/01
	58	Сент.18/01		22	Сент.18/01
	59	Сент.18/01		23	Сент.18/01
	60	Сент.18/01		24	Сент.18/01
	61	Сент.18/01		25	Сент.18/01
	62	Сент.18/01		26	Сент.18/01
	63	Сент.18/01		27	Сент.18/01
	64	Сент.18/01		28	Сент.18/01
	65	Сент.18/01		29	Сент.18/01
	66	Сент.18/01		30	Сент.18/01
	67	Сент.18/01		31	Сент.18/01
	68	Сент.18/01		32	Сент.18/01
	69	Сент.18/01		33	Сент.18/01
Раздел 7	-	-	34	Сент.18/01	
Содержание	1/2	Сент.18/01	35	Сент.18/01	
	3	Сент.18/01	36	Сент.18/01	
	4	Сент.18/01	37	Сент.18/01	
	5	Сент.18/01	38	Сент.18/01	
	6	Сент.18/01	39	Сент.18/01	
	7	Сент.18/01	40	Сент.18/01	
	8	Сент.18/01	41	Сент.18/01	
	9	Сент.18/01	42	Сент.18/01	
	10	Сент.18/01	43	Сент.18/01	
	11	Сент.18/01	44	Сент.18/01	
	12	Сент.18/01	45	Сент.18/01	
13	Сент.18/01	46	Сент.18/01		
14	Сент.18/01	47	Сент.18/01		
15	Сент.18/01	48	Сент.18/01		
16	Сент.18/01	49	Сент.18/01		
17	Сент.18/01	50	Сент.18/01		
18	Сент.18/01	51	Сент.18/01		
19	Сент.18/01	52	Сент.18/01		

Раздел подраздел пункт	Страница	Дата
Раздел 7	53	Сент.18/01
	54	Сент.18/01
	55	Сент.18/01
	56	Сент.18/01
	57	Сент.18/01
	58	Сент.18/01
	59	Сент.18/01
	60	Сент.18/01
	61	Сент.18/01
	62	Сент.18/01
	63	Сент.18/01
	64	Сент.18/01
	65	Сент.18/01
	66	Сент.18/01
	67	Сент.18/01
	68	Сент.18/01
	69	Сент.18/01
	70	Сент.18/01
	71	Сент.18/01
	72	Сент.18/01
	73	Сент.18/01
	74	Сент.18/01
	75	Сент.18/01
	76	Сент.18/01
	77	Сент.18/01
	78	Сент.18/01
	79	Сент.18/01
	80	Сент.18/01
	81	Сент.18/01
	82	Сент.18/01
	83	Сент.18/01
	84	Сент.18/01
85	Сент.18/01	

Раздел подраздел пункт	Страница	Дата
Раздел 7	86	Сент.18/01
	87	Сент.18/01
	88	Сент.18/01
	89	Сент.18/01
	90	Сент.18/01
	91	Сент.18/01
	92	Сент.18/01
	93	Сент.18/01
	94	Сент.18/01
	95	Сент.18/01
	96	Сент.18/01
	97	Сент.18/01
	98	Сент.18/01
	99	Сент.18/01
	100	Сент.18/01
	101	Сент.18/01
	102	Сент.18/01
	103	Сент.18/01
	104	Сент.18/01
	105	Сент.18/01
	106	Сент.18/01
	107	Сент.18/01
	108	Сент.18/01
	109	Сент.18/01
	110	Сент.18/01
	111	Сент.18/01
	112	Сент.18/01
	113	Сент.18/01
	114	Сент.18/01
	115	Сент.18/01
	116	Сент.18/01
	117	Сент.18/01
118	Сент.18/01	

Раздел подраздел пункт	Страница	Дата
Раздел 7	119	Сент.18/01
	120	Сент.18/01
	121	Сент.18/01
	122	Сент.18/01
	123	Сент.18/01
	124	Сент.18/01
	125	Сент.18/01
	126	Сент.18/01
	127	Сент.18/01
	128	Сент.18/01
	129	Сент.18/01
	130	Сент.18/01
	131	Сент.18/01
	132	Сент.18/01
	133	Сент.18/01
	134	Сент.18/01
	135	Сент.18/01
	136	Сент.18/01
	137	Сент.18/01
	138	Сент.18/01
	139	Сент.18/01
	140	Сент.18/01
	141	Сент.18/01
	142	Сент.18/01
	143	Сент.18/01
	144	Сент.18/01
	145	Сент.18/01
	146	Сент.18/01
	146а	Нояб.29/11
	147	Сент.18/01
	148	Сент.18/01
149	Сент.18/01	
150	Сент.18/01	
151	Сент.18/01	

Раздел подраздел пункт	Страница	Дата
Раздел 7	152	Сент.18/01
	153	Сент.18/01
	154	Сент.18/01
	155	Сент.18/01
	156	Сент.18/01
	157	Сент.18/01
	158	Сент.18/01
	159	Сент.18/01
	160	Сент.18/01
	161	Сент.18/01
	162	Сент.18/01
	163	Сент.18/01
	164	Сент.18/01
	165	Сент.18/01
	166	Сент.18/01
	167	Сент.18/01
	168	Сент.18/01
	169	Сент.18/01
	170	Сент.18/01
	171	Сент.18/01
	172	Сент.18/01
	173	Сент.18/01
	174	Сент.18/01
	175	Сент.18/01
176	Сент.18/01	
177	Сент.18/01	
178	Сент.18/01	
179	Сент.18/01	
180	Сент.18/01	
181	Сент.18/01	
182	Сент.18/01	
183	Сент.18/01	
184	Сент.18/01	

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Раздел подраздел пункт	Страница	Дата
Раздел 7	185	Сент.18/01
	186	Сент.18/01
	187	Сент.18/01
	188	Сент.18/01
	189	Сент.18/01
	190	Сент.18/01
Раздел 8	-	-
Содержание	1/2	Сент.18/01
	3	Сент.18/01
	4	Сент.18/01
	5	Сент.18/01
	6	Сент.18/01
	7	Сент.18/01
	8	Сент.18/01
	9	Сент.18/01
	10	Сент.18/01
	11	Сент.18/01
	12	Сент.18/01
	13	Сент.18/01
	14	Сент.18/01
	15	Сент.18/01
	16	Сент.18/01
	17	Сент.18/01
	18	Сент.18/01
	19	Сент.18/01
	20	Сент.18/01
	21	Сент.18/01
	22	Сент.18/01
	23	Сент.18/01
	24	Сент.18/01
25	Сент.18/01	
26	Сент.18/01	
27	Сент.18/01	
28	Сент.18/01	
29	Сент.18/01	

Раздел подраздел пункт	Страница	Дата
Раздел 8	30	Сент.18/01
	31	Сент.18/01
	32	Сент.18/01
	33	Сент.18/01
	34	Сент.18/01
	35	Сент.18/01
	36	Сент.18/01
	37	Сент.18/01
	38	Сент.18/01
	39	Сент.18/01
	40	Сент.18/01
	41	Сент.18/01
	42	Сент.18/01
	43	Сент.18/01
	44	Сент.18/01
	45	Сент.18/01
	46	Сент.18/01
	47	Сент.18/01
	48	Сент.18/01
	49	Сент.18/01
	50	Сент.18/01
	51	Сент.18/01
	52	Сент.18/01
	53	Сент.18/01
54	Сент.18/01	
55	Сент.18/01	
56	Сент.18/01	
57	Сент.18/01	
58	Сент.18/01	
59	Декаб.03/02	
60	Декаб.03/02	
61	Декаб.03/02	
62	Декаб.03/02	
63	Декаб.03/02	
64	Декаб.03/02	

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Раздел подраздел пункт	Страница	Дата	
Раздел 8	65	Декаб.03/02	
	66	Декаб.03/02	
	67	Декаб.03/02	
	68	Декаб.03/02	
	69	Декаб.03/02	
	70	Декаб.03/02	
	71	Декаб.03/02	
	72	Декаб.03/02	
	73	Декаб.03/02	
	74	Сент.18/01	
	75	Сент.18/01	
	76	Сент.18/01	
	77	Сент.18/01	
	78	Сент.18/01	
	79	Сент.18/01	
	80	Сент.18/01	
	Приложения	-	-
	Содержание	5	Сент.18/01
		6	Сент.18/01
	7	Сент.18/01	
	8	Сент.18/01	
	9	Сент.18/01	
	10	Сент.18/01	
	11	Сент.18/01	
	12	Сент.18/01	
	13	Сент.18/01	
	14	Сент.18/01	
	15	Сент.18/01	
	16	Сент.18/01	
	17	Сент.18/01	
	18	Сент.18/01	
	19	Сент.18/01	
	20	Сент.18/01	
	21	Сент.18/01	
	22	Сент.18/01	

Раздел подраздел пункт	Страница	Дата
Приложения	23	Сент.18/01
	24	Сент.18/01

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
1.1. Введение	3
1.2. Принятые сокращения	3
1.3. Общие сведения о самолете	5
1.4. Геометрические данные	9
1.5. Силовая установка	10

1.1. ВВЕДЕНИЕ

Содержание «Руководства по эксплуатации самолета Ан-26» (далее в тексте именуемого Руководством или РЭ) и все изменения к нему должны соответствовать действующим страницам и должны быть включены в «Лист регистрации изменений».

Изменения в Руководство вносят, заменяя старые или добавляя новые страницы. Все изменения на страницах отмечаются вертикальной чертой на левом поле, напротив измененного текста или графика.

Обо всех изменениях Руководства, которые поступают на предприятие, эксплуатирующие самолет, в «Листе регистрации изменений» должна делаться отметка о дате внесения изменения с подписью лица, ответственного за внесение изменения в Руководство. Все исправления и дополнения, вносимые от руки, выполнять четко и разборчиво только черными чернилами или тушью.

1.2. ПРИНЯТЫЕ СОКРАЩЕНИЯ

АЗР	— автомат защиты цепи (разрывной)
АЗС	— автомат защиты сети
АНО	— аэронавигационные огни
БПРМ	— ближний приводной радиомаяк
БПРС	— ближняя приводная радиостанция
ВНА	— входной направляющий аппарат
ВПП	— взлетно-посадочная полоса
ДПРМ	— дальний приводной радиомаяк
ДПРС	— дальняя приводная радиостанция
ДПОР	— датчик предельных отклонений рулей
ИКМ	— измеритель крутящего момента
ИПМ	— исходный пункт маршрута
КВС	— командир воздушного судна
КПБ	— концевая полоса безопасности
КПП	— командно-пилотажный прибор
ЛЗП	— линия заданного пути
МК	— магнитный курс
МСА	— международная стандартная атмосфера
МФШ	— механический фиксатор шага
НПП	— навигационный пилотажный прибор
ОСП, РСР, ПСП	— системы посадки
ОЧК	— отъемная часть крыла
ППД	— приемник полного давления
ПВД	— приемник воздушного давления
ПВП	— полоса воздушных подходов
ПОС	— противообледенительная система
РВ	— руль высоты
РДВ	— располагаемая дистанция взлета
РДПВ	— располагаемая дистанция прерванного взлета

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

РДР	— располагаемая длина разбега
РИО	— радиоизотопный сигнализатор обледенения
РК	— распределительная коробка
РЛП	— располагаемая летная полоса
РУД	— рычаг управления двигателем
СЧК	— средняя часть крыла
САХ	— средняя аэродинамическая хорда
ТЛГ	— телеграф
ТЛФ	— телефон
УПЗ	— указатель положения закрылков
УС	— угол сноса
Ц М	— центр масс
ЦФШ	— центробежный фиксатор шага

Для краткого обозначения скоростей в настоящем Руководстве используются следующие сокращения:

ПР	— приборная скорость
ИН	— индикаторная скорость

Указанные сокращения ставятся после числового значения скорости с размеренностью.

Например, приборная скорость захода на посадку, равная 200 км/ч обозначается $V_{зп} = 200$ км/ч ПР.

1.3. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЕТЕ

Грузовой самолет местных воздушных линий Ан-26 представляет собой свободнонесущий цельнометаллический моноплан с высокорасположенным крылом, горизонтальным оперением, однокилевым вертикальным оперением с форкилем и двумя противощтопорными подфюзеляжными гребнями.

На самолете установлены два турбовинтовых двигателя АИ-24ВТ взлетной мощностью 2820 э.л.с. с воздушными винтами АВ-72Т и один турбореактивный двигатель РУ19А-300 со статической тягой 800 кгс.

Двигатель РУ19А-300 используется на взлете, при наборе высоты, посадке и при необходимости в крейсерском полете.

Кроме того, он используется для запуска основных двигателей на земле и для питания бортовой сети при отказе генераторов постоянного тока.

В хвостовой части фюзеляжа расположен грузовой люк для погрузки и выгрузки грузов.

Специальная рампа, закрывающая грузовой люк, используется как трап для погрузки и выгрузки техники и грузов.

Уборка рампы под фюзеляж обеспечивает подъезд автомашин к порогу грузовой машины и загрузку самолета непосредственно с борта автомашины.

Пилотажно-навигационное и радиотехническое оборудование, установленное на самолете, позволяет эксплуатировать самолет в простых и сложных метеорологических условиях днем и ночью.

Грузовой самолет местных воздушных линий Ан-26 предназначен для транспортировки грузов, габариты и масса которых позволяют размещать их в грузовой кабине самолета.

Общий вид самолета Ан-26 в трех проекциях представлен на рис. 1.1-1. Компоновочная схема кабин самолета дана на рис. 1.1-2.

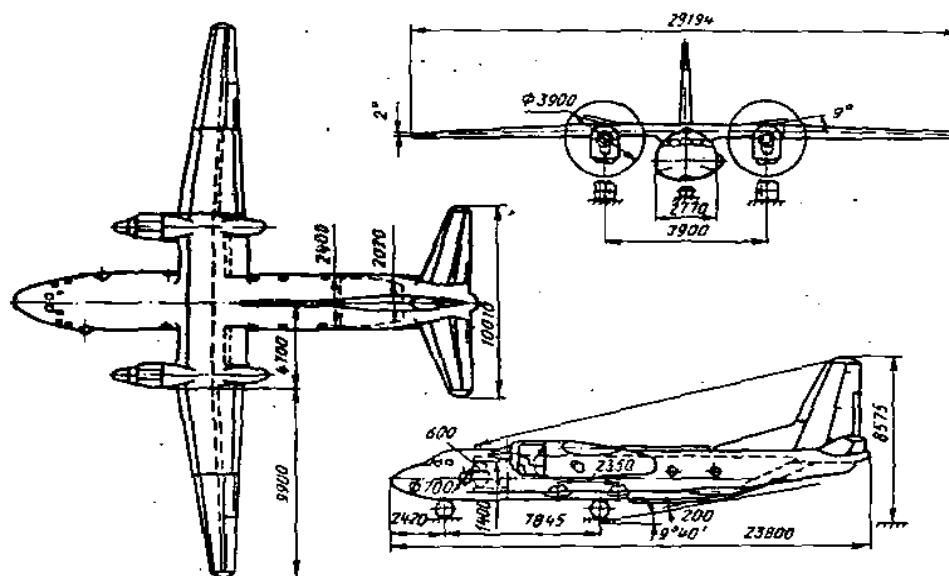


Рис. 1.1-1. Общий вид самолета Ан-26

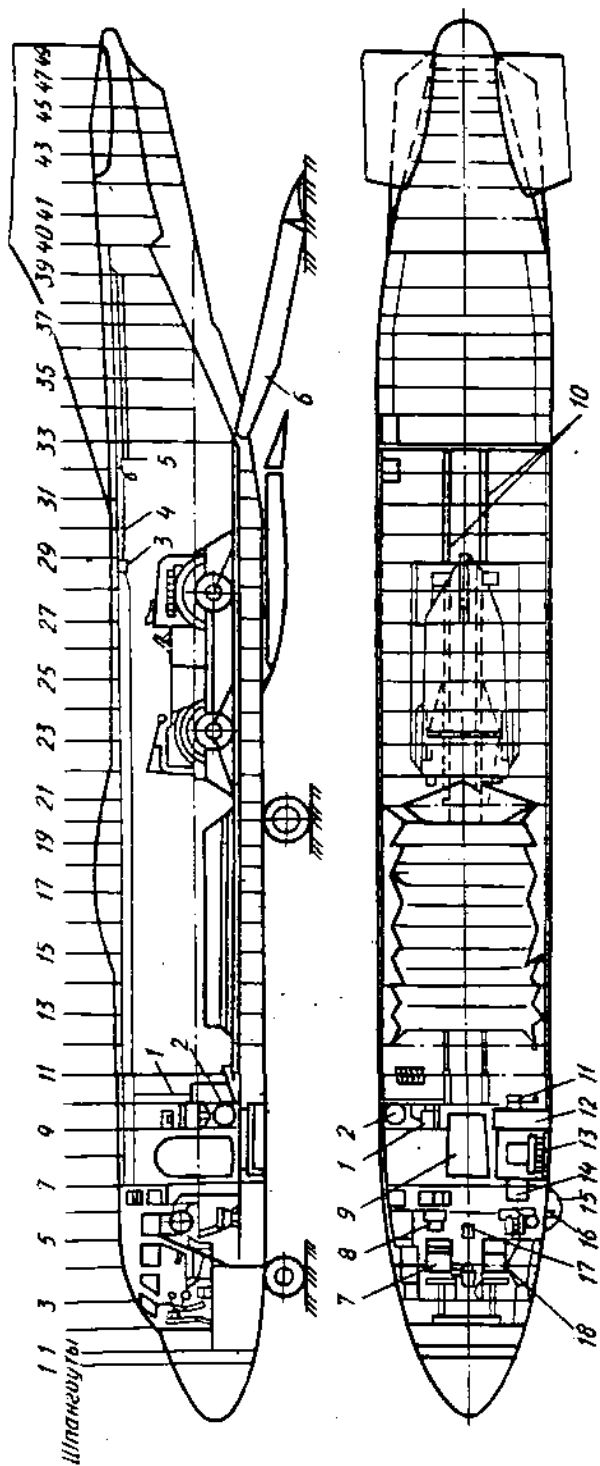


Рис. 1.1-2. Компонировочная схема кабин самолета.

1- место установки кипятильника КУ-27, электротермоса ЭТ-9, сливного бачка; 2-кислородные баллоны; 3-лебедка; 4- монорельс; 5- тельфер; 6- рампа в опущенном положении; 7- сиденье второго пилота; 8- сиденье бортрадииста; 9- нижний аварийный люк; 10- грузовые цепи транспортера; 11- электропривод транспортера; 12- этажерка с радиоборудованием; 13- туалет; 14- сиденье штурмана; 15- блистер; 16- прицел НКНБ-7; 17- сиденье бортехника; 18- сиденье командира воздушного судна.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

В связи с установкой бортовой системы предупреждения столкновения TCAS-94 на рабочих местах летчиков установлены (см. Рис.1.1-3,4,5) следующие органы управления и индикации:

- на левой панели приборной доски летчиков взамен демонтированного вариометра ВАР-30МК со светильниками С-80 установлен индикатор TVI-920D;
- на правой панели приборной доски летчиков взамен указателя поворота ЭУП-53 и выключателя «ЭУП» установлен комбинированный ДА-30П и выключатель «ДА-30»;
- на козырьке приборной доски справа установлен пульт управления ответчиком типа S CTL-92, а слева пульт управления СПС CTL-92Т;
- на средней панели приборной доски летчиков взамен демонтированного вариометра ВАР-30МК со светильниками С-80 установлен индикатор TVI-920D;
- на верхнем щитке летчиков установлены переключатели и выключатели аппаратуры TCAS-94;
- на боковых пультах летчиков установлены регуляторы яркости индикаторов TVI-920D- с предохранителями.

Кроме этого:

- между шпангоутами №6-7 на рабочем месте штурмана установлен кодер высоты АК-350030;
- радиовысотомер РВ-5 доработан под модификацию РВ-5МД1.

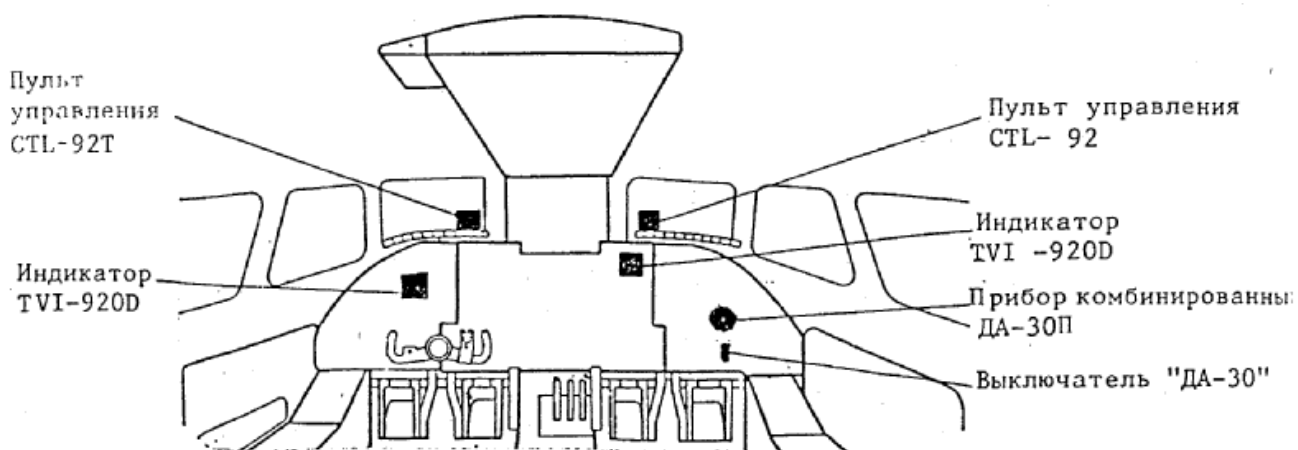


Рис.1.1-3. Размещение органов управления и индикации на приборной доске летчиков.

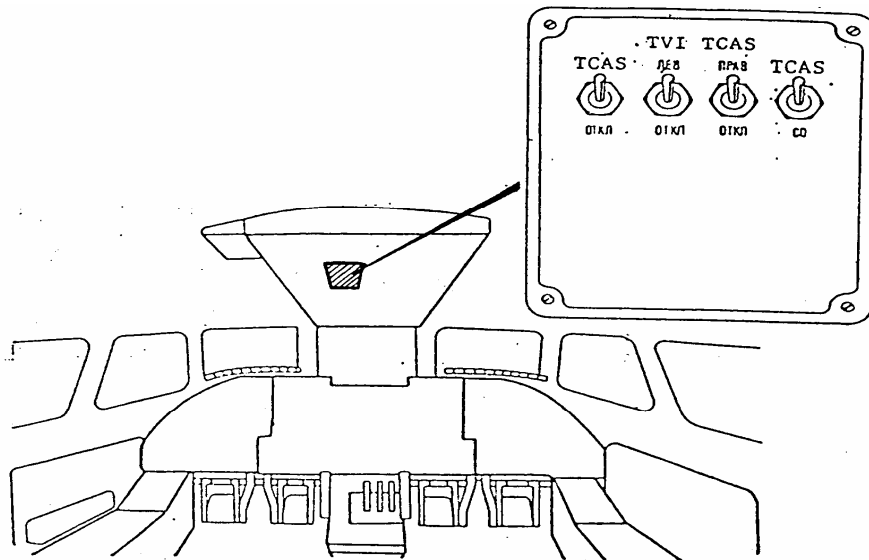


Рис.1.1. – 4. Размещение органов управления и индикации на верхнем пульте летчиков.

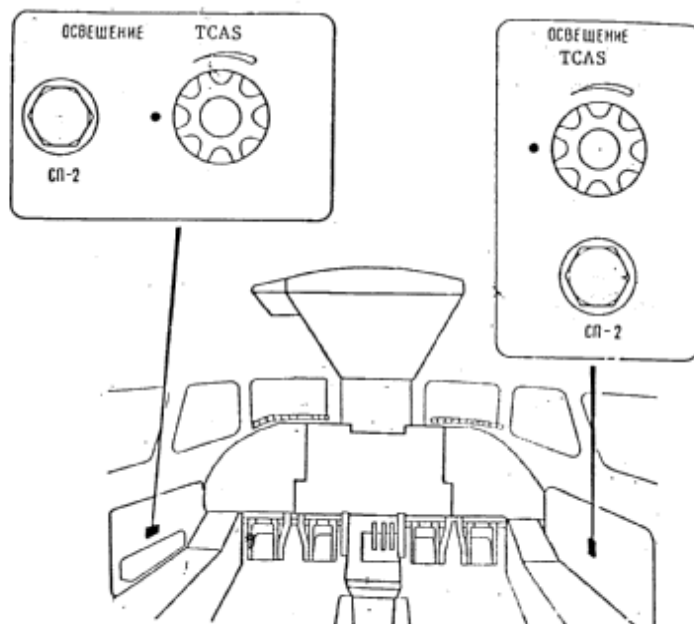


Рис.1.1. – 5. . Размещение органов управления и индикации на боковых пультах летчик

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

1.4. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

Длина самолета (фюзеляжа)	23,8 м
Высота на стоянке	8,575 м
Стояночный угол пустого самолета (15550 кг)	0°40'
Расстояние от конца лопасти винта до земли	1,22

Фюзеляж

Ширина в цилиндрической части	2,9
Площадь миделя	5,9 м ²
Объем грузовой кабины	60 м ²
Внутренние габариты грузовой кабины:	
Длина (между шп № 7-40)	15,68 м
Длина (между шп № 10-33)	11,1 м
Максимальная ширина	2,78 м
Максимальная высота	1,91 м
Размеры проема передней двери	0,6×1,4 м
Размеры проемов аварийных люков:	
по левому борту	0,5×0,6 м
по правому борту	0,5×0,6 м
в полу	0,7×1,02 м
Аварийный люк в кабине экипажа (верхний)	0,640 м
Размеры проема грузового люка	2,34×3,3 м
Ширина проема люка у порога	2,4 м
Высота порога грузового люка над землей	1,45 м
Высота порога передней двери над землей	1,45 м
Высота верхней кромки грузового люка над землей	3,014 м

Крыло

Размах	29,2 м
Площадь	74,98 м ²
Средняя аэродинамическая хорда	2,813 м
Удлинение	11,37
Угол поперечного V:	
на участке центроплана и средней части крыла	0°
на линии отъемной части крыла	-2°
Стреловидность по линии 1/4 хорды	6°50'
Угол установки крыла	+3°
Площадь:	
элеронов	6,12 м ²
закрылков	15 м ²
триммера элерона	0,26 м ²
Угол отклонения элеронов:	
вверх	24°
вниз	16°

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Угол отклонения закрылков:	
на взлете	15 ⁰
на посадке	38 ⁰
Угол отклонения триммера элерона	±7 ⁰
Угол отклонения сервокомпенсатора элерона:	
вверх	9,5 ⁰
вниз	14,5 ⁰

Горизонтальное оперение

Размах	9,973 м
Площадь	19,83 м ²
Площадь руля высоты	5,16 м ²
Площадь триммеров	0,288 м ²
Угол установки стабилизатора относительно хорды крыла	-3 ⁰
Угол отклонения руля высоты:	
вверх	25 ⁰
вниз	20 ⁰
Угол отклонения триммера руля высоты:	
вверх	25 ⁰
вниз	15 ⁰

Вертикальное оперение

Высота киля над фюзеляжем	4,9 м
Площадь (без форкиля)	13,28 м ²
Площадь руля направления	5,0 м ²
Площадь триммера-сервокомпенсатора руля направления	0,594 м ²
Углы отклонения руля направления	±25 ⁰
Углы отклонения триммера-сервокомпенсатора руля направления	±19 ⁰

Шасси

Колея:	
по стойкам	7,9 м
по крайним авиашинам	8,48 м
База шасси	7,65 м
Угол поворота колес передней стойки в каждую сторону	45 ⁰

1.5. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

Двигатель АИ-24ВТ

Тип	Турбовинтовой
Взлетная мощность	2820 элс
Номинальная мощность	2240 элс

Двигатель РУ19А-300

Тип	Турбореактивный
Статическая тяга на номинальном режиме	800 кгс

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Воздушный винт

Тип	АВ-72Т, четырех- лопастной с автомати- матически изме- няемым в полете шагом, флюгируемый
Диаметр	3,9 м

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
2.1. Допустимые массы самолета	3
2.2. Допустимая нагрузка на пол грузовая кабина	3
2.3. Допустимые центровки	3
2.4. Максимально и минимально допустимые приборные скорости углы крена и перегрузки	3
2.5. Максимально допустимая скорость ветра	4
2.6. Ограничения при полетах с грунтовых аэродромов	4
2.7. Минимальный состав экипажа	5
2.8. Другие ограничения	5
2.9. Минимумы для взлета и посадки	6

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

2.1. ДОПУСТИМЫЕ МАССЫ САМОЛЕТА

Максимальная взлетная	24000 кг
Максимальная посадочная	24000 кг
Максимальная рулежная	24230 кг
Максимальная взлетная масса при взлете с неработающим РУ19А-300	21000 кг

Масса коммерческой загрузки не должна превышать 5500 кг
При необходимости допускается масса коммерческой загрузки 6300 кг в пределах допустимой массы загруженного самолета без топлива 22000 кг

2.2. ДОПУСТИМАЯ НАГРУЗКА НА ПОЛ ГРУЗОВОЙ КАБИНЫ

Максимальная нагрузка на участок пола:

между шп. № 10-17	3100 кгс
между шп. № 17-20	5000 кгс
между шп. № 20-26	3000 кгс
между шп. № 26-33	1500 кгс

Максимальная нагрузка от колес техники на участок пола при транспортировке:

между шп. № 10-17	625 кгс
между шп. № 17-20	1550 кгс
между шп. № 20-33	625 кгс

Максимальная нагрузка от колес техники при погрузке по всей длине

пола

Максимальная сосредоточенная нагрузка на участке рельса транспортера

длиной 500 мм

Максимальная равномерно распределенная нагрузка на боковые панели

пола:

между шп. № 10-17 и 20-33	2500 кгс/м ²
между шп. № 17-20	800 кгс/м ²

Максимальная равномерно распределенная нагрузка на среднюю часть

пола (между рельсами) по всей длине

2.3. ДОПУСТИМЫЕ ЦЕНТРОВКИ

Предельно передняя центровка (шасси выпущено)

Предельно задняя центровка (шасси выпущено)

Центровка, при которой происходит опускание самолета на хвост (при

стоянке на земле)

**2.4. МАКСИМАЛЬНО И МИНИМАЛЬНО ДОПУСТИМЫЕ
ПРИБОРНЫЕ СКОРОСТИ, УГЛЫ КРЕНА И ПЕРЕГРУЗКИ**

Максимально допустимые приборные скорости:

при экстренном снижении с ограниченным маневром

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

при длительных режимах эксплуатации	450 км/ч
при полете с выпущенным шасси	450 км/ч
при уборке и выпуске шасси	310 км/ч
при уборке и выпуске шасси в условиях обледенения	330 км/ч
при выпуске и уборке закрылков и в полете с выпущенными закрылками:	
на угол 15°	320 км/ч
на угол 38°	265 км/ч
при полете с открытым грузовым люком	350 км/ч
при закрытии ramпы в полете:	
от основной системы	320 км/ч
от аварийной системы	350 км/ч
Минимально допустимая скорость по прибору для рейсовых полетов (за исключением режимов взлета и посадочного планирования)	310 км/ч
Предельное число М	0,65
Максимально допустимые углы крена при симметричной тяге двигателей АИ-24ВТ:	
при визуальном полете	30°
при полетах по приборам	25°
Максимально допустимый крен при полете с отказавшим двигателем АИ-24ВТ (винт зафлюгирован)	15°
Допустимые эксплуатационные маневренные перегрузки:	
в полетной конфигурации самолета:	
максимальная	2,4
минимальная	-0,5
во взлетной и посадочной конфигурации самолета:	
максимальная	2,0
минимальная	0

2.5. МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМАЯ СКОРОСТЬ ВЕТРА:

встречного при взлете и посадке	30 м/с
попутного при взлете и посадке	5 м/с
бокового (составляющая ветра под углом 90° к ВПП) при коэффициенте сцепления 0,6 и более	12 м/с
бокового (составляющая ветра под углом 90° к ВПП) при коэффициенте сцепления менее 0,6	См. рис. 3.2-1
при рулении и буксировке	30 м/с

**2.6. ОГРАНИЧЕНИЯ ПРИ ПОЛЕТАХ
С ГРУНТОВЫХ АЭРОДРОМОВ**

Максимальная взлетная масса при полетах с грунтовых аэродромов	24000 кг
Прочность грунта для одиночных полетов	Не менее 5 кг/м ²
Прочность грунта для регулярных полетов	Не менее 7 кг/м ²

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Ограничения при полетах с заснеженных аэродромов с температурой снега ниже 0⁰С:

Прочность уплотненного снега для одиночных полетов	Не менее 4 кгс/см ²
Прочность уплотненного снега для регулярных полетов	Не менее 6 кгс/см ²
Толщина уплотненного снега	Не более 8 см
Толщина неуплотненного снега	Не более 15 см
То же для одиночных полетов	Не более 20 см
Плотность неуплотненного снега	Не более 0,2 г/см ³
Предельно передняя центровка для взлетной массы:	
21000 кг	Не менее 19% САХ
24000 кг	Не менее 22% САХ
Максимально допустимая скорость бокового ветра при взлете и посадке для прочности снежного покрова:	
6 кгс/см ² и более	8 м/с
менее 6 кгс/см ²	12 м/с

2.7.МИНИМАЛЬНЫЙ СОСТАВ ЭКИПАЖА:

командир воздушного судна;
второй пилот;
штурман;
бортмеханик.

Максимальное число человек на борту не должно превышать количество сидений, снабженных привязными ремнями.

2.8. ДРУГИЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Запрещается одновременное использование основного и аварийного торможения колес или тормозных педалей командиром воздушного судна и вторым пилотом.

Максимально допустимая скорость руления при работе управления передними колесами в рулежном режиме	30 км/ч
Минимальная ширина рулежной дорожки	10 м
Минимальный радиус разворота при рулении	11,5 м
Максимальное отклонение шарика ЭУП при выполнении всех маневров	Не более одного диаметра
Максимально допустимый перепад давления между кабиной и атмосферой	(0,3±0,02) кгс/см ²
«Высота» в кабине на высоте 6000 м	Не более 2400 м
Максимально допустимый перепад давления между кабиной и атмосферой	0,01 кгс/см ²
Запрещается использование автопилота АП-28Л1 при следующих условиях полета: на истинной высоте менее 300 м	

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

на приборной скорости более 400 км/ч,
при болтанке ($\Delta n_u \geq \pm 0,5$),
при выпущенных закрылках и шасси.

Величина изменения скорости полета при разгонах и торможениях,
при которой автотриммер обеспечивает перебалансировку руля высоты ± 60 км/ч ПР
Максимально допустимый крен самолета при полете с включенным
автопилотом на высоте более 6000 м и в сложных метеорологических
условиях 20^0

Курение в самолете **запрещено**.

При выполнении полетов в воздушном пространстве, контролируемом службами УВД в режимах “RBS”, следует использовать систему TCAS-94 в режиме “AUTO”, обеспечивающем выдачу команд на выполнение вертикального маневра по уходу от столкновения с конфликтующим самолетом.

Команды TCAS-94 на выполнение вертикального маневра обязательны для выполнения экипажем.

При возникновении конфликтной ситуации (опасного сближения) необходимо срочно оценить воздушную обстановку по индикаторам TVI-920D установить по возможности воздушный контакт с конфликтующим самолетом, доложить диспетчеру УВД о воздушной обстановке и действия по разрешению конфликтной ситуации координировать с диспетчером УВД.

При выполнении полетов в воздушном пространстве, контролируемом службами УВД как в режимах “RBS, так и в режимах “УВД” (полеты в воздушном пространстве стран СНГ) систему TCAS-94 рекомендуется использовать в режиме “TA ONLY”, поскольку она не обнаруживает самолеты, не оборудованные ответчиками, работающими в режимах “RBS” и выдача команд на выполнение маневра не учитывает нахождения в безопасной зоне полетов этих самолетов. При возникновении конфликтной ситуации (опасного сближения) необходимо срочно оценить воздушную обстановку по индикаторам TVI-920D, установить по возможности визуальный контакт с конфликтующим самолетом, доложить диспетчеру УВД о воздушной обстановке и выполнять указания диспетчера УВД.

2.9. МИНИМУМЫ ДЛЯ ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ

2.9.1. МИНИМУМЫ ДЛЯ ПОСАДКИ

(высота принятия решения – $h_{п.р.}$, и дальность видимости на ВПП – $L_{вид}$):

Режим захода на посадку	$h_{п.р.}$ м	$L_{вид}, м$ *			$L_{вид}, м$ **
По радиомаячной системе	50	550	700	800	1000
По посадочному радиолокатору и приводным радиостанциям (PAR+NDB)	75	600	700	800	1000
По обзорному радиолокатору:					
– ASR (действует по 0,5 nm от ВПП)	75	800	1100	1300	1500
– ASR (действует по 1,0 nm от ВПП)	90	800	1100	1300	1500
– ASR (действует по 2,0 nm от ВПП)	105	1000	1300	1400	1500
По двум приводным радиостанциям [ОСП (2АРК)] или VOR в створе ВПП	100	1000	1300	1400	1500
По VOR/DME	75	800	1100	1300	1500
По VOR/NDB	90	800	1100	1300	1500
По одной приводной радиостанции (ОПРС) или VOR не в створе ВПП	200	–	–	–	2500
Визуально	300	–	–	–	3000

* – минимальное значение дальности видимости на ВПП в зависимости от комплектации (полная комплектация светотехнического оборудования ВПП, неполная комплектация, базовое оборудование);

** - минимальное значение дальности видимости на ВПП при отсутствии светотехнического

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

оборудования на ВПП или отсутствуют огни приближения.

- Примечания:**
1. Дальность видимости на ВПП менее 700м может применяться для посадки после тренировки экипажей по утвержденной программе.
 2. PAR – посадочный радиолокатор точного захода на посадку.
 3. ASR – обзорный радиолокатор.
 4. VOR – всесторонний направленный радиомаяк.
 5. NDB – приводная радиостанция.
 6. DME – дальномерное оборудование.

2.9.2. МИНИМУМ ДЛЯ ВЗЛЕТА

Дальность видимости на ВПП, м					
Огни ВПП со светящейся осевой линией и информации дальности видимости по участкам	Огни ВПП со светящейся осевой линией	Маркированная осевая линия или огни ВПП	Огни ВПП (день) (ночь)	С маркированной осевой линией ВПП (день)	Светооборудование ВПП и маркировка отсутствуют (день)
150*	200*	250*	300	400	500

* – дальность видимости на ВПП менее 300м может применяться для взлета после тренировки экипажей по утвержденной программе

Примечание: Минимумы применимы при наличии запасного аэродрома, время полета до которого от аэродрома вылета не превышает 1 ч. В качестве запасного аэродрома в этом случае принимается аэродром, на котором фактические и прогнозируемые метеоусловия не ниже минимума КВС для посадки.
При отсутствии запасного аэродрома решение на вылет принимается при метеоусловиях на аэродроме вылета на ниже минимума для посадки на нем.

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
3.1. Расчетные параметры, необходимые для выполнения полета	3
3.2. Предполетный осмотр и проверка экипажем оборудования самолета	5
3.2.1. Предполетная подготовка самолета бортмехаником	5
3.2.2. Предполетная подготовка самолета штурманом	12
3.2.3. Предполетная подготовка самолета вторым пилотом	13
3.2.4. Предполетная подготовка самолета бортрадистом	14
3.2.5. Предполетная подготовка самолета командиром воздушного судна	15
3.3. Обязанности членов экипажа после запуска двигателей	18

3.1. РАСЧЕТНЫЕ ПАРАМЕТРЫ, НЕОБХОДИМЫЕ ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ ПОЛЕТА

1. ВО ВРЕМЯ ПРЕДПОЛЕТНОЙ ПОДГОТОВКИ ПО УКАЗАНИЮ КОМАНДИРА ВОЗДУШНОГО СУДНА НЕОБХОДИМО:

ш т у р м а н у

выбрать наивыгоднейший режим полета с учетом заданного эшелона (см. подразд. 6.12, 6.13). При полете над горными вершинами убедиться, что обеспечивается необходимый запас высоты для пролета горных вершин в случае отказа одного двигателя (см. п. 5.1.5.1);

просчитать количество топлива, необходимое для заправки самолета (см. подразд. 6.5);

рассчитать параметры, необходимые для взлета и посадки (см. подразд. 6.6, 6.7, 6.9, 6.15), убедиться, что они не выходят за пределы установленных ограничений. О результате подготовки доложить командиру воздушного судна;

в т о р о м у п и л о т у

рассчитать взлетную массу самолета (см. подразд. 6.3), центровку (подразд. 6.4), посадочную массу на конечном аэродроме маршрута (подразд. 6.3) и убедиться, что эти параметры не выходят за пределы установленных ограничений, доложить командиру воздушного судна.

2. Для определения расчетных параметров необходимы следующие исходные данные:

- расстояние между аэродромами взлета и посадки;
- высота заданного эшелона;
- скорость и направление ветра в полете по маршруту (данные прогноза);

аэродромные условия при взлете:

- располагаемая длина разбега (РДР);
- располагаемая дистанция прерванного взлета (РДПВ) с учетом поправки на коэффициент сцепления ВПП (рис. 6.7-2а);
- располагаемая дистанция взлета (РДВ);
- уклон ВПП;
- покрытие ВПП (бетон, снег, грунт);
- состояние поверхности ВПП (сухая, влажная, мокрая – коэффициент сцепления ВПП);
- высота препятствий в зоне воздушных подходов относительно точки начала разбега ($H_{\text{преп}}$) и место их расположения;
- расстояние до препятствия от точки начала разбега ($L_{\text{преп}}$);
- угол разворота для обхода препятствия;

метеорологические условия при взлете:

- давление на аэродроме взлета (Р);
- температура наружного воздуха при взлете;
- скорость и направление ветра на аэродроме вылета;

аэродромные условия при посадке:

- располагаемая посадочная дистанция;
- уклон ВПП;
- покрытие ВПП (бетон, снег, грунт);
- состояние поверхности ВПП (сухая, влажная, мокрая - коэффициент сцепления ВПП);

метеорологические условия при посадке (данные прогноза):

- давление на аэродроме посадки (P);
- температура наружного воздуха;
- скорость и направление ветра.

3. Расчетные параметры, необходимые для взлета:

- продольная и боковая составляющие скорости ветра (рис. 6.6-1);
- высота расположения аэродрома (рис. 6.6-2);
- отклонение температуры наружного воздуха от стандартного значения (рис. 6.6-3);
- максимально допустимая взлетная масса самолета для данных аэродромных и метеорологических условий (рис. 6.7-1, 6.7-3, 6.7-5, 6.7-6);
- скорость принятия решения (рис. 6.7-2, 6.7-4, 6.7-7 и 6.10-1);
- безопасная скорость взлета (рис. 6.7-8);
- скорость начального набора высоты (рис. 6.7-8);
- скорость подъема передней стойки шасси (рис. 6.7-8).

При подготовке к полету, в зависимости от условий взлета, командир воздушного судна должен выбрать метод взлета (с тормозов или с кратковременной остановкой на ВПП).

4. Параметры чистой траектории взлета с отказавшим двигателем АИ-24ВТ:

- чистый градиент набора высоты на участке 3 (рис. 6.9-1);
- чистые градиенты набора высоты на участках 2 и 4а, 4в (рис. 6.9-2);
- высота полета самолета в конце участков 2, 3 и 4а (рис. 6.9-3);
- дистанция участков 2, 3 и 4а (определяется по формуле, см. подразд 6.9);
- дистанция горизонтального участка 4б (рис. 6.9-4);
- время взлета до точки начала участка 4б (рис. 6.9-5);
- радиус установившегося разворота самолета с креном 15° при облете препятствия (рис. 6.9-7);
- расстояние, пройденное самолетом за время разворота при облете препятствия (рис. 6.9-8).

5. Расчетные параметры, необходимые для посадки:

- остаток топлива;
- посадочная масса;
- максимально допустимая посадочная масса (рис. 6.15-1 и 6.15-2);
- продольная и боковая составляющие скорости ветра (рис. 6.6-1);
- высота расположения аэродрома (рис. 6.6-2);
- отклонение температуры наружного воздуха от стандартного значения (рис. 5.6-3);
- скорость планирования с закрылками, выпущенными на 38° (рис. 6.15-3);
- потребная посадочная дистанция (рис. 6.15-4);

- полный градиент набора высоты при уходе на второй круг с высоты выравнивания (рис. 6.15-5).

3.2. ПРЕДПОЛЕТНЫЙ ОСМОТР И ПРОВЕРКА ЭКИПАЖЕМ ОБОРУДОВАНИЯ САМОЛЕТА

Осмотр самолета производится по маршруту, приведенному на рис. 3-1. Листы контрольного осмотра самолета членами экипажа даны в приложении 2.

Примечание. Объем предполетной подготовки самолета экипажем в промежуточных и конечном аэропортах посадки разрешается ограничить только внешним осмотром и выполнением работ, указанных в РЛЭ, кроме проверки систем и оборудования самолета при следующих условиях:

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

3.2.1. ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПОДГОТОВКА САМОЛЕТА БОРТМЕХАНИКОМ

А. Проверка судовых документов

До начала предполетного осмотра проверить наличие на борту самолета:

- сертификата эксплуатанта с дополнениями;
- сертификата летной годности;
- свидетельства о регистрации воздушного судна;
- бортового журнала самолета;
- руководства по эксплуатации ВС Ан-26;
- журнала санитарного состояния самолета;
- сертификат по шумам;
- разрешение на бортовые радиостанции;
- страховки членов экипажа;
- страховки на ВС;
- страховка ответственности перед третьими лицами;
- инструкция пассажирам по действиям в аварийной ситуации;
- перечень сигналов ВС перехватчика;
- перечень событий, подлежащих расследованию;
- перечень мест специального осмотра;
- руководство по производству полетов.

Убедиться в том, что налет самолета после данного полета не превысит срока выполнения очередных регламентных работ и окончания ресурса на самолет и двигатели.

Ознакомиться с картой-нарядом на оперативный вид обслуживания самолета.

.По записи в журнале подготовки самолета убедиться в исправности самописцев МСРП-12-96, КЗ-63 и МС-61Б.

Принять дополнительную информацию о работах по регулировке или замене агрегатов, которые выполнялись на самолете после предыдущего полета.

Убедиться, что все неисправности, записанные в бортовом журнале самолета, устранены.

Б. Предварительные работы перед осмотром самолета

1. Проверить наличие средств пожаротушения возле самолета и колодок под колесами основных стоек шасси.
2. Убедиться в том, что с самолета сняты все чехлы и заглушки, кроме заглушек входных каналов двигателей и на приемниках давления ПВД-7, ППД-1, и домкрата, которые снимаются непосредственно перед запуском двигателей.

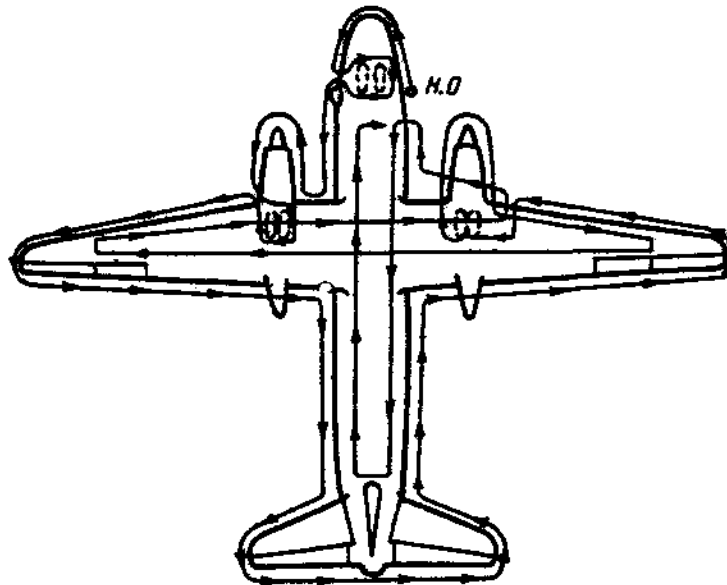


Рис. 3-1. Маршрут предполетного осмотра самолета

3. В зимнее время года убедиться в том, что нет льда, снега и инея на поверхности самолета, воздушных винтах, окнах кабины экипажа, узлах навески рулей и элеронов, на наружных антеннах и приемниках давления ПВД-7. ПВД-1.

Во всех случаях после удаления льда, снега или инея с поверхности самолета во время предполетной подготовки или после буксировки убедиться в чистоте поверхности самолета и проверить полное отклонение рулей, элеронов, триммеров и закрылков.

4. Убедиться, что двигатели подогреты от наземных подогревателей (при низких температурах наружного воздуха).

Примечания: 1. Двигатели АИ-24ВТ должны быть подогреты при температуре масла на входе в двигатель ниже минус 15 °С (при эксплуатации двигателей на маслосмеси) и ниже минус 25°С (при эксплуатации двигателей на масле МН-7,5У) независимо от температуры наружного воздуха.

2. Двигатель РУ19А-300 должен быть подогрет при температуре масла на входе в двигатель ниже минус 25 °С (если запуск двигателя будет осуществляться от бортовых аккумуляторных батарей) и ниже минус 30 °С (если запуск двигателя будет осуществлен от аэродромного источника электроэнергии или от стартер-генераторов двигателей АИ-24ВТ) независимо от температуры наружного воздуха.

5. Убедиться, что:

- аккумуляторные батареи установлены;
- убрано заземление самолета;
- слит отстой топлива через сливные клапаны и в отстой отсутствуют механические примеси и вода.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Слив и проверка отстоя топлива.

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

Контроль отстоя топлива осуществляется:

- при приемке экипажем самолета (если не будет производиться дозаправка топливом);
- перед заправкой самолета топливом;
- после заправки самолета топливом.

Во всех указанных случаях слив и проверка отстоя топлива производятся из шести сливных клапанов топливных баков не ранее чем через 15 мин после заправки самолета.

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

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

В. Осмотр самолета и его оборудования

1. Носовая часть фюзеляжа.

Проверить:

- отсутствие видимых повреждений обшивки;
- надежность закрытия лючков и обтекателя антенны радиолокатора;
- целостность остекления блистера штурмана;
- наличие сигнальных патронов;
- снят ли защитный кожух с датчика РИО-3.

2. Передняя стойка шасси и ниша.

Проверить:

- нет ли подтекания масла АМГ-10 из-под уплотнения штока стойки;
- обжатие авиашин колес и стойки: видимая высота рабочей части штока по указателю должна быть 50-135 мм;
- состояние агрегатов управления поворотом передних колёс;
- нет ли на покрышках колес повреждений, препятствующих выполнению полета;
- замки и механизмы управления замками передней стойки, на них не должно быть грязи, снега и льда;
- надежно ли закрыты и не имеют ли повреждения створки;
- нет ли повреждения концевых выключателей и их электропроводки.

3. Силовая установка (левая и правая).

Проверить:

- закрытие крышек и замков капотов;
- нет ли течи топлива и масла из-под капотов двигателей и течи топлива из дренажного бачка двигателя РУ19А-300;
- выводы дренажных трубок топливной и масляной систем, убедиться в том, что нет течи, повреждений, загрязнений, закупорки льдом, снегом;

- легкость вращения винтов и установку лопастей винта на минимальный угол и отсутствие постороннего шума; винт вращать только по ходу его вращения в полете;
- нет ли повреждений лопастей винта, обогревательных элементов противообледенительной системы и подтекания масла на лопастях и обтекателе (коке) винта;
- входной канал двигателя; убедиться в его чистоте, в том, что нет льда, снега и посторонних предметов;
- маслорадиатор и его туннель; убедиться в чистоте сот, в том, что нет грязи, льда, снега и инея;
- нет ли посторонних предметов, во входном канале воздуховоздушного радиатора (ВВР);
- закрытие крышки лючка централизованной заправки топливом (для левой силовой установки).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВО ИЗБЕЖАНИЕ ПОВРЕЖДЕНИЯ ПРИВОДА СТАРТЕР-ГЕНЕРАТОРА СТГ-18ТМ **ЗАПРЕЩАЕТСЯ** ПРОВОРАЧИВАТЬ ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ ПРОТИВ НАПРАВЛЕНИЯ ЕГО ВРАЩЕНИЯ.

4. Левая (правая) стойка и гондола шасси.

Проверить:

- нет ли подтекания масла АМГ-10 из-под уплотнения штока стойки;
- обжатие авиационных колес и стойки; видимая высота рабочей части штока должна быть 60-130 мм;
- нет ли сдвига покрышек колес относительно реборды и повреждений, препятствующих их дальнейшей эксплуатации;
- нет ли подтекания масла АМГ-10 из соединений трубопроводов тормозной системы и тормозных камер колес;
- замки и механизмы управления замками; на них не должно быть грязи, снега и льда;
- нет ли повреждений концевых выключателей и их электропроводки;
- надежно ли закрыты и не имеют ли повреждения створки;
- закрытие капотов и их замков;
- надежно ли закреплены токосъемники шасси, не имеют ли обрывов тросы токосъемников.

5. Левая (правая) консольная часть крыла снизу.

Проверить:

- нет ли течи топлива в местах расположения топливных баков, трубопроводов и топливных насосов;
- нет ли повреждения обшивки крыла, элеронов, триммеров элеронов, закрылков и на узлах их подвески, а также льда, снега и грязи;
- целостность остекления огней АНО, посадочных фар;
- воздухозаборники дренажа топливной системы; убедиться, что нет течи, повреждений, загрязнения, закупорки льдом, снегом;
- исправность и наличие электростатических разрядников.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. НЕОБХОДИМО ПОМНИТЬ, ЧТО ПРИ НЕЗАКРЫТЫХ ВЕРХНИХ ЗАМКАХ КАПОТОВ ДВИГАТЕЛЯ РУ19А-300 ЗАКРЫЛКИ БУДУТ ПОВРЕЖДЕНЫ ВО ВРЕМЯ ИХ ВЫПУСКА ИЛИ УБОРКИ.

6. Левый (правый) борт и нижняя часть фюзеляжа.

Проверить:

- нет ли видимых повреждений обшивки фюзеляжа, дверей и люков;
- надежно ли закрыты аварийные люки (нижний и бортовые), рампа и лючки и наличие маркировки по их открытию и закрытию;
- нет ли видимых повреждений остекления кабин самолета и их чистоту;
- целостность остекления огня нижнего проблескового маяка.

7. Оперение.

Проверить:

- нет ли видимых повреждений обшивки стабилизатора, киля, рулей и триммеров;
- целостность остекления огня верхнего проблескового маяка и хвостового огня АНО;
- электростатические разрядники.

Осмотреть правую сторону самолета аналогично левой (см. пп. 1-7).

8. Верхние части гондол двигателей, крыла и фюзеляжа.

Убедиться, что:

- фактическое количество топлива соответствует заданию на полет.

Примечание. Проверяется мерной линейкой при необходимости уточнения количества топлива в топливных баках;

- заливные горловины топливных баков закрыты надежно;
- воздухозаборники дренажа топливной системы чистые;
- верхний аварийный люк закрыт надежно.

9. Хвостовой отсек.

Открыть грузовой люк и убедиться, что отсутствуют посторонние предметы.

После осмотра убедиться, что крюки замков рампы находятся -в полностью открытом положении., после чего закрыть грузовой люк.

10. Грузовая кабина.

Убедиться, что:

- стекла окон чистые и не имеют повреждений;
- боковые аварийные люки надежно закрыты и опломбированы, контрольные штыри сняты и установлены в гнезда;
- бортовые огнетушители и аварийно-спасательные средства имеются, находятся на своих местах и надежно закреплены;
- огнетушители опломбированы;
- перед полетом над водными пространствами самолет укомплектован соответствующими аварийно-спасательными средствами;
- не имеют повреждений рельсы, кронштейны, обшивка (герметизация) рампы, трубопроводы, замки, краны цилиндров рампы;

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

- закрыты боковые замки рампы, совпадают контрольные метки на вилках рампы и крюках (на самолетах с гидравлическим управлением боковыми замками рампы контрольные метки на крюках замков выступают за корпус вилок на 3 - 4,5 мм);
- присоединена к электромеханизму МП-250Р и зафиксирована рукоятка ручного открытия замков рампы (только для самолетов с электромеханическим управлением боковыми замками рампы);
- исправна сигнализация грузового люка (загорается светосигнализатор «Закрытие» на щитке наземного управления рампой);
- установлены в положение «Нейтрально» переключатели гидросистемы управления рампой;
- бытовое оборудование установлено; электрокипятильник, электротермос, бак санузла водой заправлены;
- в кабине чисто и отсутствуют посторонние предметы;
- груз правильно размещен и закреплен.

11. Кабина экипажа.

Убедиться, что:

- верхний аварийный люк надежно закрыт;
- кабина чистая и отсутствуют посторонние предметы;
- оборудование не имеет внешних повреждений;
- переносные кислородные баллоны на месте и надежно закреплены;
- стекла кабины чистые и не имеют повреждений;
- бортовые приборы на приборных досках и пультах пилотов не имеют повреждений;
- выключатели и переключатели на приборных досках и пультах выключены;
- все АЗС и АЗР на щитках выключены;
- сиденье и привязные ремни исправны. Подогнать по росту привязные ремни на своем рабочем месте;
- краны переключателя динамической и статической систем находятся в положении «Основная» и законтрены;
- выключатели управления кранами останова двигателей в положении «Открыто»;
- выключатели «Запуск в воздухе» в выключенном положении, предохранительные колпачки закрыты;
- переключатели шасси и закрылков установлены в нейтральное положение и законтрены поворотной шайбой;
- кран кольцевания гидросистемы закрыт;
- рукоятка аварийного выпуска передней стойки шасси в нижнем положении и зафиксирована;
- кран слива гидросистемы, расположенный сзади центрального пульта пилотов, закрыт;
- рукоятки управления трехходовыми кранами аварийного флюгирования двигателей АИ-24ВТ находятся в утопленном положении, и законтрены;
- система стопорения рулей и элеронов исправна.

Г. Проверка систем и оборудования

Выполнить предполетную подготовку кислородного оборудования на своем рабочем месте в соответствии с подразд. 7.8.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Проверить наличие и работоспособность переносного кислородного оборудования.

2. Перед подключением к бортовой сети самолета источников электроэнергии убедиться, что установлены:

а) в исходное положение органы управления следующими системами самолета:

- шасси;
- двигатели;
- топливная система;
- противообледенительные системы;
- системы электроснабжения;
- системы регулирования давления в кабине;
- аварийный радиомаяк в положении ARM.

б) в выключенное положение выключатели питания приборного, радио- и бытового оборудования;

в) во включенное положение АЗС и АЗР на щитках.

3. Подключить к бортовой сети электропитание постоянным и переменным током (от бортового или аэродромного источника).

Выполнить следующие работы:

- включить выключатель «Контроль МСРП-12» для обогрева самописца МСРП-12-96;
- убедиться, что:
 - показания топливомера по групповым и суммарным шкалам соответствуют заправленному количеству топлива;
 - барabanчики указателей расходомеров установлены соответственно заправке самолета топливом;
 - показания масломера соответствуют количеству масла в маслобаках;
 - количество жидкости АМГ-10 в гидробаке соответствует норме;
- убедиться, что проверены и исправно работают:
 - электромеханизмы триммеров и сигнализация их нейтрального положения;
 - топливные насосы и их сигнализация;
 - электромеханизмы пожарных кранов и крана кольцевания топлива;
 - аэронавигационные огни, фары, проблесковые маяки;
 - сигнализация пожарного оборудования;
 - система освещения кабины красным светом;
 - сигнализация закрытия дверей и аварийных люков;
 - насосная станция НС-14 (после включения НС-14 давление в гидросистеме растет. увеличивается ток нагрузки бортовой сети).

Д. Заключительные работы перед запуском двигателей

1. Оформить документацию по техническому обслуживанию. Принять самолет от технической бригады.

2. После загрузки самолета убедиться, что нет повреждения обшивки и грузового люка и грузы закреплены надежно. Проверить, надежно ли закрыты передняя дверь, грузовой и аварийные люки.

3. Проверить, сняты ли заглушки с входных каналов двигателей, приемников давления ПВД-7 и ППД-1.

4. Доложить командиру воздушного судна о готовности самолета к полету, об остатке ресурса, количестве заправленного топлива, готовности двигателей к запуску.

3.2.2. ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПОДГОТОВКА САМОЛЕТА ШТУРМАНОМ

1. Осмотреть самолет и убедиться, что:

- аварийный радиомаяк соединен с внешней антенной и укомплектован исправными батареями DMU158-1
- блистер штурмана чистый и не имеет повреждений
- антенные устройства радиолокационной станции, радиоконпасов АРК-11 № 1 и 2 и АРК-УД, системы СП, радиовысотомера малых высот, системы РСБН-2С не имеют повреждений и очищены от грязи, льда, масла и т. п.;
- заглушки с приемников полного давления сняты;
- приемники термометров наружного воздуха не имеют повреждений и на них отсутствуют снег, лед и грязь;
- переключатель управления грузовым люком на щитке наземного управления находится в нейтральном положении.

2. При осмотре кабины экипажа убедиться, что:

- приборы на приборной доске не имеют повреждения, а их исходные показания соответствуют норме;
- сиденье и привязные ремни исправны и-отрегулированы по росту;
- графики девиации, поправок к высотомерам, указателям скорости имеются на борту;
- приборы, щитки и пульта управления радионавигационным, радиолокационным и радиосвязным оборудованием не имеют повреждений и надежно закреплены;
- выключатели и реостаты на щитке штурмана выключены;
- все бортовые часы заведены и на них установлено точное время;
- стрелки на высотомерах установлены на нуль высоты: убедиться в соответствии показания шкалы барометрического давления давлению на аэродроме (расхождение должно быть не более $\pm 1,5$ мм рт. ст. или 2 гПа).

3. Выполнить предполетную подготовку кислородного оборудования на своем рабочем месте.

4. Под током проверить:

- освещение рабочего места и подсвет приборов;
- СПУ;
- радиоконпас АРК-УД и радиосвязное оборудование;
- РЛС;
- ГИК;
- ГПК и установку широты места;
- АРК-11 № 1 и 2 и настроить их на частоты, необходимые на полет;
- РСБН-2С и установку необходимого канала;
- соответствие показаний термометра наружного воздуха действительной температуре.

5. При выполнении полетов без бортрадиста дополнительно произвести следующие операции.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Осмотреть самолет и убедиться, что:-

- все АЗС и АЗР на щитках и РК кабины экипажа выключены;

-
- стрелки приборов, выключатели и переключатели на рабочем месте бортрадиста находятся в исходном положении;
 - все предохранители типа СП на панели предохранителей переменного тока и на РК приборов ДИМ установлены и закреплены;
 - имеется запасной комплект предохранителей и ламп;
 - напряжение аккумуляторных батарей не менее 24 В.

Выполнить предполетную подготовку систем электроснабжения постоянного и переменного тока.

6. Доложить командиру воздушного судна об исправности проверенных систем; оборудования и готовности к полету.

3.2.3. ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПОДГОТОВКА САМОЛЕТА ВТОРЫМ ПИЛОТОМ

1. Осмотреть самолет и убедиться, что:

- сигнальные патроны установлены и их цвета соответствуют заданным;
- заглушки с приемников полного и статического давления сняты;
- защитный кожух с датчика РИО-3 снят;
- остекление посадочных фар исправно;
- антенные устройства радиоконпасов № 1 и 2, системы СП, радиовысотомера малых высот, связанных УКВ, КВ и СВ радиостанций, ответчика «023М» («020М») не имеют повреждений и очищены от грязи, льда, масла и т. п.;
- самолет очищен от снега, льда, инея;
- обшивка крыла, рулей, элеронов, триммеров и закрылков не имеет видимых повреждений, триммеры установлены в нейтральное положение;
- остекление кабины экипажа не имеет внешних повреждений и чистое;
- в сливное отверстие водосборника форточки фонаря вставлена пробка;
- нижний аварийный люк закрыт;
- стеклоочистители и их щетки не имеют повреждений;
- приемники термометров наружного воздуха не имеют повреждений и на них отсутствуют снег, лед и грязь;
- рампа грузового люка закрыта (визуально и по сигнализации);
- грузы размещены правильно и надежно зашвартованы;
- в кабине экипажа нет посторонних предметов;
- приборы на приборных досках и пультах пилотов не имеют повреждений, а их исходные показания соответствуют норме;
- органы управления отклоняются; проверить положение триммеров, легкость хода штурвала и педалей.

2. Проверить:

- наличие графиков девиации, поправок, к высотомерам и указателям скорости;
- исправность сиденья и привязных ремней; подогнать их по росту;
- находятся ли стрелки приборов, выключатели и переключатели в исходном положении.

3. Выполнить предполетную подготовку кислородного оборудования на своем рабочем месте.

4. Под током проверить:

- исправность световой сигнализации положения шасси;
- работоспособность авиагоризонта;
- обогрев ПВД (ППД), РИО-3 и ДУА-9Р (без обдува включать обогревательные устройства не более чем на 2 мин);
- работу МСРП-12;
- исправность светосигнальных табло;
- управление самолетом;
- пилотажно-посадочный сигнализатор ППС-2МВК;
- противообледенительные системы;
- систему кондиционирования воздуха;
- посадочные фары, светомаяки и огни АНО,
- переговорное устройство СПУ-7;
- систему посадки СП;
- ответчик «023М» («020М»);
- систему предупреждения столкновения TCAS-94 (если она установлена).

5. При полетах без бортрадиста дополнительно произвести работы.

Осмотреть самолет и убедиться, что:

- антенные устройства УКВ, КВ и СВ радиостанций и ответчика «023М» («020М») не имеют повреждений и очищены от грязи, льда, масла и т. п.;
- антенные выводы КВ и СВ радиостанций подсоединены правильно, проходные изоляторы чистые;
- авиагарнитуры на рабочих местах членов экипажа не имеют внешних повреждений и подсоединены правильно;
- оборудование на рабочем месте бортрадиста не имеет внешних повреждений;
- имеются таблицы настройки КВ и СВ радиостанций, микрофон и инструкции.

Связные УКВ, КВ и СВ радиостанции после проверки настроить на заданные частоты связи для данного полета.

6. Проверить:

- системы питания приборов полным и статическим давлением;
- компас КИ-13.

7. Доложить командиру воздушного судна о результатах осмотра и готовности к полету.

3.2.4. ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПОДГОТОВКА САМОЛЕТА БОРТРАДИСТОМ

1. Осмотреть самолет и убедиться, что:

- антенные устройства УКВ, КВ и СВ радиостанций и ответчика «023М» («020М») не имеют повреждений и очищены от грязи, льда, масла и т. п.;
- антенные вводы КВ и СВ радиостанции подсоединены правильно, проходные изоляторы чистые.
- авиагарнитуры на рабочих местах членов экипажа не имеют внешних повреждений и подсоединены правильно;
- оборудование на рабочем месте бортрадиста не имеет внешних повреждений;
- все АЗС и АЗР на щитках и РК кабины экипажа выключены;

РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

- стрелки приборов, выключатели и переключатели находятся в исходном положении;

- все предохранители типа СП на панели предохранителей переменного тока и на РК приборов ДИМ установлены и закреплены.

2. Проверить:

- напряжение аккумуляторов (не менее 24 В);
- наличие инструкции, таблиц настройки и микрофона КВ и СВ радиостанции;
- наличие запасного комплекта предохранителей и ламп;
- исправность сиденья и привязных ремней; подогнать их по росту.

3. Выполнить предполетную подготовку кислородного оборудования на своем рабочем месте и систем электроснабжения постоянного и переменного тока.

4. Включить АЭС и АЗР и после подключения источников электроэнергии проверить оборудование:

- переговорное устройство СПУ-7;
- связные УКВ, КВ и СВ радиостанций; после проверки настроить радиостанции на заданные частоты связи для данного полета;
- магнитофон МС-61Б;
- ответчик «023М» («020М»).

5. Подготовить электросистему к запуску двигателей и доложить командиру воздушного судна о готовности к полету.

3.2.5. ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПОДГОТОВКА САМОЛЕТА

КОМАНДИРОМ ВОЗДУШНОГО СУДНА

1. Принять доклады от членов экипажа о готовности самолета к полету.

Проверить расчеты центровки, допустимой взлетной массы и скоростей V_1 , V_2 , $V_{п.ст.}$, V_4 .

Осмотреть самолет и убедиться, что:

- поверхность самолета очищена от льда, снега и инея;
- с самолета сняты все чехлы и заглушки;
- наружные поверхности фюзеляжа, крыла и других элементов самолета не имеют повреждений и на них отсутствует подтекание топлива и масла;
- обжатие колес и стоек нормальное; обжатие передней стойки шасси по указателю должно быть 50-135 мм, а видимая высота рабочей части штока основных стоек - 60-130 мм;
- крышки колес не имеют сдвигов относительно реборд и повреждений, препятствующих их дальнейшей эксплуатации;
- створки ниши шасси и аварийные люки закрыты.
- лопасти винтов и их нагревательные элементы не имеют повреждений; лопасти стоят на угле запуска (по меткам);
- заземление самолета убрано;
- рампа грузового люка надежно закрыта;
- аварийный радиомаяк соединен с внешней антенной и его переключатель установлен в положение ARM;
- остекление кабины экипажа не имеет повреждений и чистое;
- в сливное отверстие водосборника форточки фонаря вставлена пробка;

РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

- кабины самолета чистые и не имеют посторонних предметов;
- кресло исправно; подогнать сиденье и педали по своему росту;

- приборы на приборных досках и пультах пилотов не имеют повреждений, а их исходные показания соответствуют норме.

2. Проверить:

- наличие графиков девиации, поправок к высотомерам и указателям скорости;
- наличие на борту самолета схемы захода на посадку и схемы запасных аэродромов.

Убедиться, что:

- штурвал и кнопки на нем не имеют внешних повреждений;
- краны переключения ПВД (ППД) и «статика» зафиксированы в положении «Основная» и законтрены;
- рукоятка управления колесами передней стойки шасси в нейтральном положении;
- выключатель управления передними колесами в положении «Выключено»;
- бортовые часы заведены и на них установлено точное время;
- кран кольцевания основной и аварийной гидросистемы закрыт и законтрен;
- фактическое количество заправленного топлива соответствует заданию на полет.

3. Выполнить предполетную подготовку кислородного оборудования на своем рабочем месте.

Убедиться, что:

- стрелки приборов находятся в положении, соответствующем выключенному;
- ручки кранов флюгирования винтов - в крайнем нижнем положении и законтрены;
- переключатель положения винтов - в положении «Винт на упоре»;
- выключатель останова двигателей - в положении «Открыто»;
- на щитке запуска двигателей переключатель запуска «Земля - Воздух» - в положении «Воздух» (колпачок закрыт), на самолетах с доработанной электросхемой запуска переключатель не устанавливается.

Поставить самолет на стояночный тормоз.

Расстопорить рули и убедиться, что ручка стопорения находится в положении «Расстопорено».

ВНИМАНИЕ. ПРИ РАССТОПОРЕНИИ РУЛЕЙ УДЕРЖИВАТЬ ШТУРВАЛ ВО ИЗБЕЖАНИЕ ЕГО РЕЗКОГО ОТКЛОНЕНИЯ.

4. После включения электропитания проверить:

- соответствие показаний указателей количеству заправленного топлива, масла и гидросмеси;
- отклонение рулей, элеронов, триммеров;
- отклонение триммера-сервокомпенсатора руля направления при нейтральном и крайних положениях; отклонение органов управления проверять со вторым пилотом, который должен находиться у самолета и наблюдать за правильностью отклонения органов управления;
- легкость хода рычагов управления двигателями;
- работу электромеханизмов триммеров и сигнализацию их нейтрального положения;

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

- сигнализацию положения шасси;
 - работоспособность автопилота (см. л. 7.10.6).
-

На самолетах, доработанных блокировкой управления триммерами элерона и руля направления, проверить работу системы блокировки управления триммерами элерона и руля направления, для этого:

установить триммеры элерона и руля направления в нейтральное положение, контролируя по загоранию светосигнализаторов «Триммер нейтр. элерон» и «Триммер нейтр. РН»;

включить автопилот. При загорании зеленого светосигнализатора автопилота «Включен» должны загореться лампы-кнопки «Триммер отключен. элерон» и «Триммер отключен. РН», расположенные на центральном пульте.

Нажав переключатели управления триммерами элерона и руля направления, убедиться, что при включенном автопилоте блокируется ручное управление триммерами (горят светосигнализаторы их нейтрального положения);

- сигнализацию пожарного оборудования, положение пожарных кранов и крана кольцевания.

На самолетах, доработанных блокировкой управления триммерами элерона и руля направления, проверить сигнализацию включения блокировки управления триммерами элерона и руля направления.

Лампы-кнопки «Триммер отключен, элерон» и «Триммер отключен. РН» при нажатии должны гореть;

- светосигнальные табло на приборных досках пилотов;
- работу топливных насосов и сигнализацию их работы;
- автомат углов атаки и перегрузки АУАСП-24КР;
- переговорное устройство СПУ-7;
- радиовысотомер малых высот;
- ответчик «023М» («020М»);
- работоспособность БКК-18;
- работоспособность системы предупреждения столкновения TCAS-94 (если она установлена).

Включить ЦГВ и проверить:

- восстановление по крену и тангажу;
- работу АГД, предварительно включив его;
- исправность указателя угла тангажа.

5. Подготовить совместно с бортмехаником двигатели к запуску.

6. Включить магнитофон МС-61Б.

7. Провести (по СПУ) предполетную информацию.

8. Принять доклады членов экипажа о готовности к запуску двигателей.

9. Дать команду убрать колодки (самолет на стояночном тормозе). По команде КВС бортрадисту зачитать из карты контрольной проверки раздел «Перед запуском двигателей». Членам экипажа доложить о выполненных действиях. ,

10. Запустить двигатели (см. пп. 7.1.4 и 7.1.5 с последующим прогревом двигателя и масла в

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

цилиндровой группе воздушного винта согласно п. 7.1.6)..

После запуска двигателей включить световые маяки независимо от времени суток.

11. Запуск двигателя РУ19А-300 производить на предварительном старте по согласованию с диспетчером по УВД. При отсутствии такой возможности запуск двигателя РУ19А-300 производится на месте запуска двигателей АИ-24ВТ.

Примечание. Запуск двигателя РУ19А-300 не производить, если предельно допустимая масса самолета, определенная по графикам на рис. 6.8-1-6.8-4, окажется больше требуемой по условиям загрузки. Взлет производить без РУ19А-300.

3.3. ОБЯЗАННОСТИ ЧЛЕНОВ ЭКИПАЖА ПОСЛЕ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЕЙ

Бортмеханик

Убедиться, что:

- топливные насосы 1 и 2 очереди в положении «Отключено»;
- расходные топливные насосы включены;
- переключатели выработки топлива в положении «Автом. выrab. топлива»;
- переключатель проверки автофлюгера в положении «Выключено» (крышка закрыта), а главный переключатель пожаротушения в положении «Пожаротушение»;
- переключатель положения винтов в положении «Винт снят с упора»;
- выключатель ИВ-41БМ в положении «Включено»;
- переключатели управления створками маслорадиатора в положении «Автомат»;
- переключатели управления шасси и закрылками в нейтральном положении и застопорены, светосигнализаторы «Шасси выпущено» горят. Включить топливомеры и расходомеры.

2. Доложить командиру воздушного судна: «Расходные группы включены, топливная система на «автомате», бортмеханик готов».

Бортрадист

После запуска каждого двигателя проверить напряжение соответствующих генераторов постоянного и переменного тока и подключить их, к бортовой сети.

Если запуск двигателей производится от аэродромного источника, то после запуска установить переключатель «Борт-Аэродром» в положение «Борт».

После запуска двигателей:

- проверить напряжение основного и резервного источников питания трехфазного переменного тока 36В, оставить включенным ПТ-1000Ц;
- установить переключатель «Автомат - Основная шина - Ручное» в положение «Автомат»;
- убедиться, что светосигнализатор «Авар. пит. 27В» не горит;
- переключатели «Аэродром - ПО-750» и «Земля - Воздух» установить соответственно в положения «ПО-750» и «Воздух» на весь полет. Перед выключением РУ19А-300 выключить генератор ГС-24Б.

Штурман

Включить:

- необходимые выключатели на щитке:

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

- питание ГПК-52 и проверить установку широты места вылета;
 - АРК и настроить АРК № 1 на ДПРС, АРК № 2 на БПРС аэродрома вылета;
 - станцию РСБН-2С и установить необходимый канал;
 - питание станции РПСН («Гроза»).
-

2. Установить на датчике высоты ДВ-47 барометрическое давление аэродрома.
3. Установить на приборе НИ-50 угол карты, направление и скорость ветра.
4. При полетах без бортрадииста штурману дополнительно:
 - выполнить предполетную подготовку системы электроснабжения постоянного и переменного тока. Подготовить электросистему к запуску двигателей и доложить о готовности КВС;
 - после запуска каждого двигателя проверить напряжение соответствующих генераторов постоянного и переменного токов и подключить их к бортовой сети;
 - если запуск двигателей производится от аэродромного источника, то после запуска установить переключатель «Борт-Аэродром» в положение «Борт».

После запуска двигателей:

- проверить напряжение основного и резервного источников питания трехфазного переменного тока 36 В, оставить включенным ПТ-1000Ц (ПТ-200 № 1 и № 2);
- установить переключатель «Автомат - Основная шина - Ручное» в положение «Автомат»;
- установить переключатели «Аэродром - ПО-750» и «Земля – Воздух» соответственно в положение «ПО-750» и «Воздух» на весь полет.

После запуска двигателей от ГС-24Б выключить генератор ГС-24Б.

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр
4.01. Заключительные работы перед выруливанием на старт	3
4.02. Руление	4
4.1. Взлет	7
4.1.1. Взлет с тормозов	7
4.1.2. Взлет с кратковременной остановкой на ВПП	10
4.1.3. Взлет при боковом ветре	11
4.1.4. Взлет с предельно передней и предельно задней эксплуатационными центро- ками	12
4.1.5. Взлет с уменьшением шума на местности	12
4.2. Набор высоты	12
4.3. Горизонтальный полет	13
4.4. Снижение	14
4.5. Заход на посадку и посадка	16
4.5.1. Заход на посадку	16
4.5.2. Заход на посадку с прямой	18
4.5.3. Заход на посадку по системе СП	18
4.5.4. Заход на посадку по системе ОСП	19
4.5.5. Устранение боковых отклонений от оси ВПП при заходе на посадку	21
4.5.6. Посадка	21
4.5.6А. Особенности пилотирования при визуальном заходе на посадку.....	22
4.5.7. Посадка при боковом ветре	24
4.5.8. Посадка с предельно передней и предельно задней эксплуатационными цен- тровками	25
4.5.9. Заход на посадку и посадка самолета с двумя работающими двигателями при фиксированном максимальном сливе топлива системой ПРТ-24 на одном из двигателей	26
4.5.10. Распределение обязанностей при заходе на посадку и на посадке между чле- нами экипажа	27
4.5.11. Уход на второй круг	32
4.5.12. Заруливание на стоянку и выключение двигателей	33
4.5.13. Послеполетный осмотр самолета	33
4.6. Полеты ночью	34
4.7. Полеты в сложных метеорологических условиях	34
4.8. Особенности эксплуатации самолета при высоких температурах наружного воздуха и на высокогорных аэродромах	35
4.9. Выполнение полетов на ВПП ограниченных размеров	36
4.10. Особенности полетов на самолете, оборудованном колесами КТ-157, с грун- товых и заснеженных ВПП	36
4.10.1. Общие положения	36
4.10.2. Руление	37
4.10.3. Взлет	38
4.10.4. Посадка	39
4.11. Полет в условиях обледенения	39
4.11.1. Общие указания	39
4.11.2. Взлет и набор высоты	40
4.11.3. Полет на эшелоне	41
4.11.4. Снижение, заход на посадку, посадка	42
4.11.5. Особые случаи полета в условиях обледенения	45

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

4.12. Особенности выполнения взлета и посадки в условиях ограничения шума на местности	48
4.12.1. Общие указания	48
4.12.2. Взлет в условиях ограничения шума на местности	49/50
4.12.3. Заход на посадку и посадка	49/50

4.01. ЗАКЛЮЧИТЕЛЬНЫЕ РАБОТЫ ПЕРЕД ВЫРУЛИВАНИЕМ НА СТАРТ

Перед выруливанием командиру воздушного судна:

- убедиться в наличии давления в гидросистеме; включить автомат торможения колес;
- проверить, сняты ли винты с промежуточного упора;
- установить высотомер на давление, соответствующее аэродрому взлета, включить пилотажно-навигационное, радиоэлектронное оборудование и приборы системы посадки;
- убедиться, что аппаратура: ВЭМ-72ФКГ, СО-72М, включена и готова к работе;
- убедиться, что органы управления СПС установлены в исходное положение;
- включить и проверить СПС в режиме самоконтроля;
- на самолетах, не оборудованных ССОС, установить на указателе радиовысотомера высоту 100 м;
- проверить свободный ход органов управления самолетом, сжатие пружины сервокомпенсатора при полном отклонении педалей и положение триммеров;
- убедиться, что обогрев стекол включен в ослабленном режиме (при наличии условий обледенения обогрев стекол - интенсивный);
- проверить включение сигнализатора «Обледенение самолета»;
- убедиться, что переключатель «Крыло и опер. Вход РУ19А» находится в положении «Откл»;
- убедиться, что переключатель «Лев. ВНА. Прав» находится в положении «Закрыто» (в условиях возможного обледенения - в положении «Открыто»);
- убедиться, что переключатель «Винт» находится в положении «Осн. сист» (в условиях возможного обледенения - в положении «Авар, сист.»);
- дать команду второму пилоту включить систему кондиционирования воздуха;
- убедиться по светосигнальному табло, что двери, аварийные и грузовые люки закрыты,
- установить триммер руля высоты на число делений по трафарету в зависимости от центровки;
- установить проходные защелки рычагов управления двигателями в положение, соответствующее температуре наружного воздуха, согласно табл. 4.2-2;
- убедиться в готовности экипажа к полету;
- дать команду отсоединить наземное СПУ от самолёта,
- запросить разрешение на выруливание;
- дать команду второму пилоту: «Штурвал держать»;
- включить рулежное управление (загорается зеленый светосигнализатор);
- убедиться, что препятствий на рулежной дорожке нет;
- установить двигателю РУ19А-300 режим малого газа [$(36 \pm_{2,5}^3)$ %] при этом следить за температурой газа за турбиной (она не должна превышать 730 °С);
- одновременным нажатием на тормозные педали снять самолет со стояночного тормоза;
- дать команду: «Экипаж, выруливаю».

Разрешается, по согласованию с диспетчером, руление на одном работающем двигателе по ВПП и РД с искусственным покрытием при коэффициенте сцепления не менее 0,5 и по сухому грунтовому аэродрому без травяного покрова при ветре до 7 м/с.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Запуск второго двигателя производить на предварительном старте или в другом специально отведенном месте.

В начале движения при даче газа двигателю разворачивающий момент парировать поворотом колес передней стойки шасси на угол не более 20° (по штурвальчику рулежного управления передними колесами) и плавным подтормаживанием.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ДО НАЧАЛА ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА ВРАЩАТЬ ШТУРВАЛЬЧИК РУЛЕЖНОГО УПРАВЛЕНИЯ И ОТКЛОНЯТЬ ПЕДАЛИ ПРИ ВКЛЮЧЕННОМ ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНОМ УПРАВЛЕНИИ.

2. НА РУЛЕНИИ ВСЕ ГИРОСКОПИЧЕСКИЕ ПРИБОРЫ ДОЛЖНЫ БЫТЬ ВКЛЮЧЕНЫ. А АВИАГОРИЗОНТ РАЗАРРЕТИРОВАН.

4.02. РУЛЕНИЕ

Перед выруливанием по команде КВС бортрадисту зачитать из карты контрольной проверки раздел «Перед выруливанием». Членам экипажа доложить о выполненных действиях.

Для страгивания самолета с места плавно увеличить мощность двигателей АИ-24ВТ до 15-20° по УПРТ-2.

Примечания. 1. На скользких ВПП необходимые режимы двигателям удобнее устанавливать КВС, в противном случае самолет может выкатиться с полосы.

2. При работе двигателей на режимах в диапазоне 0-35° по УПРТ-2 РУД перемещать плавно с темпом 10-15°/с как в сторону увеличения, так и уменьшения режима работы.

Подбором мощности двигателей в зависимости от состояния рулежных дорожек определить скорость руления.

При рулении командиру воздушного судна проверить:

- работу основной системы торможения и автоматов торможения нажатием на педали (автомат торможения срабатывает, мигает желтый светосигнализатор);
- работу аварийной системы торможения плавным и одновременным отклонением рукояток аварийного торможения (аварийная насосная станция работает - загорается желтый светосигнализатор);
- работу взлетно-посадочного управления передними колесами, для чего установить переключатель в положение «Взлет - Посадка» (зеленый светосигнализатор включения рулежного управления погаснет, а светосигнализаторы взлетно-посадочного управления - желтый «Подгот» и зеленый «От педалей включено» - загорятся).

Отклоняя педали влево и вправо, убедиться, что самолет разворачивается в сторону отклонения педалей.

После проверки переключатель управления передними колесами установить в положение «Выключено», а затем - в положение «Руление».

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1 ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПРОИЗВОДИТЬ РАЗВОРОТЫ САМОЛЕТА ВОКРУГ НЕПОДВИЖНЫХ КОЛЕС ОСНОВНОЙ СТОЙКИ ШАССИ.

2. РАЗВОРОТЫ ПРИ РУЛЕНИИ ВЫПОЛНЯТЬ ПЛАВНО ИЗ РАСЧЕТА 90° ЗА ВРЕМЯ НЕ МЕНЕЕ 6-8 С.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

По команде командира воздушного судна бортрадисту зачитать из карты контрольной проверки раздел «На рулении».

Командиру воздушного судна.

1. На предварительном старте:

- дать команду: «Закрылки на 15°, включить обогрев ПВД (ППД)»;
- проверить положение триммеров руля высоты, элеронов и руля направления;
- выбрать самый короткий диапазон дальности дисплея кнопкой «R» на индикаторе;
- установить переключатель режимов работы на ПУ СПС в положение «STBY»;
- дать команду второму пилоту: «Отключить отбор воздуха от двигателей»;
- дать команду бортрадисту зачитать из карты контрольной проверки раздел «На предварительном старте»; членам экипажа доложить о выполненных действиях;
- запросить разрешение вырывать на исполнительный старт.

2. На исполнительном старте:

- установить самолет по оси ВПП, включить взлетно-посадочное управление колесами передней стойки шасси, проролить 5-10 м и затормозить колеса;
- установить переключатель режимов работы на ПУ СПС в положение «AUTO»;
- дать команду бортмеханику: «Винты на упор»;
- проверить правильность показаний пилотажно-навигационного оборудования;
- убедиться, что аварийных световых сигналов нет;
- дать команду бортрадисту зачитать из карты контрольной проверки раздел «На исполнительном старте»; членам экипажа доложить о выполненных действиях;
- запросить разрешение на взлет (взлет разрешается при температуре масла не более 100 °С).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ВЗЛЕТ И ПОЛЕТ С ВИНТАМИ, СНЯТЫМИ С ПРОМЕЖУТОЧНОГО УПОРА (ГОРЯТ КРАСНЫЕ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОРЫ).

2. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ВКЛЮЧАТЬ ОТБОР ВОЗДУХА НА ВЗЛЕТНОМ РЕЖИМЕ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ НАДДУВА, ОБОГРЕВА КАБИНЫ И ПРОТИВО-ОБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ (ПРИ НАЛИЧИИ УСЛОВИЙ ВОЗМОЖНОГО ОБЛЕДЕНЕНИЯ ВКЛЮЧАТЬ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНУЮ СИСТЕМУ ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ И ВНА ДВИГАТЕЛЕЙ).

3. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПЕРЕВОДИТЬ РЫЧАГИ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯМИ АИ-24ВТ В ПОЛОЖЕНИЕ 0° ПО УПРТ БЕЗ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО СНЯТИЯ ВИНТОВ С УПОРА.

Бортмеханику следить за работой силовых установок.

На исполнительном старте по команде командира воздушного судна переключить СО-63 в режим «УВД» («RBS») и доложить КВС.

Штурману.

1. В процессе руления вести наблюдение и докладывать командиру воздушного судна о всех замеченных препятствиях.

2. На рулении по РД (или по ВПП) с известным азимутом на исполнительный старт (руление выполняется возможно точнее по оси), произвести выставку курса самолета:

- согласовать ГИК-1 и убедиться, что показания УШ-2, КППМ КВС и второго пилота соответствуют значению магнитного (или истинного) азимута РД (или ВПП);

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

- установить шкалу ГПК-52АП на значение магнитного (или истинного) азимута РД (или ВПП)
- проконтролировать соответствие показаний курса на указателях ГИК-1 и ГПК-52АП.

После выполнения указанных операций курсовые приборы ГИК-1 и ГПК-52АП готовы к взлету и выставка курса на исполнительном старте не требуется.

Примечание. Если условия руления по РД (или по ВПП) на исполнительный старт не позволяют выполнить выставку курса, то она производится на исполнительном старте.

3. Проверить правильность показаний радиоконпасов.

Установить стрелку метрового высотомера на нуль, проверить соответствие показаний шкалы давления высотомера давлению на аэродроме, на футомере установить давление аэродрома, приведенное к уровню моря, и проверить соответствие показаний футомера абсолютной высоте аэродрома.

4. Установить переключатель «Выкл. - Станция - Высокое» станции РСРН в положение «Высокое» (после 5-минутного прогрева) и получить радиолокационное изображение.

Второму пилоту:

1. Перед вырубиванием:

- проверить снятие винтов с упора;
- включить пилотажно-навигационные приборы;
- включить сигнализатор обледенения самолета;
- включить обогрев стекла (ослабленный, если нет обледенения; интенсивный в условиях обледенения);
- установить стрелки барометрического высотомера на нуль и проверить соответствие показаний шкалы давления высотомера давлению на аэродроме; на футомере установить давление аэродрома, приведенное к уровню моря, проверить соответствие показаний футомера абсолютной высоте аэродрома;
- установить переключатель «Лев. ВНА. Прав» в положение «Закрыто» (в условиях возможного обледенения в положение «Открыто»);
- установить переключатель «Винт» в -положение «Осн. сист» (в условиях возможного обледенения в положение «Авар. сист»);
- убедиться, что переключатель «Крыло и опер» установлен в положение «Откл».
- проверить согласование показаний ГПК-52АП с показаниями компаса ГИК-1.

2. На предварительном старте:

- убедиться, что триммеры руля направления и элеронов находятся в нейтральном положении (горят зеленые светосигнализаторы), а указатель положения триммера руля высоты во взлетном положении;
- установить код ответчика типа S;
- выбрать самый короткий диапазон дальности дисплея кнопкой «R» на индикаторе;
- установить переключатель режимов работы на ПУ СПС в положение «STBY»;
- включить обогрев ПВД (ППД) и ДУА-9Р при положительных температурах воздуха за 1 мин, а при нулевых и отрицательных температурах воздуха за 3 мин до начала разбега самолета;
- проверить, установлена ли проходная защелка РУД на отметку, соответствующую температуре наружного воздуха;
- проверить включение системы опознавания и установку кода.

3. На исполнительном старте:

- установить переключатель режимов работы на ПУ СПС в положение «ALT»;
- проверить установку винтов на упор;
- убедиться, что закрылки выпущены на 15°;
- проверить правильность показаний пилотажно-навигационных приборов;
- убедиться, что аварийных световых сигналов нет.

4.1. ВЗЛЕТ

4.1.1. ВЗЛЕТ С ТОРМОЗОВ

1. Командиру воздушного судна после запроса и получения разрешения на взлет удерживать самолет на тормозах, подать команду бортмеханику: «Всем взлетный».

Бортмеханику выполнить следующее:

- плавно увеличить режим работы двигателя РУ19А-300 до номинального $[(97^{+0,5}_{-1,0})\%]$ и по приборам убедиться в его нормальной работе;
- плавно и синхронно увеличить режим работы двигателей АИ-24ВТ до 30 - 40° по УПРТ-2 и после установления стабильной частоты вращения $[(103-105)\%]$ довести режим работы до номинального (63° по УПРТ-2);
- убедиться в нормальной работе двигателей АИ-24ВТ, увеличить их режим работы до взлетного (100° по УПРТ-2) и доложить командиру воздушного судна.

2. После доклада бортмеханика о нормальной работе двигателей командир воздушного судна дает команду: «Экипаж, взлетаем» и плавно отпускает тормоза.

3. На разбеге самолет имеет незначительную тенденцию к развороту влево, которая легко парируется отклонением педалей, а при необходимости - тормозами.

По достижении скорости $V_{ПСТ}$ км/ч ПР плавным движением штурвала на себя начать подъем колес передней стойки шасси, на скорости 200-205 км/ч ПР придать самолету взлетный угол. Отрыв самолета происходит на скорости 210 - 220 км/ч ПР.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. УГОЛ, ПРИ КОТОРОМ ПОДФЮЗЕЛЯЖНЫЕ ГРЕБНИ КАСАЮТСЯ ПОВЕРХНОСТИ ВПП, РАВЕН $10,8^{\circ}$ ПО УАП-24КР.

2. НА РАЗБЕГЕ ДО СКОРОСТИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЯ V_1 ВЗЛЕТ ПРЕКРАТИТЬ, ЕСЛИ ЗАГОРЕЛИСЬ КРАСНЫЕ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОРЫ ИЛИ СВЕТОСИГНАЛЬНЫЕ ТАБЛО.

ДЛЯ ПРЕКРАЩЕНИЯ ВЗЛЕТА РУКОВОДСТВОВАТЬСЯ РЕКОМЕНДАЦИЯМИ ПОДП. 1, П. 4.1.2.

4. После отрыва самолета в режиме набора на высоте не менее 5 м и скорости 230 км/ч ПР затормозить колеса и, убедившись в том, что светосигнализатор «От педалей включено» погас, дать команду: «Шасси убрать».

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ЕСЛИ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОР НЕ ПОГАС, ВЫКЛЮЧИТЬ ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ. ПОСЛЕ ЧЕГО УБРАТЬ ШАССИ.

2. ЕСЛИ НЕ УБРАЛАСЬ ОДНА ИЗ ОСНОВНЫХ СТОЕК ШАССИ. ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ «ШАССИ» ОСТАВИТЬ В ПОЛОЖЕНИИ «УБОРКА», В УСТАНОВЛЕННОМ ПОРЯДКЕ УБРАТЬ ЗАКРЫЛКИ, НАБРАТЬ ВЫСОТУ КРУГА И ВИЗУАЛЬНО УБЕДИТЬСЯ В ОТСУТСТВИИ РАЗВОРОТА КОЛЕС, УСТАНОВИТЬ

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ «ШАССИ» В ПОЛОЖЕНИЕ «НЕЙТРАЛЬНО» И ЧЕРЕЗ 2-3 С В ПОЛОЖЕНИЕ «УБОРКА». ЕСЛИ ОСНОВНАЯ СТОЙКА НЕ ВСТАЛА НА ЗАМОК УБРАННОГО ПОЛОЖЕНИЯ, ВЫПУСТИТЬ ШАССИ, ДОЛОЖИТЬ ДИСПЕТЧЕРУ УВД И ПРИНЯТЬ РЕШЕНИЕ НА ПРОДОЛЖЕНИЕ ПОЛЕТА С ВЫПУШЕННЫМ ШАССИ ИЛИ ПРОИЗВЕСТИ ПОСАДКУ НА АЭРОДРОМЕ ВЫЛЕТА.

5. На скорости V_2 перевести самолет в набор высоты.

6. На высоте не менее 120 м на, скорости 280-290 км/ч ПР дать команду: «Закрылки убрать», по которой бортмеханик в три приема убирает закрылки (на самолетах, доработанных по бюллетеню № 785 БУ-Г, закрылки убираются в один прием). В процессе уборки закрылков не допускать потери высоты и уменьшения угла тангажа. Возникающие усилия на штурвале (на пикирование) снимать триммером руля высоты.

ВНИМАНИЕ. НА ВСЕХ ЭТАПАХ ПОЛЕТА УСИЛИЯ С ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ СНИМАТЬ ТРИММЕРАМИ. ПРИ ИЗМЕНЕНИИ ПОЛОЖЕНИЯ ЗАКРЫЛКОВ УСИЛИЯ СНИМАТЬ ПОСЛЕ КАЖДОГО ПРИЕМА ПО УБОРКЕ (ВЫПУСКУ) ЗАКРЫЛКОВ.

Набор высоты до первого разворота производить на скорости 310 км/ч ПР.

Примечание. На аэродромах со схемой взлета, предусматривающей выполнение отворота до уборки механизации крыла, отворот выполнять с высоты не менее 100 м (по радиовысотометру) на скорости не менее 250 км/ч с набором высоты. Уборку закрылков выполнять после выхода из разворота на прямой.

7. Первый разворот выполнять на высоте не менее 200 м на скорости 310 км/ч ПР с углом крена 15° . Второй разворот выполнять, как правило, в наборе высоты на скорости 310 км/ч ПР с углом крена $15 - 20^\circ$. На высоте 400 м установить двигателям номинальный режим. Полет по кругу с убранными шасси и закрылками выполнять на скорости 310 км/ч ПР.

После набора высоты круга установить необходимый режим работы двигателям АИ-24ВТ, сбалансировать самолет триммерами, подать команду включить систему кондиционирования воздуха (СКВ):

- если набор высоты эшелона будет производиться с неработающим двигателем РУ19А-300, на высоте круга двигатель выключить;
- если при взлете с мокрой или скользкой ВПП удержать самолет на тормозах при взлетной или номинальной тяге двигателей невозможно, установить двигателям АИ-24ВТ режим работы $30-40^\circ$ по УПРТ-2, затем отпустить тормоза и в процессе разбега довести мощность двигателей до взлетного режима, не допуская при этом резкого перемещения РУД во избежание разворота самолета.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВСЕ СКОРОСТИ УКАЗАНЫ ДЛЯ САМОЛЕТА СО ВЗЛЕТНОЙ МАССОЙ 24000 КГ.

Обязанности бортмеханика:

- по команде командира воздушного судна убирать шасси и закрылки;
- контролировать работу силовой установки по приборам;
- быть готовым по команде командира воздушного судна зафлюгировать воздушный винт в

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

случае отказа двигателя.

Обязанности второго пилота:

- помогать пилотировать самолет;
- вести наблюдение за правой полусферой и по курсу взлета.

Обязанности штурмана:

- в момент начала движения самолета нажать на головку кнопки часов «Время полета»;
- в процессе разбега докладывать командиру воздушного судна следующие величины приборной скорости: «150», «Рубеж», «Безопасная набора», следить за выдерживанием заданного режима полета и работой навигационного оборудования;
- набрав высоту, равную высоте перехода, установить на высотомере давление 760 мм. рт. ст., на футомере- 1013,2 гПа.

При выполнении учебных и тренировочных полетов разрешается производить взлет самолета с дополнительным ограничением взлетной массы:

- при работе двигателей АИ-24ВТ на максимальном режиме (74° по УПРТ) и двигателя РУ19А-300 на номинальном;
- при неработающем двигателе РУ19А-300 двигателя АИ-24ВТ - на взлетном режиме.

Техника пилотирования при этом не отличается от указанной выше. Взлеты разрешается производить как с бетонированной, так и с грунтовой ВПП с прочностью грунта не менее 9 кгс/см².

При взлете самолета на максимальном режиме работы двигателей АИ-24ВТ и номинальном РУ19А-300 максимально допустимая взлетная масса и скорость принятия решения в зависимости от условий взлета определяются согласно подразд. 6.7, при этом полученная величина максимально допустимой взлетной массы уменьшается на 2000 кг. Скорость подъема передней стойки и безопасная скорость взлета определяются по графику на рис. 6.7-8 для фактической взлетной массы. При взлете с неработающим двигателем РУ19А-300, а двигателя АИ-24ВТ - на взлетном режиме, максимально допустимая взлетная масса и скорости при взлете определяются согласно подразд. 6.8.

ВНИМАНИЕ. ПРИ СРАБАТЫВАНИИ СИГНАЛИЗАЦИИ «ОПАСНО ЗЕМЛЯ» В ПРОЦЕССЕ ВЗЛЕТА ДО МОМЕНТА УБОРКИ ЗАКРЫЛКОВ НЕМЕДЛЕННО ПРЕКРАТИТЬ СНИЖЕНИЕ И ПЕРЕВЕСТИ САМОЛЕТ В НАБОР ВЫСОТЫ. ПРИ СРАБАТЫВАНИИ СИГНАЛИЗАЦИИ «ОПАСНО ЗЕМЛЯ» ПОСЛЕ УБОРКИ ЗАКРЫЛКОВ ПРИ ДАЛЬНЕЙШЕМ МАНЕВРИРОВАНИИ В ЗОНЕ ВЗЛЕТА. ЕСЛИ ПОЛЕТ- ВЫПОЛНЯЕТСЯ НАД ХОЛМИСТОЙ ИЛИ ГОРНОЙ МЕСТНОСТЬЮ. ЭНЕРГИЧНО ПЕРЕВЕСТИ САМОЛЕТ В НАБОР ВЫСОТЫ ИЛИ НА БОЛЕЕ КРУТУЮ ТРАЕКТОРИЮ НАБОРА (НЕ ДОПУСКАЯ ВЫХОДА ЗА ДОПУСТИМЫЕ ЗНАЧЕНИЯ ПЕРЕГРУЗКИ И УГЛА АТАКИ). И УСТАНОВИТЬ РУД НА ВЗЛЕТНЫЙ РЕЖИМ, ВЫДЕРЖИВАЯ ЕГО ДО ОТКЛЮЧЕНИЯ СИГНАЛИЗАЦИИ.

Примечание. При полете на малых высотах в болтанку возможно кратковременное (не более 2 с) срабатывание сигнализации «Опасно земля», не требующее от экипажа действий по

изменению траектории полета.

4.1.2. ВЗЛЕТ С КРАТКОВРЕМЕННОЙ ОСТАНОВКОЙ НА ВПП

1. Принципиальным отличием взлета с кратковременной остановкой на ВПП от взлета с тормозов является начало разбега до выхода двигателей на взлетный режим и достижение взлетной тяги на начальном этапе разбега.

Взлет с кратковременной остановкой применяется в целях экономии топлива и увеличения пропускной способности аэродромов.

2. Использование взлета с кратковременной остановкой на ВПП разрешается при условии, что фактическая взлетная масса самолета меньше максимально допустимой, рассчитанной по параметрам D и R.

3. Об использовании взлета с кратковременной остановкой на ВПП командир воздушного судна обязан проинформировать экипаж до вывода самолета на предварительный старт.

4. На предварительном старте каждому из членов экипажа выполнить все операции в соответствии с указаниям п. 1 («На предварительном старте») подразд. 4.0.

По окончании контроля операций по разделу «На предварительном старте» карты контрольной проверки командиру воздушного судна запросить разрешение вырुлить на исполнительный старт.

5. Получив разрешение на выруливание, КВС подает команду: «Выруливаем, контроль по карте».

В процессе руления на исполнительный старт каждому из членов экипажа выполнить операции в соответствии с указаниями п. 2 («На исполнительном старте») подразд. 4.0 и начать контроль по разделу «На исполнительном старте» карты контрольной проверки.

При этом:

- второму пилоту проверить включение обогрева ПВД и доложить: «Обогрев ПВД включен. Готов»;

- бортмеханику переключить СО-63 в режим «УВД» («RBS») и доложить КВС.

6. После вывода самолета на осевую линию ВПП командиру воздушного судна включить взлетно-посадочное управление колесами передней стойки шасси, прорулить 5-10 м и, остановив самолет, удерживать его тормозами. Экипажу закончить контроль по карте контрольной проверки.

При этом:

- бортмеханику установить переключатель снятия винтов с промежуточного упора в положение «Винт на упоре» и, убедившись, что аварийные световые сигналы не горят, доложить: «Красные сигналы не горят, винты на упоре. Готов». Плавно и синхронно перевести РУД основных двигателей в положение 30-40° по УПРТ;

- штурману согласовать курсовую систему (если ранее она не была согласована на РД) и доложить: «Курс..., согласовано. Готов»;

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

- командиру воздушного судна доложить: «Переднее колесо - взлет – посадка. Режим УВД установлен. Готов».

7. Получив разрешение на взлет, командир воздушного судна подает команду «Взлетаем» и отпускает тормоза.

8. Бортмеханику по команде «Взлетаем» плавно перевести РУД основных двигателей в положение 100° по УПРТ и плавно перевести РУД двигателя РУ19А-300 во взлетное положение. В момент достижения двигателями АИ-24ВТ взлетного режима доложить: «Режим взлетный».

9. Штурману контролировать скорость и в момент достижения скорости 150 км/ч доложить: «Контрольная».

10. Если к моменту доклада «Контрольная» двигатели АИ-24ВТ не вышли на взлетный режим (не поступил доклад бортмеханика «Режим взлетный»), КВС обязан немедленно прекратить взлет, действуя в соответствии с указаниями подразд. 5.1.2; п. I.

ВНИМАНИЕ. ПРИ ВСТРЕЧНОЙ СОСТАВЛЯЮЩЕЙ СКОРОСТИ ВЕТРА 12 М/С И БОЛЕЕ ЕЕ ПРИМЕНЯТЬ ВЗЛЕТ С КРАТКОВРЕМЕННОЙ ОСТАНОВКОЙ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

11. Дальнейшие действия экипажа - в соответствии с подразд. 4.1.1. («Взлет с тормозов»), начиная с п. 3.

4.1.3. ВЗЛЕТ ПРИ БОКОВОМ ВЕТРЕ

Допустимая скорость бокового ветра под углом 90° к ВПП при взлете установлена не более 12 м/с.

Стремление самолета к кренению и развороту при взлете с боковым ветром парировать отклонением руля направления и элеронов, используя при необходимости торможение колес. Отрыв самолета производить без крена, не допускать повторного касания ВПП колесами стоек шасси. После отрыва направление взлета выдерживать изменением курса самолета.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВЗЛЕТ САМОЛЕТА РАЗРЕШАЕТСЯ ПРИ ПОПУТНОМ ВЕТРЕ ДО 5 М/С ТОЛЬКО В ТОМ СЛУЧАЕ, ЕСЛИ ЕГО НЕВОЗМОЖНО ПРОИЗВЕСТИ ПРИ ВСТРЕЧНОМ. ТЕХНИКА ВЗЛЕТА ОСТАЕТСЯ ТАКОЙ ЖЕ, КАК И ПРИ ОБЫЧНОМ ВЗЛЕТЕ. УВЕЛИЧЕНИЕ ДЛИНЫ РАЗБЕГА, ВЗЛЕТНОЙ ДИСТАНЦИИ И ДИСТАНЦИИ ПРЕРВАННОГО ВЗЛЕТА С ПОПУТНЫМ ВЕТРОМ УКАЗАНО В РАЗД. 6.

Максимально допустимая скорость ветра при взлете и посадке приведена в табл. 4.1.

Таблица 4.1.

Угол между направлением ветра и осью ВПП, град	90	60	45	30	25	20	10	0

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Максимально допустимая скорость ветра, м/с	12	14	17	24	30	30	30	30
--	----	----	----	----	----	----	----	----

4.1.4. ВЗЛЕТ С ПРЕДЕЛЬНО ПЕРЕДНЕЙ И ПРЕДЕЛЬНО ЗАДНЕЙ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫМИ ЦЕНТРОВКАМИ

При взлете с предельно передней эксплуатационной центровкой длина разбега и скорость отрыва несколько увеличиваются.

Усилия на штурвале для подъема передней стойки шасси значительно возрастают.

Для облегчения взлета триммер руля высоты установить в положение, соответствующее центровке самолета.

После отрыва самолет имеет стремление к опусканию носа, которое парировать отклонением штурвала на себя.

При взлете с предельно задней эксплуатационной центровкой усилия на штурвале для подъема передней стойки уменьшаются, самолет легко увеличивает угол тангажа, который парировать отклонением штурвала от себя.

4.1.5. ВЗЛЕТ С УМЕНЬШЕНИЕМ ШУМА НА МЕСТНОСТИ

После отрыва, на высоте не менее 5 м. затормозите колеса и уберите шасси. Плавно переведите самолет в набор высоты с одновременным разгоном скорости до величин в таблице 4.1-2.

Таблица 4.1 - 2

Взлетная масса	21 т и менее	21 - 23	23 - 25
Приборная скорость	250	260	270

Набор высоты выполняйте на постоянной скорости с закрылками, отклоненными на 15°.

В случае необходимости, для уменьшения шума, разрешается выполнять разворот в сторону от населенного пункта в режиме набора высоты на высоте не менее 100 м (по радиовысотомеру).

На высоте не менее 500 м уберите закрылки, с увеличением скорости до 300 - 310 км/час, парируя отклонением штурвала тенденцию самолета к просадке.

Уменьшите режим работы двигателей до номинального.

4.2. НАБОР ВЫСОТЫ

1. Набор высоты производить на одном из следующих режимов работы двигателей:

- АИ-24ВТ - максимальный, РУ19А-300 - номинальный;
- АИ-24ВТ и РУ19А-300 - номинальный;
- АИ-24ВТ – максимальный, РУ19А-300 - выключен.

Примечание. Непрерывное время работы РУ19А-300 на номинальном режиме не должно превышать 5 мин. после чего необходимо установить крейсерский режим (0,9 номинального) и продолжать набор высоты эшелона.

При необходимости разрешается работа РУ 19А-300 на номинальном режиме в течение всего полета. Характеристики наборов высоты приведены в табл. 6.11-1 - 6.11-3.

2. Набор высоты, по возможности, производить при работе двух двигателей АИ-24ВТ на максимальном режиме, при выключенном РУ 19А-300 в соответствии с данными табл. 6.11-2.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Расход топлива при наборе высоты 6000 м. взлетной массе 24 т увеличивается при работе РУ 19А-300 на 150 кг по сравнению с расходом топлива при наборе высоты с неработающим РУ 19А-300.

3. На высоте перехода по команде командира воздушного судна члены экипажа должны установить на высотометрах давление, равное 760 мм. рт. ст. на футомерах – 1013,2 гПа.

4. При наборе высоты и полете над высокогорной местностью более 2500 м командиру воздушного судна установить переключатель радиовысотомера РВ-4 или РВ-5 «Горы - Равнина» в положение «Горы».

ВНИМАНИЕ: ПРИ СРАБАТЫВАНИИ СИГНАЛИЗАЦИИ «ОПАСНО ЗЕМЛЯ» В ПРОЦЕССЕ НАБОРА ВЫСОТЫ. ЕСЛИ ПОЛЕТ ВЫПОЛНЯЕТСЯ НАД ХОЛМИСТОЙ ИЛИ ГОРНОЙ МЕСТНОСТЬЮ ИЛИ ЕСЛИ ЭКИПАЖУ НЕИЗВЕСТЕН ХАРАКТЕР РЕЛЬЕФА, ЭНЕРГИЧНО ПЕРЕВЕСТИ САМОЛЕТ НА БОЛЕЕ КРУТУЮ ТРАЕКТО-

РИЮ НАБОРА (НЕ ДОПУСКАЯ ВЫХОДА ЗА ДОПУСТИМЫЕ ЗНАЧЕНИЯ ПЕРЕГРУЗКИ И УГЛА АТАКИ) И УСТАНОВИТЬ РУД НА ВЗЛЕТНЫЙ РЕЖИМ, ВЫДЕРЖИВАЯ ЕГО ДО ОТКЛЮЧЕНИЯ СИГНАЛИЗАЦИИ.

4.3. ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ

1. На высоте заданного эшелона перевести самолет в горизонтальный полет, выключить двигатель РУ19А-300, установить приборную скорость и режим работы двигателей в соответствии с заданным режимом крейсерского полета (см. подразд. 6.13). Во всех случаях скорость горизонтального полета должна быть не менее 310 км/ч ПР.

При полетах по внутренним линиям высоту эшелона выдерживать по УВИД-30-15К, на зарубежных авиалиниях по ВЭМ-72ФГ, имеющим выход в самолетный ответчик. При этом другие барометрические высотомеры должны использоваться для контроля основного канала высоты.

2. Контролировать температуру воздуха в кабине, работу двигателей и систем самолета. Следить за равномерной выработкой топлива из левой и правой групп баков.

3. Обязанности штурмана:

- следить за выдерживанием заданного режима полета и своевременно вносить необходимые поправки в скорость и высоту полета. Через каждые 20-30 мин в горизонтальном полете корректировать ГПК и ГИК при разнице в показаниях 2-4°; если разница превышает 4°, определить отказавший компас, сравнивая показания ГИК, ГПК и КИ-13;
- следить за воздушной обстановкой с помощью станции «Гроза» и визуально; при обнаружении грозы, препятствий и самолетов докладывать командиру воздушного судна об их местонахождении.

4. Обязанности бортмеханика:

- контролировать работу силовых установок по приборам;
 - контролировать наличие топлива в группах баков и правильность его выработки; периодически докладывать командиру воздушного судна об остатке топлива;
 - при неравномерной выработке топлива из групп баков открыть кран кольцевания и выключить подкачивающие насосы групп с меньшим количеством топлива;
 - после выравнивания топлива в группах баков включить ранее выключенные насосы и закрыть кран кольцевания;
 - периодически, через 30-40 мин, проверять количество масла в маслобаках;
 - при выключенных потребителях гидросистемы следить за автоматическим включением гидронасосов на подзарядку гидроаккумуляторов.
-
-

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

5. При полетах без бортрадиста бортмеханику дополнительно:

- контролировать работу электросистемы самолета, регулировать параллельную работу генераторов при расхождении их нагрузочных токов больше 60 А;

- о всех неисправностях в работе электрооборудования докладывать КВС.

6. Обязанности второго пилота:

- пилотировать самолет по указанию командира воздушного судна;
- следить за скоростью и высотой полета;
- при включении автопилота контролировать его работу;
- включать и выключать противообледенительные системы.

При полетах без бортрадиста второму пилоту дополнительно вести радиосвязь согласно плану полета.

7. Обязанности бортрадиста:

- вести радиосвязь согласно плану полета, контролировать работу электросистемы самолета, регулировать параллельную работу генераторов при расхождении их нагрузочных токов больше 60 А;
- о всех ненормальностях в работе электрооборудования докладывать командиру воздушного судна.

ВНИМАНИЕ. ПРИ СРАБАТЫВАНИИ СИГНАЛИЗАЦИИ «ОПАСНО ЗЕМЛЯ» В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ НАД ХОЛМИСТОЙ ИЛИ ГОРНОЙ МЕСТНОСТЬЮ ИЛИ ЕСЛИ ЭКИПАЖУ НЕИЗВЕСТЕН ХАРАКТЕР РЕЛЬЕФА, ЭНЕРГИЧНО ПЕРЕВЕСТИ САМОЛЕТ В НАБОР ВЫСОТЫ (НЕ ДОПУСКАЯ ВЫХОДА ЗА ДОПУСТИМЫЕ ЗНАЧЕНИЯ ПЕРЕГРУЗКИ И УГЛА АТАКИ) И УСТАНОВИТЬ РУД НА ВЗЛЕТНЫЙ РЕЖИМ, ВЫДЕРЖИВАЯ ЕГО ДО ОТКЛЮЧЕНИЯ СИГНАЛИЗАЦИИ.

4.4. СНИЖЕНИЕ

1. Перед входом самолета в район аэропорта посадки штурман обязан определить рубеж начала снижения для подхода к аэродрому на заданной высоте и доложить командиру воздушного судна расчетное время. Перед снижением просмотреть схему снижения и захода на посадку и уточнить курс посадки. Проверить включение РВ и установить задатчик РВ на высоту круга.

Если высота круга выше максимальной высоты, на которую может быть установлен задатчик РВ, установить задатчик на максимально возможное значение высоты.

2. Установить рычаг перемещения упоров полетного малого газа против отметки, соответствующей температуре воздуха на аэродроме посадки, согласно табл. 4.4 - 1.

Т а б л и ц а 4.4.1

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Температура воздуха, °С	От +60 до -10	От -11 до -20	От -21 до -30	От -31 до -40	От -41 до -50	От -51 до -60
Полетный малый газ по УПРТ, град	13 ⁺² ₋₁	15 ⁺² ₋₁	17 ⁺² ₋₁	19 ⁺² ₋₁	21 ⁺² ₋₁	23 ⁺² ₋₁

Бортрадист зачитывает из Карты контрольной проверки раздел «Перед снижением с эшелона». Члены экипажа докладывают о выполненных действиях.

Данные о режимах снижения с высоты приведены в подразд. 6.14.

3. Перед снижением с эшелона включить противообледенительные системы крыла, оперения, двигателей и винтов (см. п. 4.5.4).

4. На высоте эшелона перехода, в горизонтальном полете, после получения от диспетчера УВД величины давления на аэродроме посадки и после разрешения на снижение установить на метровых высотомерах давление аэродрома, а на футомерах давление аэродрома, приведенное к уровню моря. Бортрадисту по команде КВС зачитать из карты контрольной проверки раздел «На эшелоне перехода». Установить датчик «Начало герметизации» на значение давления аэродрома посадки. Членам экипажа доложить о выполненных действиях, указанных в карте.

При полетах за рубежом ниже эшелона перехода высота выдерживается по футомеру ВЭМ-72ФГ до точки входа в глиссаду с обязательным контролем по высотомерам УВИД-30-15, ВМ-15К.

Проверить настройку АРК на ДПРМ, согласовать и установить курсовую систему в режим ГПК.

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

ВНИМАНИЕ. ЕСЛИ В ПРОЦЕССЕ СНИЖЕНИЯ С ЭШЕЛОНА ПЕРЕХОДА ДО ВЫСОТЫ КРУГА СРАБОТАЛ СИГНАЛИЗАТОР ЗАДАННОЙ ВЫСОТЫ РАДИОВЫСОТОМЕРА, ПРЕКРАТИТЬ СНИЖЕНИЕ, ПРОВЕРИТЬ ПОКАЗАНИЯ БАРОМЕТРИЧЕСКИХ ВЫСОТОМЕРОВ И ОЦЕНИТЬ С УЧЕТОМ РЕЛЬЕФА МЕСТНОСТИ ИХ СООТВЕТСТВИЕ ПОКАЗАНИЯМ РАДИОВЫСОТОМЕРА. ПРОВЕРИТЬ ПРАВИЛЬНОСТЬ УСТАНОВКИ ДАВЛЕНИЯ НА БАРОМЕТРИЧЕСКИХ ВЫСОТОМЕРАХ И ЗАДАННОЙ ВЫСОТЫ КРУГА НА РАДИОВЫСОТОМЕРЕ. ПРОКОНТРОЛИРОВАТЬ РАБОТОСПОСОБНОСТЬ РАДИОВЫСОТОМЕРА ВСТРОЕННЫМ КОНТРОЛЕМ.

ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ УТОЧНИТЬ У ДИСПЕТЧЕРА УВД МЕСТО САМОЛЕТА И ДАВЛЕНИЕ НА АЭРОДРОМЕ ПОСАДКИ.

УБЕДИВШИСЬ В ВОЗМОЖНОСТИ ДАЛЬНЕЙШЕГО УВЕРЕННОГО КОНТРОЛЯ ЗА ВЫСОТОЙ ПОЛЕТА, ПРОДОЛЖИТЬ СНИЖЕНИЕ ДО ВЫСОТЫ КРУГА. ЕСЛИ В ПРОЦЕССЕ СНИЖЕНИЯ ДО ВЫСОТЫ КРУГА СИГНАЛИЗАТОР ЗАДАННОЙ ВЫСОТЫ РАДИОВЫСОТОМЕРА НЕ СРАБОТАЛ, ТО НА ВЫСОТЕ

КРУГА ОЦЕНИТЬ С УЧЕТОМ РЕЛЬЕФА МЕСТНОСТИ СООТВЕТСТВИЕ ПОКАЗАНИЙ БАРОМЕТРИЧЕСКИХ ВЫСОТОМЕРОВ ПОКАЗАНИЯМ РАДИОВЫСОТОМЕРА И ПРОКОНТРОЛИРОВАТЬ РАБОТОСПОСОБНОСТЬ РАДИОВЫСОТОМЕРА ВСТРОЕННЫМ КОНТРОЛЕМ.

ПРИ СРАБАТЫВАНИИ СИГНАЛИЗАЦИИ «ОПАСНО ЗЕМЛЯ» НА СНИЖЕНИИ, В ТОМ ЧИСЛЕ В ЗОНЕ ПОСАДКИ, НЕМЕДЛЕННО УМЕНЬШИТЬ ВЕРТИКАЛЬНУЮ СКОРОСТЬ СНИЖЕНИЯ. ЕСЛИ ПРИ ЭТОМ ПОЛЕТ ПРОИЗВОДИТСЯ НАД ХОЛМИСТОЙ ИЛИ ГОРНОЙ МЕСТНОСТЬЮ ИЛИ ЕСЛИ ЭКИПАЖУ НЕИЗВЕСТЕН ХАРАКТЕР РЕЛЬЕФА, ЭНЕРГИЧНО ПЕРЕВЕСТИ САМОЛЕТ В НАБОР ВЫСОТЫ (НЕ ДОПУСКАЯ ВЫХОДА ЗА ДОПУСТИМЫЕ ЗНАЧЕНИЯ ПЕРЕГРУЗКИ И УГЛА АТАКИ) И УСТАНОВИТЬ РУД НА ВЗЛЕТНЫЙ РЕЖИМ, ВЫДЕРЖИВАЯ ЕГО ДО ОТКЛЮЧЕНИЯ СИГНАЛИЗАЦИИ. О ВЫПОЛНЕННОМ МАНЕВРЕ ДОЛОЖИТЬ ДИСПЕТЧЕРУ УВД.

4.5. ЗАХОД НА ПОСАДКУ И ПОСАДКА

4.5.1. ЗАХОД НА ПОСАДКУ

Подход к аэродрому посадки, вход в круг и полет по кругу выполнять по схеме снижения и захода на посадку данного аэродрома. На высоте круга установить на задатчике радиовысотомера 60 м (или ВПР, если ВПР меньше 60 м).

Если задатчик радиовысотомера не позволяет установить 60 м, установить его на ближайшее меньшее значение высоты.

До начала третьего разворота на скорости 310 км/ч дать команду выпустить шасси, а при заходе по кратчайшему пути выпуск шасси произвести на удалении не менее 14 км. Скорость горизонтального полета по кругу с выпущенным шасси выдерживать 300 км/ч ПР.

Проверить включение взлетно-посадочного управления передними колесами и убедиться, что питание автопилота выключено.

При необходимости между вторым и третьим разворотом или на расчетном удалении запустить двигатель РУ19А-300 и установить ему режим работы «Малый газ».

Примечание. Двигатель РУ19А-300 запускать при условии, если фактическая посадочная масса больше предельно допустимой массы самолета (см. рис. 6.15-2).

Бортрадисту зачитать из карты контрольной проверки раздел «Перед третьим разворотом или на удалении 14-16 км» при заходе с прямой. Членам экипажа доложить о выполненных действиях.

На скорости 290-300 км/ч ПР выполнить третий разворот, после чего импульсами запустить закрылки на 15°. В процессе выпуска закрылков самолет имеет тенденцию к взмыванию, которую необходимо парировать плавным отклонением штурвала от себя. Установить скорость 290-270 км/ч ПР. Сбалансировать самолет триммером руля высоты.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ЕСЛИ В ПРОЦЕССЕ ВЫПУСКА ЗАКРЫЛКОВ САМОЛЕТ НАЧНЕТ КРЕНИТЬСЯ, ПРИОСТАНОВИТЬ ВЫПУСК ЗАКРЫЛКОВ И ВЫПОЛНИТЬ ПОСАДКУ С ЗАКРЫЛКАМИ. ВЫПУЩЕННЫМИ ДО ПОЛОЖЕНИЯ, ПРИ КОТОРОМ НАЧАЛОСЬ КРЕНЕНИЕ.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

2. ПРИ НЕВЫПУСКЕ ЗАКРЫЛКОВ ОТ ОСНОВНОЙ СИСТЕМЫ ВЫПУСТИТЬ ИХ НА 15° ОТ АВАРИЙНОЙ. ЧЕТВЕРТЫЙ РАЗВОРОТ ВЫПОЛНЯТЬ НА СКОРОСТИ 290-270 КМ/Ч ПР. ПЛАНИРОВАНИЕ ПРОИЗВОДИТЬ НА СКОРОСТИ 270-260 КМ/Ч ПР В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ПОЛЕТНОЙ МАССЫ. К МОМЕНТУ НАЧАЛА ВЫРАВНИВАНИЯ УСТАНОВИТЬ СКОРОСТЬ 240-220 КМ/Ч ПР (ПРИ ЗЕМЛЕНИЕ ПРОИСХОДИТ НА СКОРОСТИ 230-210 КМ/Ч).

Выполнить четвертый разворот на скорости 290-270 км/ч ПР и с углом крена не более 20°.

Примечание. На аэродромах, где установленная схема захода на посадку предусматривает выполнение разворотов с углом крена 25°, отклонение закрылков на 15° произвести импульсами перед третьим разворотом (после выпуска шасси) на скорости 300-290 км/ч ПР. Третий и четвертый развороты выполнять с углом

крена 25° на скорости 290-270 км/ч ПР. При этом до выполнения доработок на самолете возможно срабатывание сигнализации о достижении самолетом предельного крена. При срабатывании сигнализации определить фактический угол крена, используя показания основного и резервного авиагоризонтов. При необходимости вывести самолет из предельного крена до погасания светосигнального табло. После выхода из четвертого разворота установить скорость 265-250 км/ч ПР.

Перед входом в глиссаду импульсами в два-три приема довыпустить закрылки на 38°. Незначительную тенденцию к взмыванию парировать плавным отклонением штурвала от себя. Сбалансировать самолет триммером руля высоты. Бортрадист зачитывает по команде командира воздушного судна раздел карты контрольной проверки «Перед входом в глиссаду».

Скорость до высоты начала выравнивания выдерживать в соответствии с табл. 4.5-1.

Т а б л и ц а 4.5.1

Полетная масса, кг	Скорость при снижении, км/ч
24 000	230
23 000	225
22 000	220
20 000	210
18 000	200

ВНИМАНИЕ. ЕСЛИ ДО УСТАНОВЛЕНИЯ НАДЕЖНОГО ВИЗУАЛЬНОГО КОНТАКТА С ОГНЯМИ ПРИБЛИЖЕНИЯ АЭРОДРОМА ИЛИ ДРУГИМИ ОРИЕНТИРАМИ ПО КУРСУ ПОСАДКИ СРАБОТАЛА СИГНАЛИЗАЦИЯ РАДИОВЫСОТОМЕРА. НЕОБХОДИМО НЕМЕДЛЕННО НАЧАТЬ МАНЕВР ПО УХОДУ НА ВТОРОЙ КРУГ.

По решению КВС при достаточной длине ВПП посадка может быть выполнена с закрылками,

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

отклоненными на 30°. При этом скорость предпосадочного планирования увеличивается на 10 км/ч, потребная длина ВПП для посадки - на 180-200 м.

Пролет ДПРМ и БПРМ производить на высоте, указанной в схеме захода на посадку для данного аэродрома. Повороты для уточнения захода после пролета ДПРМ выполнять с углом крена не более 15°, высоту контролировать по барометрическому высотомеру и радиовысотомеру.

Сохранение установленной скорости и уточнение расчета на посадку производить изменением режима работы двигателей.

ВНИМАНИЕ. ПРИ СРАБАТЫВАНИИ СИГНАЛИЗАЦИИ «ОПАСНО ЗЕМЛЯ» В ПРОЦЕССЕ ВЫПОЛНЕНИЯ МАНЕВРА ДЛЯ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ НА АЭРОДРОМЕ, РАСПОЛОЖЕННОМ В ГОРНОЙ ИЛИ ХОЛМИСТОЙ МЕСТНОСТИ. ЭНЕРГИЧНО ПЕРЕВЕСТИ САМОЛЕТ В НАБОР ВЫСОТЫ (НЕ ДОПУСКАЯ ВЫХОДА ЗА ДОПУСТИМЫЕ ЗНАЧЕНИЯ ПЕРЕГРУЗКИ И УГЛА АТАКИ) И УСТАНОВИТЬ РУД НА ВЗЛЕТНЫЙ РЕЖИМ, ВЫДЕРЖИВАЯ ЕГО ДО ОТКЛЮЧЕНИЯ СИГ-

НАЛИЗАЦИИ. О ВЫПОЛНЕННОМ МАНЕВРЕ ДОЛОЖИТЬ ДИСПЕТЧЕРУ УВД. В СЛУЧАЕ СРАБАТЫВАНИЯ СИГНАЛИЗАЦИИ «ОПАСНО ЗЕМЛЯ» ПРИ СНИЖЕНИИ ПО ГЛИССАДЕ НЕМЕДЛЕННО УМЕНЬШИТЬ ВЕРТИКАЛЬНУЮ СКОРОСТЬ СНИЖЕНИЯ И ПРОКОНТРОЛИРОВАТЬ ПРАВИЛЬНОСТЬ ВЫДЕРЖИВАНИЯ ПРОФИЛЯ СНИЖЕНИЯ, А ТАКЖЕ ПОЛОЖЕНИЕ ШАССИ; ЕСЛИ ШАССИ ОКАЗАЛОСЬ НЕВЫПУЩЕННЫМ, УЙТИ НА ВТОРОЙ КРУГ. В СЛУЧАЕ СРАБАТЫВАНИЯ СИГНАЛИЗАЦИИ «ОПАСНО ЗЕМЛЯ» ПРИ ПОЛЕТЕ НА ПРЕДПОСАДОЧНОЙ ПРЯМОЙ ДО УСТАНОВЛЕНИЯ НАДЕЖНОГО ВИЗУАЛЬНОГО КОНТАКТА С ОГНЯМИ ПРИБЛИЖЕНИЯ ИЛИ ДРУГИМИ ОРИЕНТИРАМИ ПО КУРСУ ПОСАДКИ УЙТИ НА ВТОРОЙ КРУГ.

Примечание. При полете на малых высотах в болтанку, а также при подходе к аэродрому со сложным рельефом поверхности на посадочной прямой, в том числе при полете по глиссаде с углом наклона более 3° (пролет над препятствием), возможно кратковременное, не более 2-3 с (или времени, оговоренного в специальной служебной информации применительно к данному посадочному курсу конкретного аэродрома), срабатывание сигнализации «Опасно земля», не требующее от экипажа действий по изменению траектории полета.

4.5.2. ЗАХОД НА ПОСАДКУ С ПРЯМОЙ

При заходе на посадку с прямой:

- получить условия посадки;
 - перевести шкалу высотомера на аэродромное давление, а шкалу футомера - на давление аэродрома, приведенное к уровню моря;
 - проверить включение РВ-4 и установить задатчик РВ на высоту круга;
 - штурману определить угол сноса на посадочном курсе расчетный угол отворота, время и курс полета от ДПРМ до точки разворота;
 - установить ГИК и ГПК на курс посадки;
 - после пролета ДПРМ взять курс, отличающийся от обратного посадочного курса на расчетный угол, задатчик РВ установить на ВПП;
-

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

- за минуту до разворота на посадочный курс выпустить шасси;
- по истечении расчетного времени выполнить разворот на-посадочный курс и на скорости 300-290 км/ч ПР выпустить закрылки на 15°;
- установить скорость 270-250 км/ч ПР и перевести самолет на снижение;
- до входа в глиссаду довыпустить закрылки на 38° и установить скорость снижения 230-200 км/ч ПР в зависимости от массы самолета;
- пролет ДПРМ и БПРМ производить на высоте, указанной в схеме данного аэродрома.

4.5.3. ЗАХОД НА ПОСАДКУ ПО СИСТЕМЕ СП

Проверить правильность установки посадочного канала системы СП.

Нажать кнопку «Контроль РВ-4» и убедиться в работоспособности радиовысотомера.

После пролета траверза ДПРМ, до начала выполнения четвертого разворота, убедиться в исправности курсового и глиссадного каналов КРП и ГРП по закрытым бленкерам на

приборе КППМ и в положении переключателя «GPS/КМП» в положении «КМП». Для этого при закрытом курсовом бленкере нажать кнопку «Контроль нуля» и вращением влево или вправо установить курсовую стрелку в центр.

При заходе на посадку по прямоугольному маршруту определять моменты начала выполнения разворотов по курсовым углам на ДПРМ или по команде штурмана.

Второй и третий развороты выполнять при КУР=240° (120°).

Между третьим и четвертым разворотами на скорости 300 - 290 км/ч ПР отклонить закрылки на 15°. Четвертый разворот выполнить при КУР=290° (70°) на удалении 16 - 18 км.

При полете с левым кругом курсовая стрелка прибора КППМ к этому моменту отклонится вправо (при полете с правым кругом - влево).

В процессе разворота для обеспечения точного входа в зону курса координировать показания курсовой стрелки прибора КППМ, стрелки указателя компасного курса и АРК.

После входа в зону курса продолжать горизонтальный полет. На скорости 265 - 250 км/ч отклонить закрылки на 38°.

Как только стрелка указателя глиссады подойдет к краю белого кружка, плавно перевести самолет на снижение с вертикальной скоростью 2 - 3 м/с и войти в зону глиссады.

Полет самолета в зоне курса контролировать по стрелкам прибора КППМ и ЗК-2.

Если стрелка курса КППМ отклонилась от центра, а выдерживается посадочный курс, развернуть самолет в сторону отклонения стрелки и в момент подхода стрелки к центру черного кружка взять посадочный курс.

При выходе из зоны глиссады вверх (стрелка глиссады отклонена вниз) плавно отклонить штурвал от себя и

Ан-26

РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

войти в зону глиссады, выдерживая заданный режим полета.

При выходе из зоны глиссады вниз (стрелка отклонена вверх) уменьшить вертикальную скорость снижения и войти в зону глиссады.

При пилотировании самолета в зоне глиссады не допускать выхода стрелки глиссады за пределы черного кружка.

Пролет ДПРМ и БПРМ определять с помощью радиокompаса и по сигналам световой и звуковой сигнализации маркерного приемника.

Если до установления надежного визуального контакта с огнями светооборудования аэродрома или другими ориентирами по курсу посадки сработала сигнализация радиовысотомера, необходимо немедленно начать маневр по уходу на второй круг.

4.5.4. ЗАХОД НА ПОСАДКУ ПО СИСТЕМЕ ОСП

Заход на посадку по системе ОСП выполнять в следующем порядке:

- при подходе к аэродрому настроить радиокompасы на дальнюю и ближнюю приводные радиостанции системы ОСП;
- нажать кнопку «Контроль РЕ-4» и убедиться в работоспособности радиовысотомера;
- при заходе по прямоугольному маршруту четвертый разворот начинать тогда, когда радиокompас, настроенный на дальнюю приводную радиостанцию, покажет

курсовой угол 290° (70°), в других случаях разворот на предпосадочную прямую выполнять по предварительному КУР, по радиолокационным ориентирам или по команде диспетчера;

- разворот продолжать до тех пор, пока стрелка указателя радиокompаса не установится на 0, заметить показания ГИК, при этом самолет будет находиться: на предпосадочной прямой, если $МК=ПМПУ$;
левее предпосадочной прямой, если $МК>ПМПУ$;
правее предпосадочной прямой, если $МК<ПМПУ$;
- если разница между МК и ПМПУ достигнет 10° и более, т. е. в процессе разворота самолет значительно уклонился от предпосадочной прямой, то развернуть его в сторону предпосадочной прямой, взять МК на $15-20^{\circ}$ больше или меньше значения ПМПУ. Когда курсовой угол ДПРМ достигнет $345-340^{\circ}$ (при довороте вправо) или $15-20^{\circ}$ (при довороте влево), самолет выйдет на предпосадочную прямую, при незначительных отклонениях самолет довернуть к предпосадочной прямой под углом не более 10° ;
- выйдя на предпосадочную прямую, установить самолет на курс; чтобы курсовой угол ДПРМ был равен нулю при отсутствии сноса;
- при сносе установить самолет на такой курс, чтобы курсовой угол равнялся углу сноса (при правом сносе) или 360° - УС (при левом сносе);
- в дальнейшем выдерживать такой курс, чтобы курсовой угол ДПРМ не изменял установленного значения;
- при незначительных изменениях курса, что указывает на неточность его подбора, поправку в курс изменять так, чтобы курсовой угол, соответственно, увеличивался или уменьшался на $2-3^{\circ}$;
- за несколько секунд до пролета ДПРМ стрелка указателя радиокompаса начинает смещаться;

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

с этого момента не меняя курса, перейти на пилотирование по показаниям второго радиоконпаса, настроенного на БПРМ; момент пролета ДПРМ определять по сигналам радиомаркера, а также по переходу стрелки указателя первого радиоконпаса на отсчеты, близкие к 480°;

- направление по второму радиоконпасу выдерживать в таком же порядке, как указано выше.

Заданный профиль полета на предпосадочной прямой выдерживать в следующем порядке:

- до момента выхода на линию посадки к точке окончания четвертого разворота выдерживать высоту не менее высоты полета по кругу;

- в точке входа в глиссаду перевести самолет в снижение с вертикальной скоростью, превышающей расчетную на 1 м/с. Снижение с указанной вертикальной скоростью продолжать до высоты на 20-30 м больше установленной для пролета ДПРМ, и если к этому времени самолет не пролетел ДПРМ, необходимо установить двигателям режим работы, соответствующий горизонтальному полету, и перевести самолет в горизонтальный полет:

- на высоте пролета ДПРМ выполнить горизонтальную площадку до момента пролета ДПРМ;

- при пролете ДПРМ перевести самолет в снижение с расчетной вертикальной скоростью. Снижение выполнять до высоты принятия решения;

- если к моменту достижения ВПР принято решение о посадке, продолжить снижение с расчетной вертикальной скоростью, обеспечивающей пролет порога ВПП на высоте 10м;

- если к моменту достижения ВПР не установлен визуальный контакт с наземными ориентирами или пространственное положение самолета оценивается как непосадочное, необходимо немедленно начать маневр по уходу на второй круг.

**4.5.5. УСТРАНЕНИЕ БОКОВЫХ ОТКЛОНЕНИЙ
ОТ ОСИ ВПП ПРИ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ**

После установления надежного визуального контакта с наземными ориентирами, до достижения ВПР, командир воздушного судна должен оценить величину бокового отклонения самолета от оси ВПП.

Таблица 4.5-2

Высота начала маневра, м	150	100	80	60	50
Предельно допустимое боковое отклонение, м	200	100	70	40	30. но не более половины ширины ВПП

Оценка фактических боковых отклонений производится КВС визуально с использованием посадочных огней и других ориентиров.

Если фактическое боковое отклонение превышает предельно допустимое. КВС на высоте не ниже ВПР должен начать уход на второй круг.

Если фактическое боковое отклонение находится в допустимых пределах, КВС, принимая решение о

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

посадке на высоте не ниже ВПР, должен начать маневр по устранению бокового отклонения.

Для устранения бокового отклонения выполняется маневр в сторону оси ВПП координированным отклонением органов управления.

Боковой маневр имеет в плане вид буквы «S» и состоит из двух сопряженных разворотов. Первый разворот (в сторону оси ВПП) выполняется с углом крена 10-12°. а второй разворот (в обратную сторону) - с углом крена 6-8°.

Маневр по устранению бокового отклонения должен быть закончен до начала ВПП. Максимальный угол крена не должен превышать 15° в начале маневра и 2-3° к началу ВПП.

После пролета ВПР и до начала выравнивания полет должен осуществляться по про долженной глиссаде.

4.5.6. ПОСАДКА

1. Начинать выравнивание на высоте 10-8 м. Одновременно с выравниванием необходимо плавно уменьшить режим работы двигателей АИ-24ВТ в таком расчетом, чтобы в конце выравнивания РУДы находились на упоре полетного малого газа.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ДО ПРИЗЕМЛЕНИЯ САМОЛЕТА ПЕРЕВОДИТЬ РЫЧАГИ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯМИ ЗА УПОР ПОЛЕТНОГО МАЛОГО ГАЗА.

2. Выдерживание производить с постепенным снижением самолета до мягкого приземления на основные стойки шасси на скорости, меньшей скорости планирования на 30-35 км/ч.

3. После приземления плавно опустить колеса передней стойки шасси на ВПП, перевести рычаги управления двигателями АИ-24ВТ в положение 0° по УПРТ-2 и снять винты с промежуточного упора.

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

Направление на пробеге выдерживать рулем направления, используя взлетно-посадочное управление передней стойки шасси, элеронами и при необходимости - торможением колес.

Торможение колес при пробеге самолета производить после опускания колес передней стойки шасси на ВПП плавным обжатием тормозных педалей.

Эффективность торможения необходимо определять из условий посадки и располагаемой длины ВПП.

При посадке на ВПП, покрытую атмосферными осадками, торможение колес начинать со скорости 160 км/ч ПР.

Разрешается после посадки в конце пробега выключить один двигатель и руление производить на одном работающем двигателе по ВПП и РД в соответствии с указаниями подразд. 4.2.1.

После освобождения ВПП:

- убрать закрылки;
- выключить двигатель РУ19А-300;
- выключить обогрев приемников полного и статического давления;
- разгерметизировать кабину и открыть форточку.

4.5.6А. ОСОБЕННОСТИ ПИЛОТИРОВАНИЯ ПРИ

ВИЗУАЛЬНОМ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ

- (1) Визуальный заход на посадку - заход на посадку, выполняемый в соответствии с правилами полета по приборам (ППП), когда часть схемы или вся схема захода на посадку по приборам не завершена и заход на посадку осуществляется при визуальном контакте с ВПП и/или ее ориентирами.
- (2) Вход в зону (район) аэродрома осуществляется КВС или 2/П по установленным схемам (СТАК) или по траекториям, задаваемым службой УВД. Снижение и заход на посадку по ППП следует осуществлять с помощью радиотехнических средств посадки и навигации РМС, РСП, ОСП, ОПРС (ДПРС, БПРС), VOR, VOR/DME до установленной высоты точки начала визуального захода на посадку (ТН ВЗП).
- (3) До достижения точки начала визуального захода на посадку должен быть осуществлен выпуск шасси и механизации крыла в промежуточное положение.
- (4) Как правило жесткая схема визуального захода на посадку не устанавливается. В общем случае визуальный полет в зоне визуального маневрирования осуществлять с выполнением кругового маневра на высоте полета по кругу (Нкр. взп), не менее Нмс конкретного аэродрома (рис. 4. 5-1).
- (5) На высоте точки начала визуального захода на посадку, если не установлен визуальный контакт с ВПП или ее ориентирами, самолет следует перевести в горизонтальный полет до установления надежного визуального контакта с ВПП или ее ориентирами.
- (6) При установлении надежного визуального контакта КВС должен доложить диспетчеру: "Полосу вижу", и получить разрешение (подтверждение) на выполнение визуального захода на посадку.

Пилотирование при визуальном заходе на посадку должен осуществлять командир воздушного судна при постоянном визуальном контакте с ВПП или ее ориентирами. Если при приближении к ВПП визуальный контакт не установлен или впоследствии потерян, должен быть выполнен разворот в сторону ВПП с набором высоты и выходам на установленную схему ухода на второй круг по приборам для последующего захода на посадку по ППП.

- (7) Маневрирование при визуальном заходе на посадку осуществлять с кренами не более 30°.

- (8) °До начала разворота в направлении ВПП предполагаемой посадки на высоте не ниже

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

минимальной высоты снижения необходимо:

- выпустить механизацию крыла в посадочное положение;
- скорость до начала выравнивания выдерживать в соответствии с Таб. 4.5 – 1.
- выполнить контрольные операции по Карте контрольной проверки, соответствующей Карте «Перед заходом в глиссаду». Разворот на посадочный курс выполнять с выдерживанием скорости со снижением с вертикальной скоростью, не превышающей 5 м/с до высоты входа в глиссаду. Рекомендуемый крен при развороте на посадочный курс 20° но не более 30° . Высота входа в глиссаду должна быть не менее 150 м.

ВНИМАНИЕ! ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ РАЗВОРОТА НА ПОСАДОЧНЫЙ КУРС ВОЗМОЖНО
И ДОПУСКАЕТСЯ СРАБАТЫВАНИЕ СИГНАЛИЗАЦИИ ПРЕДЕЛЬНЫХ КРЕНОВ.

- (9) После выхода на посадочный курс КВС необходимо оценить положение самолета относительно ВПП. Если положение самолета посадочное, установить скорость захода на посадку и режим снижения по глиссаде (-3°) КВС доложить диспетчеру посадки готовности к посадке и получить разрешение на посадку.
- (10) С точки начала визуального захода на посадку пилотирование осуществляет только КВС. 2/П контролирует полет по приборам, обращая особое внимание на выдерживание установленной для данного аэродрома минимальной высоты снижения, скорости и углов крена. При выполнении разворота на посадочный курс при горящем табло сигнализации предельных кренов - 2/П сообщает КВС о достижении крена 30° Штурман контролирует высоту и скорость полета и по возможности положение самолета относительно ВПП.

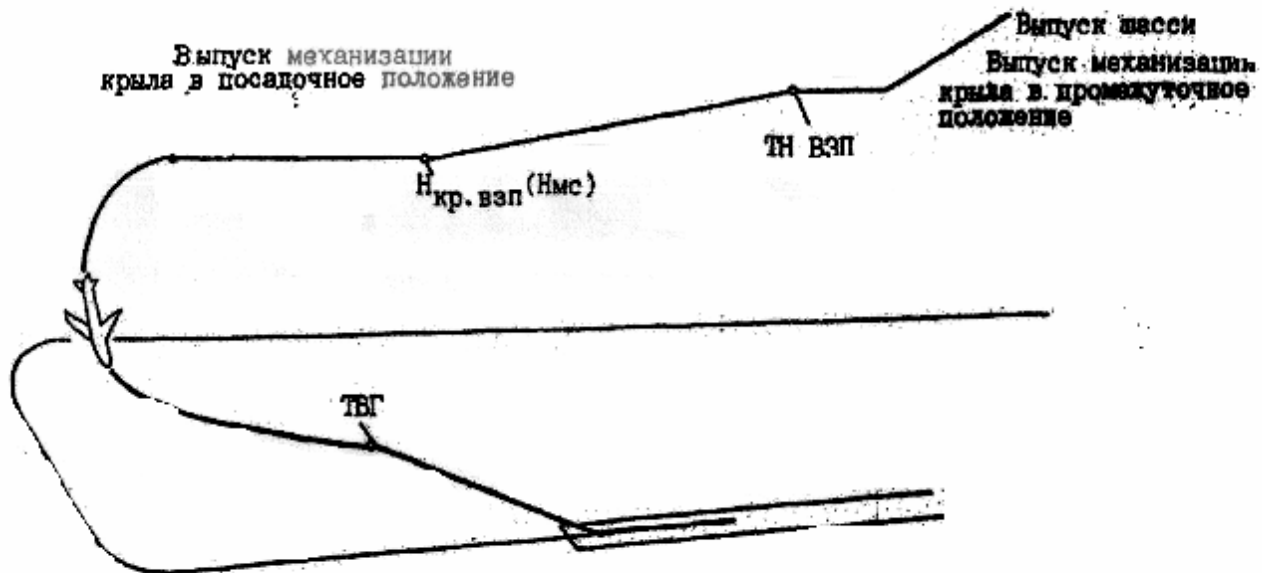


Рис.4.5 – 1. Визуальный заход на посадку (круговой маневр).

4.5.7. ПОСАДКА ПРИ БОКОВОМ ВЕТРЕ

Максимально допустимая скорость бокового ветра (под углом 90° к ВПП) при взлете и посадке:

- на сухой ВПП с коэффициентом сцепления не менее 0,6-12 м/с:
- на ВПП с коэффициентом сцепления менее 0,6 - см. рис. 4.5-1:

После вывода самолета на посадочный курс до высоты начала выравнивания снос самолета парировать углом упреждения. Скорость на снижении и скорость приземления при боковом ветре выдерживать на 5-10 км/ч больше, чем при посадке в нормальных условиях.

Не допускать высокого выравнивания. Перед приземлением рулем направления убрать угол упреждения и, удерживая самолет в направлении по оси ВПП (не допуская сноса), произвести мягкую посадку на основные стойки шасси.

После приземления, удерживая самолет по оси ВПП, плавно опустить переднюю стойку шасси и отдать штурвал полностью от себя. Перевести РУДы в положение 0° ПО УПРТ-2. При устойчивом пробеге самолета снять винты с упора. Если самолет коснулся ВПП

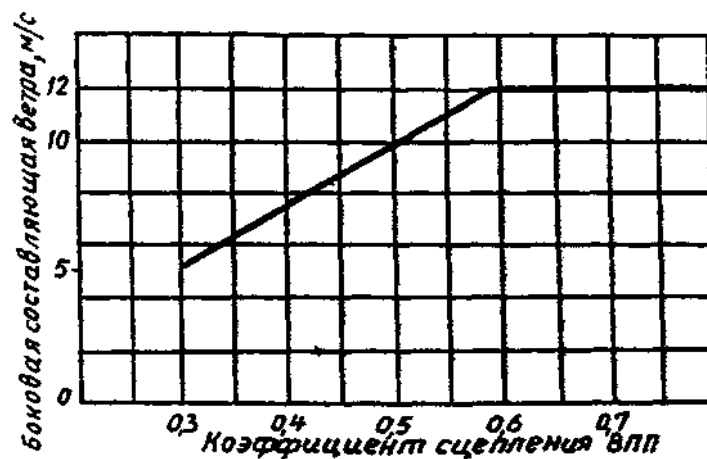


Рис. 4.5-2. Зависимость предельно допустимого бокового ветра (под углом 90° к ВПП) от коэффициента сцепления ВПП

не на осевой линии, то сначала необходимо выдерживать начальное направление пробега, а затем приступить к плавному выведению самолета на ось ВПП.

На пробеге направление выдерживать отклонением руля направления вплоть до полного и поворотом колес передней стойки шасси, а также при необходимости односторонним подтормаживанием колес, своевременно парируя тенденцию самолета к отклонению от оси ВПП. В случае значительного отклонения самолета на пробеге от оси ВПП прекратить торможение колес, рулем направления и поворотом колес передней стойки восстановить направление пробега, вывести самолет на ось ВПП, после чего снова приступить к плавному и синхронному торможению колес.

При возникновении бокового смещения самолета от оси ВПП с одновременным заносом его хвостовой части к краю ВПП необходимо:

- немедленно полностью прекратить торможение колес;
- рулем направления и поворотом колес передней стойки шасси без подтормаживания основных колес вывести самолет на ось ВПП;
- после полного восстановления управляемости и уверенного движения самолета по оси ВПП применить торможение колес.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПОСАДКА САМОЛЕТА РАЗРЕШАЕТСЯ ПРИ ПОПУТНОМ ВЕТРЕ ДО 5 М/С В ТЕХ СЛУЧАЯХ, КОГДА НЕВОЗМОЖНО ПРОИЗВЕСТИ ПОСАДКУ ПРИ ВСТРЕЧНОМ ВЕТРЕ. УВЕЛИЧЕНИЕ ПОСАДОЧНОЙ ДИСТАНЦИИ И ДЛИНЫ ПРОБЕГА ПРИ ПОСАДКЕ С ПОПУТНЫМ ВЕТРОМ УКАЗАНО В РАЗД. 6.

4.5.8. ПОСАДКА С ПРЕДЕЛЬНО ПЕРЕДНЕЙ И ПРЕДЕЛЬНО ЗАДНЕЙ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫМИ ЦЕНТРОВКАМИ

Перед посадкой с предельно передней эксплуатационной центровкой отклонением триммера руля высоты создать небольшое давящее усилие на штурвале. Выравнивание и выдержки-

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

вание 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 самолету, значительно больше, чем при средних центровках. Во избежание грубой посадки перевод РУД за проходную защелку производить только после приземления самолета.

При посадке с предельно задней эксплуатационной центровкой самолет охотно выходит на посадочный угол, расход руля высоты и усилия на штурвале при этом значительно меньше, чем при посадке со средними центровками.

После приземления самолет стремится увеличить угол тангажа.

Для опускания передней стойки на ВПП плавно отклонить штурвал от себя.

При необходимости применить торможение колес.

**4.5.9. ЗАХОД НА ПОСАДКУ И ПОСАДКА САМОЛЕТА С ДВУМЯ РАБОТАЮЩИМИ
ДВИГАТЕЛЯМИ ПРИ ФИКСИРОВАННОМ МАКСИМАЛЬНОМ СЛИВЕ ТОПЛИВА
СИСТЕМОЙ ПРТ-24 НА ОДНОМ ИЗ ДВИГАТЕЛЕЙ**

Заход на посадку и посадку выполнять в соответствии с рекомендациями, изложенными в пп. 4.2.9 и 4.2.10. Кроме взлетного режима, потребный режим двигателя с фиксированным- сливом топлива устанавливается по ИКМ. Необходимо добиться одинаковых показаний ИКМ двигателя с зафиксированным сливом топлива и нормально работающего двигателя. Для получения взлетного режима (уход на второй круг, подтягивание) оба двигателя переводятся на режим 100° по УПРТ.

Режим ПМГ (режим примерно нулевой тяги) на двигателе с зафиксированным максимальным сливом топлива соответствует следующим значениям по УПРТ в зависимости от температуры воздуха (табл. 4.5-3).

Таблица 4.5-3

$t_{в}^{\circ}C$	+60 ÷ -10	-11 ÷ - 20	-21 ÷ -30	-31 ÷ -40
ПМГ, град.	26	30	33	36

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ДЛЯ ПОЛУЧЕНИЯ РЕЖИМА 0° ПО УПРТ ПЕРЕД СНЯТИЕМ ВОЗДУШНОГО ВИНТА С УПОРА НА ПРОБЕГЕ РУД ДВИГАТЕЛЯ С МАКСИМАЛЬНЫМ ФИКСИРОВАННЫМ СЛИВАМ ТОПЛИВА УСТАНОВИТЬ В ПОЛОЖЕНИЕ 10-12° ПО УПРТ. ПРИ ЭТОМ СЛЕДИТЬ ЗА ЧАСТОТОЙ ВРАЩЕНИЯ ДАННОГО ДВИГАТЕЛЯ И В СЛУЧАЕ ПАДЕНИЯ ИХ НИЖЕ ЗМГ ВЫКЛЮЧИТЬ ДВИГАТЕЛЬ СТОП-КРАНОМ.

2. УМЕНЬШЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ ПО ИКМ до 10 кгс/см² НА РЕЖИМАХ 35° ПО УПРТ И ВЫШЕ ПРИВОДИТ К САМОПРОИЗВОЛЬНОМУ ВЫКЛЮЧЕНИЮ ДВИГАТЕЛЯ С АВТОМАТИЧЕСКИМ ФЛЮГИРОВАНИЕМ "ВОЗДУШНОГО ВИНТА.

4.5.10. РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ОБЯЗАННОСТЕЙ ПРИ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ И НА ПОСАДКЕ МЕЖДУ ЧЛЕНАМИ ЭКИПАЖА

Командир воздушного судна

При подходе к аэродрому:

- дает команду бортрадисту зачитать раздел карты контрольной проверки «Перед снижением с эшелона» и контролирует выполнение операций членами экипажа;
- просматривает схему снижения и захода на посадку, расположение и превышение препятствий, указанных в схеме;
- уточняет курс посадки и минимум погоды;
- проверяет расчет элементов полета для захода на посадку, подготовленный штурманом;
- знакомит экипаж с фактической погодой на аэродроме и условиями захода на посадку;
- дает указания членам экипажа по выполнению полета в данных условиях и предупреждает их о том, кто будет пилотировать самолет при заходе на посадку (командир воздушного судна или второй пилот);
- включает СП, радиовысотомер и устанавливает задатчик высоты на высоту круга;
- требует от штурмана правильной настройки радиоконпасов на БПРМ аэродрома посадки;
- убеждается в нормальной работе двигателей, топливной системы и других систем самолета;
- следит за местонахождением самолетов в районе аэродрома, прослушивает по радио информацию службы движения и доклады экипажей других самолетов.

При заходе на посадку и посадке:

- по команде службы движения устанавливает на левом высотомере величину атмосферного давления аэродрома посадки и сравнивает показания левого высотомера с показаниями правого. В целях -взаимоконтроля оба пилота поочередно докладывают: «Давление такое-то установлено»;
- устанавливает МК посадки на КППМ;
- задатчик РВ устанавливает на ВПР;
- при погоде на аэродроме посадки ниже минимума ОСП сообщает экипажу: «Пилотировать буду я».

Самолет пилотирует командир воздушного судна:

- дает команду бортмеханику об изменении режима работы двигателей;
- дает команду бортмеханику выпустить шасси и контролирует выпуск шасси;
- второму пилоту закрыть отбор воздуха от двигателей, на СКВ;
- дает команду бортрадисту зачитать раздел карты контрольной проверки «Перед третьим разворотом или на удалении 14-16 км»;
- дает команду бортмеханику выпустить закрылки на 15°;

- проверяет электрический «0» СП;
- после четвертого разворота уточняет курс полета, перед входом в глиссаду дает команду бортмеханику выпустить закрылки на 38°, переводит самолет на снижение по глиссаде, при полете в ночное время дает команду бортмеханику выпустить фары;
- дает команду бортрадисту зачитать раздел карты контрольной проверки «Перед входом в глиссаду»;
- после пролета ДПРМ тщательно выдерживает курс и глиссаду, не допуская снижения самолета ниже глиссады, должен быть готов к посадке или уходу на второй круг;
- на высоте на 30-40м выше ВПР начинает устанавливать визуальный контакт с наземными ориентирами и оценивать положение воздушного судна;
- если до достижения ВПР КВС принял решение о посадке, то он дает команду экипажу «Садимся»;
- при полете ночью на высоте 100 м дает команду бортмеханику включить фары;
- производит посадку и заруливает на стоянку;
- если до достижения высоты принятия решения не установлен надежный визуальный контакт с наземными ориентирами (огнями подхода и др.) или положение самолета оценивается как непосадочное, дает команду экипажу: «Уходим на второй круг» и выполняет уход на второй круг.

При пилотировании самолета вторым пилотом командир воздушного судна:

- по данным расчета на посадку задает второму пилоту курс полета, начало разворотов, скорость полета и вертикальную скорость снижения;
- при заходе на посадку, не снимая рук со штурвала, осуществляет постоянный контроль за выдерживанием вторым пилотом заданных параметров полета, сопоставляет расчетные данные с фактическим положением самолета и при необходимости дает команду второму пилоту изменить курс полета, высоту и скорость;
- должен быть готов на любом участке полета исправить отклонение самолета от установленного режима полета или ошибку второго пилота;
- ведет связь с КДП, СКП;
- дает команду бортмеханику о выпуске шасси и контролирует выпуск шасси;
- перед четвертым разворотом дает команду бортмеханику выпустить закрылки на 15°;
- проверяет электрический «0» СП;
- перед входом в глиссаду дает команду бортмеханику о довыпуске закрылков на 38°;
- после пролета ДПРМ внимательно следит за выдерживанием курса и глиссады, не допуская снижения самолета ниже глиссады, должен быть готов к посадке или уходу на второй круг;
- на высоте на 30-40 м выше ВПР начинает устанавливать визуальный контакт с наземными ориентирами и оценивать положение воздушного судна;
- при полете ночью на высоте 100 м дает команду бортмеханику включить фары;
- производит посадку и заруливает на стоянку;

- если до достижения высоты принятия решения не установлен надежный визуальный контакт с наземными ориентирами (огнями подхода и др.) или положение самолета оценивается как непосадочное, дает команду экипажу: «Уходим на второй круг» и выполняет уход на второй круг.

Второй пилот

При подходе к аэродрому:

- участвует в подготовке самолета к заходу на посадку в соответствии с разделом карты контрольной проверки;
- просматривает схему снижения и захода на посадку, расположение и превышение препятствий, указанных в схеме; .
- уточняет курс посадки и минимум погоды.

При заходе на посадку и посадке:

- по команде службы движения устанавливает на правом высотомере величину атмосферного давления аэродрома посадки и сравнивает показание правого высотомера с показанием левого. На футомерах устанавливает давление аэродрома, приведенное к уровню- моря. В целях взаимоконтроля оба • пилота поочередно докладывают: «Давление такое-то установлено»;
- устанавливает курс посадки на КППМ.

При пилотировании самолета командиром воздушного судна второй пилот:

- помогает командиру воздушного судна пилотировать самолет;
- непрерывно наблюдает за показаниями пилотажных приборов, так как командир воздушного судна в зависимости от обстановки может кратковременно отвести взгляд от приборов;
- ведет связь с КДП и СКП;
- непрерывно анализирует показания пилотажных приборов, контролирует выдерживание основных параметров (скорости, курса, глиссады, высоты), отсутствие кренов и, заметив какие-либо отклонения, немедленно докладывает командиру воздушного судна;
- на высоте 200-100 м выключает отбор воздуха от двигателей на наддув кабины;
- после пролета ДПРМ должен быть готов к уходу на второй круг;
- если к моменту достижения ВПР командир воздушного судна не дал команду «Садимся», переводит РУД двигателей на взлетный режим и выполняет уход на второй круг по приборам;
- продолжает наблюдать за показаниями пилотажных приборов, помогает командиру воздушного судна пилотировать самолет по приборам, удерживая самолет на курсе и глиссаде. Второму пилоту отвлекаться от пилотирования самолета по приборам и переносить взгляд на землю запрещается;
- при выходе на визуальный полет продолжает контролировать по приборам положение самолета и скорость полета вплоть до выравнивания для того, чтобы в любой момент быть готовым помочь командиру воздушного судна в продолжении инструментального полета по глиссаде или при уходе на второй круг;
- при уходе на второй круг помогает командиру воздушного судна пилотировать

самолет без кренов и ухода с курса с сохранением установленной скорости и высоты полета.

Самолет пилотирует второй пилот:

- по команде командира воздушного судна выдерживает заданные параметры полета - курс, высоту, скорость снижения, скорость полета, начало разворота, уделяя основное внимание авиагоризонту, КППМ и указателю скорости, контролирует полет по высотомеру, вариометру, указателям курса и глиссады;
- в процессе всего полета уточняет параметры полета, выдерживая заданные или исправленные командиром воздушного судна курс, высоту, скорость снижения,
- перед посадкой на высоте 200-100 м выключает отбор воздуха от двигателей на наддув кабины;
- при подходе к ВПП, после того как командир воздушного судна взял управление самолетом, должен быть готовым помочь командиру воздушного судна в пилотировании самолета по приборам и удерживании самолета на курсе и глиссаде;
- если к моменту достижения ВПП от КВС не последовало решения о посадке или об уходе на второй круг, то второй пилот дает команду экипажу: «Уходим на второй круг» и выполняет уход на второй круг;
- при выходе на визуальный полет, не бросая управления и не отвлекаясь, продолжает контролировать по приборам положение самолета и скорость полета вплоть до выравнивания, чтобы в любой момент быть готовым помочь командиру воздушного судна в продолжении инструментального полета по глиссаде или при уходе на второй круг;
- при уходе на второй круг помогает командиру воздушного судна пилотировать самолет без кренов и ухода с курса с сохранением установленной скорости и высоты полета.

Штурман:

- при подходе к аэродрому просматривает схему снижения и захода на посадку, расположение и превышение препятствий, указанных в схеме;
- уточняет курс посадки и минимум погоды;
- за 5-10 мин до начала снижения должен иметь полный навигационный расчет маневра снижения и захода на посадку по схеме данного аэродрома (снижение с исходной высоты, полет по прямоугольному маршруту, последняя прямая и посадка с учетом фактического ветра);
- передает расчет в письменной форме командиру воздушного судна;
- контролирует полет и вносит коррективы в расчет полета для точного вывода самолета в исходную точку начала маневра на заданной высоте и в установленное диспетчером время; сообщает командиру воздушного судна момент начала снижения, горизонтальную и вертикальную скорость;
- настраивает радиоконпасы на приводные радиостанции системы посадки данного аэропорта и докладывает командиру воздушного судна о порядке настройки радиоконпасов: «АРК № 1 на ДПРМ» и «АРК. № 2 на БПРМ»;
- в случае неустойчивости показаний радиоконпасов ставит в известность командира воздушного судна и ведет счисление пути визуально или использует данные наземного радиолокатора (или радиопеленгатора);

- осуществляет контроль за выполнением маневра захода на посадку, прослушивает позывные приводных радиостанций, следит за правильностью установки барометрического давления на высотомере и футомере.
- во время полета непрерывно прослушивает командную связь, сообщает командиру воздушного судна о начале разворотов, расчетных курсах полета, следит за выдерживанием маршрута, захода и при необходимости вносит поправки, не допуская отклонений самолета от установленной схемы. Сопоставляет сообщения с земли со своими данными и передает их командиру воздушного судна;
- при выполнении четвертого разворота корректирует выход на предпосадочную прямую, сопоставляет курс самолета с курсовым углом на ДПРМ, на предпосадочной прямой непрерывно следит за выдерживанием расчетного курса, высоты, скорости полета и вертикальной скорости снижения;
- при выходе на посадочную прямую выключает передатчик радиолокатора;
- докладывает командиру воздушного судна о достижении самолетом высоты пролета над ДПРМ, установленной схемой для данного аэродрома;
- докладывает командиру воздушного судна пролет над ДПРМ;
- при подходе к высоте принятия решения докладывает: «Высота принятия решения»;
- предупреждает командира воздушного судна об отклонении приборной скорости и высоты полета до пролета над БПРМ;
- начиная с высоты 60 м и до приземления, докладывает высоту по радиовысотомеру;
- при уходе на второй круг следит за выдерживанием курса полета, безопасной высоты и выполнением маневра набора высоты, докладывая командиру воздушного судна о замеченных недостатках. После посадки записывает время посадки.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ШТУРМАН ОБЯЗАН ХОРОШО ЗНАТЬ ОПАСНЫЕ ДЛЯ ПОЛЕТА ПРЕПЯТСТВИЯ В РАДИУСЕ НЕ МЕНЕЕ 50 КМ ОТ АЭРОДРОМА ПОСАДКИ; ОН НЕСЕТ ОТВЕТСТВЕННОСТЬ ЗА ПРАВИЛЬНОСТЬ ПОСТРОЕНИЯ СХЕМЫ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ И В ЛЮБОЙ МОМЕНТ ДОЛЖЕН ЗНАТЬ ТОЧНОЕ МЕСТОНАХОЖДЕНИЕ САМОЛЕТА.

2. НА СНИЖЕНИИ И ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ ВПЛОТЬ ДО ПОСАДКИ ШТУРМАН ОБЯЗАН ЗАНИМАТЬСЯ ТОЛЬКО АКТИВНЫМ САМОЛЕТОВОЖДЕНИЕМ И ПОМОГАТЬ КОМАНДИРУ ВОЗДУШНОГО СУДНА В ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ.

3. В ПЕРИОД ВОЗМОЖНОГО ОБРАЗОВАНИЯ МОЩНО-КУЧЕВОЙ ОБЛАЧНОСТИ СЛЕДИТ ПО РАДИОЛОКАТОРУ ЗА НАЛИЧИЕМ ГРОВОВЫХ ОЧАГОВ И ДОКЛАДЫВАЕТ ОБ ЭТОМ КОМАНДИРУ ВОЗДУШНОГО СУДНА. В УСЛОВИЯХ ВОЗМОЖНОГО ПОПАДАНИЯ САМОЛЕТА В ГРОВОВЫЙ ОЧАГ НЕМЕДЛЕННО ДАЕТ КОМАНДУ ОБ ИЗМЕНЕНИИ КУРСА В БЕЗОПАСНОМ НАПРАВЛЕНИИ.

Бортмеханик:

- по команде командира воздушного судна устанавливает режим работы, двигателей;
- ведет контроль за работой двигателей, системы кондиционирования, гидравлической,

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

масляной, топливной и противообледенительных систем;
- устанавливает давление аэродрома посадки на регуляторе давления агр. 2077;

- после установки давления аэродрома посадки на высотомерах пилотов докладывает, что показания высотомеров одинаковые;
- по команде командира воздушного судна выпускает шасси, закрылки, а в ночное время - фары; убеждается, что шасси, закрылки, фары выпущены и докладывает командиру воздушного судна;
- устанавливает рычаг управления упором защелки полетного малого газа против отметки диапазона, соответствующего фактической температуре наружного воздуха у земли на аэродроме посадки;
- при заходе на посадку и на глиссаде особенно тщательно следит за работой двигателей. В случае появления признаков отказа немедленно докладывает командиру воздушного судна и выполняет его указания;
- при полете ночью на высоте 100 м по команде командира, воздушного судна включает фары;
- после приземления самолета по команде командира воздушного судна устанавливает РУД в положение 0⁰ по УПРТ-2 и снимает винты с упора, докладывает командиру воздушного судна о произведенных операциях;
- в случае ухода на второй круг по команде командира воздушного судна устанавливает двигателям взлетный режим, убирает шасси, закрылки, докладывает об их уборке, следит за работой двигателей, в случае каких-либо отклонений от нормы докладывает командиру, воздушного судна и выполняет его команды.

Бортрадист:

- при подходе к аэродрому по команде командира воздушного судна зачитывает из карты контрольной проверки разделы «Перед посадкой»;
- докладывает командиру воздушного судна о соответствии частот каналов связи УКВ радиостанций;
- участвует в просмотре схемы пробивания облачности и захода на посадку;
- на предпосадочной прямой следит за работой СП и в случае отказа или неисправности немедленно докладывает командиру воздушного судна; «Глиссада не работает» и т.д. Если есть необходимость, дублирует команды с земли;
- контролирует работу радиоаппаратуры самолета;
- выполняет команды командира воздушного судна.

4.5.11. УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ

1. Уход на второй круг с двумя работающими двигателями АИ-24ВТ и работающим двигателем РУ19А-300, с выпущенным шасси и отклоненными на 30° или 38° закрылками возможен с любой высоты вплоть до высоты выравнивания.

2. По команде командира воздушного судна: «Уходим на второй круг» необходимо:

- установить двигателям АИ-24ВТ взлетный, а двигателю РУ19А-300 - номинальный режим работы;
 - на скорости 210-230 км/ч ПР (в зависимости от полетной массы) перевести самолет
-

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

- в набор высоты;
 - убрать шасси;
 - на высоте не менее 50 м и скорости 240-250 км/ч ПР в визуальном полете в три приема убрать закрылки до 15° с увеличением скорости до 280 - 290 км/ч ПР (в сложных метеоусловиях начало уборки закрылков 120 м);
-
-

- на высоте не менее 120 м и скорости 280-290 км/ч ПР в три приема убрать закрылки (на самолетах, доработанных по бюллетеню № 785., БУ-Г, закрылки убираются в один прием);
- при скорости 310 км/ч ПР на высоте 400 м уменьшить режим работы двигателей до номинального и включить отбор воздуха для наддува кабин;
- повторить маневр захода на посадку.

4.5.12. ЗАРУЛИВАНИЕ НА СТОЯНКУ И ВЫКЛЮЧЕНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ

В процессе руления члены экипажа обязаны вести наблюдение и своевременно докладывать о появлении препятствий командиру воздушного судна.

Перед заруливанием на стоянку убедиться в нормальной работе тормозов и наличии давления в гидросистеме (должно быть 115-160 кгс/см²). Если невозможно зарулить на стоянку, остановить самолет и выключить двигатели.

Перед выключением двигателей после руления по рыхлому снегу или во время выпадения осадков открыть полностью створки маслорадиатора для лучшей продувки сот, увеличив режим работы двигателей.

Зарулив на стоянку, выполнить следующее:

- поставить на стояночный тормоз;
- выключить рулежное управление;
- установить триммеры элеронов, руля направления и высоты в нейтральное положение;
- застопорить управление самолетом.

Примечание. Во избежание заклинивания стопоров **запрещается** устанавливать рули и элероны на стопоры перемещением педалей и штурвала при промежуточных положениях рукоятки стопорения;

- дать команду выключить ненужные потребители электроэнергии, генераторы постоянного и переменного тока, двигатели;
- после прекращения вращения винтов закрыть пожарные краны, створки маслорадиаторов и выключить систему пожаротушения;
- установить переключатель «Снятие винтов с упора» в положение «Винт на упоре».

После установки упорных колодок под колеса шасси выключить стояночный тормоз, обесточить и заземлить самолет.

4.5.13. ПОСЛЕПОЛЕТНЫЙ ОСМОТР САМОЛЕТА

После заруливания самолета на стоянку выполнить внешний осмотр самолета:

Бортмеханику.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Осмотреть визуально с земли планер самолета и винты, убедиться в отсутствии внешних повреждений;

Бортрадисту (штурману при отсутствии бортрадиста в составе экипажа).

Осмотреть антенные устройства самолета и обтекателя радиолокатора и убедиться в отсутствии внешних повреждений.

Командиру воздушного судна.

Осмотреть колеса шасси и убедиться в отсутствии внешних повреждений. Получить доклад от членов экипажа об осмотре самолета.

4.6. ПОЛЕТЫ НОЧЬЮ

При подготовке к ночным полетам выполнить объем работы, указанный в разд. 3.2, и дополнительно следующее:

- проверить освещение кабин, приборных досок и щитков;
- включить аэронавигационные огни и проверить их исправность в режиме постоянного горения и в режиме мигания;
- включить и проверить светосигнальный огонь (ОСС-61);
- выпустить фары, проверить большой и малый свет;
- поворотом вправо колпачков светофильтров затемнить светосигнализаторы.

Получив разрешение на выруливание, закрыть форточки, выпустить фары и включить рулежный свет; для просмотра полосы руления разрешается включить фары на большой свет не более чем на 5 мин.

Взлет самолета ночью производить, как правило, с включенными фарами.

Направление на разбеге выдерживать по взлетному огню и относительному смещению линии посадочных огней ВПП; после отрыва пилотировать самолет, ориентируясь по горизонту, огням ВПП, указателю скорости и вариометру; после прохода пограничных огней ВПП перейти на пилотирование по приборам.

Полет по кругу выполнять по приборам на тех же скоростях и высотах, что и днем.

Посадку самолета производить с включенными посадочными фарами; на предпосадочном снижении после четвертого разворота по команде командира воздушного судна бортмеханику выпустить фары, а после пролета ДПРМ на высоте 100 м включить большой свет.

При заходе на посадку в условиях ограниченной видимости (туман, дымка, осадки) фары включаются по усмотрению командира воздушного судна; включение посадочных фар производить после установления контакта с землей; в случае, если при включении посадочных фар создается мешающий световой экран, фары должны быть выключены.

Посадку производить так же, как и днем.

После освобождения ВПП переключить фары на малый свет и зарулить на стоянку.

При достаточной длине ВПП посадку производить с закрылками, отклоненными на 30°. При этом скорость предпосадочного планирования увеличивается на 10 км/ч, а потребная длина ВПП для посадки - на 180-200 м.

4.7. ПОЛЕТЫ В СЛОЖНЫХ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ

1. Перед полетом:

- изучить метеорологическую обстановку и прогноз погоды по маршруту полета, а также в районах основных и запасных аэродромов;
- изучить данные работы средств связи и порядок ведения радиосвязи:

-
- уточнить радиотехнические средства аэродромов посадки, данные запасных аэродромов и минимальную высоту, до которой разрешается снижение в облаках при заходе на посадку;
 - проверить работу ПОС.

2. Перед посадкой:

- после занятия эшелона перехода установить шкалу высотомера на давление аэродрома, шкалу футомера - на давление аэродрома, приведенное к уровню моря;
- на высоте круга установить датчик РВ на ВПР, если ее значение не более 60 м, и на высоту 60 м, если ВПР более 60 м.

Если датчик РВ не позволяет выставить 60 м, то установите его на ближайшее меньшее значение;

- снижение и построение маневра захода на посадку производить с использованием радиотехнических средств по схеме, установленной для данного аэродрома;
- убедиться в отсутствии льда на стабилизаторе.

4.8. 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;
- опробование двигателей при температуре наружного воздуха 20° С и выше производить с полностью открытыми створками маслорадиатора;
- переключатель управления створкой маслорадиатора после ее открытия должен быть установлен в нейтральное положение; на предварительном старте или при достижении температур; масла на входе 80° С переключатель установить в положение «Автомат»;
- при росте температуры масла выше 95° С на рулении, при работе двигателя на режиме «Малый газ» увеличить режим работы двигателей до 20-22° по УПРТ-2 не менее чем на 2 мин; .
- для предотвращения роста температуры масла .на входе в двигатель выше 90° С разрешается по согласованию с диспетчером, руление на одном работающем двигателе по ВПП и РД в соответствии с указаниями подразд. 4.01;
- при подготовке к полету определить максимально допустимую взлетную массу, длину разбега и скорость отрыва в соответствии с разд. 6;
- набор высоты заданного эшелона выполнять на максимальном режиме (74⁰ по УПРТ)

Ан-26 РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

работы двигателей АИ-24ВТ и номинальном режиме двигателя РУ19А-300.

Необходимые режимы работы двигателей для горизонтального полета, крейсерские скорости и километровые расходы в условиях температур от стандартной (МСА) до МСА +30 °С представлены в разд. 6.

В условиях МСА +30 °С мощность силовой установки на номинальном режиме и 0,85 номинала одинакова, поэтому все летные характеристики на этих режимах совпадают.

При посадке строго соблюдать указания руководства по установке упора полетного малого газа в зависимости от фактической температуры наружного воздуха.

Разрешается после посадки в конце пробега выключить один двигатель, и руление производить на одном работающем двигателе по ВПП и РД в соответствии с указаниями подразд. 4.10.

4.9. ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТОВ НА ВПП ОГРАНИЧЕННЫХ РАЗМЕРОВ

1. Определение «ВПП ограниченных размеров» относится к случаям, когда потребная для посадки на основной аэродром посадочная дистанция, определенная по номограмме рис. 6.15-4 (шкала К-1/0,6), превышает располагаемую длину ВПП - 50 м.

В этих случаях разрешается выполнение полетов в соответствии с указаниями настоящего раздела.

2. Взлет выполняется по указаниям, изложенным в соответствующих разделах РЭВСВС.

3. Посадка выполняется с закрылками, отклоненными на 38°, в соответствии с рекомендациями РЭВСВС, при этом максимально допустимую посадочную массу определяйте по номограммам 6.15-1. 6.15-2. 6.15-4 (шкала К-1/0,7).

4. Скорость захода на посадку выдерживайте в строгом соответствии с РЭВСВС (рис. 6.15-3) при повышенном внимании экипажа.

5. Посадка на ВПП ограниченных размеров запрещается в случаях:

- при метеоминимуме ниже 100×1500;
- в условиях обледенения при заходе на посадку с закрылками, отклоненными на 10°;
- с убранными закрылками при полетной массе более 21,0 т;
- при коэффициенте сцепления ВПП менее 0,45.

В этих случаях посадку производите на запасном аэродроме.

6. При полетах с грунтовых, заснеженных и ледовых ВПП максимальные взлетные и посадочные массы определять в соответствии с подразд. 3.4.

4.10. ОСОБЕННОСТИ ПОЛЕТОВ НА САМОЛЕТЕ, ОБОРУДОВАННОМ КОЛЕСАМИ КТ-157, С ГРУНТОВЫХ И ЗАСНЕЖЕННЫХ ВПП

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

4.10.1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Перед началом полетов с грунтовых и заснеженных ВПП необходимо определить их состояние, которое должно соответствовать требованиям Руководства по эксплуатации аэродромов и разд. 2 настоящего РЭВСВС.

Для полетов с грунтовых ВПП в зимнее время необходимо производить очистку ВПП от снега. В случае необходимости возможно выполнение полетов с грунтовых ВПП со снежным покровом при следующих условиях:

- толщина неуплотненного снега не более 20 см и плотность не более 0.2 г/см³;
- плотность уплотненного снега не менее 0,5 г/см³ и температура не выше -3 °С.

Бортмеханику вести учет количества выполненных взлетов и посадок с грунтовых и заснеженных ВПП.

При взлете самолета с грунтовых и заснеженных ВПП для облегчения отрыва передних колес центровка должна быть не менее 19 % САХ (рекомендуемая центровка 22-26 % САХ).

Максимально допустимые взлетные и посадочные массы при полетах с грунтовых, заснеженных ГВПП и ледовых ВПП определять как для ИВПП по номограммам подразд. 6.7, 6.8, 6.15. При этом располагаемые длины аэродрома (располагаемая длина разбега ВПП - 50 м, дистанция, прерванного взлета ВПП+КПБ-50 м, взлетная дистанция ВПП+КПБ+СЗ-50 м, располагаемая посадочная дистанция ВПП - 50 м) должны быть уменьшены в зависимости от состояния ВПП в соответствии с табл. 4.10-1. При определении потребной длины ВПП для выполнения полетов на грунтовых, заснеженных ГВПП и ледовых ВПП необходимо потребную посадочную дистанцию ВПП - 50 м, определенную по номограмме рис. 6.15-4, увеличить в зависимости от состояния ВПП в соответствии с табл. 4.10-1.

Таблица 4.10-1

Параметры аэродрома	ГВПП, прочность грунта, кгс/см ²			ГВПП, прочность снежного покрова, кгс/см ²				Ледовая ВПП
	7> $\sigma_{гр}$ ≥5	8> $\sigma_{гр}$ ≥7	$\sigma_{гр}$ ≥8	6> $\sigma_{сн}$ ≥4	7≥ $\sigma_{сн}$ ≥6 $\sigma_{сн}$ >7+ +слой не уплотненного снега	10≥ σ >7	σ >10	
Взлет ВПП+КПБ+СЗ-50 м	в 1,2 раза	в 1,15 раза	1,0	в 1,1 раза	1,0	1,0	1,0	1,0
ВПП+КПБ-50 м	в 1,2 раза	в 1,15 раза	1,0	в 1,35 раза	в 1,3 раза	в 1,2 раза	в 1,15 раза	в 1,3 раза
ВПП – 50 м	в 1,2 раза	в 1,2 раза	1,0	в 1,1 раза	1,0	1,0	1,0	1,0
Посадка ВПП – 50 м	1,0	1,0	1,0	в 1,1 раза	в 1,2 раза	в 1,25 раза	в 1,25 раза	в 1,45 раза

При выполнении полетов с ВПП, покрытых уплотненным снегом прочностью 7 кгс/см^2 и менее или свежавыпавшим неукатанным снегом толщиной более 5 см, при расчете максимальной взлетной массы величины «R» и «D» определять на линии $V_1/V_R=1,0$, так как при отказе двигателя на разбеге до достижения скорости отрыва взлет следует прекратить.

Полеты с грунтовых и заснеженных ВПП должны выполняться с учетом следующих особенностей.

4.10.2. РУЛЕНИЕ

Руление самолета по грунтовой ВПП с прочностью грунта $7,5 \text{ кгс/см}^2$ и более и по заснеженной ВПП сложности не представляет.

Для трагивания самолета с места и руления требуется более повышенный режим работы двигателей, чем при рулении по бетонированной ВПП.

Для руления по грунтовой ВПП со скоростью 15-20 км/ч потребное положение РУД по УПРТ составляет $18-26^\circ$.

Руление самолета по грунтовой ВПП, имеющей пониженную прочность грунта ($5-6 \text{ кгс/см}^2$), производить, не допуская остановки самолета.

При рулении по такому грунту не допускать круглых разворотов, а торможение колес применять только, в крайнем случае, так как торможение приводит к увеличению глубины колеи и наибольшему разрушению грунта.

Радиус разворота должен быть не менее 20 м при скорости 15-20 км/ч.

При рулении по грунту, имеющему размокший верхний слой, или по заснеженной ВПП с заледеневшими участками эффективность управления самолетом от передних колес, а также тормозов значительно снижается. Поэтому на разворотах, особенно при выполнении разворотов на 180° , необходимо использовать увеличение мощности двигателя, противоположного развороту, учитывая возможное увеличение радиуса разворота.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. РУЛЕНИЕ НА ОДНОМ ДВИГАТЕЛЕ ПО ЗАСНЕЖЕННОЙ ВПП С ПРОЧНОСТЬЮ СНЕЖНОГО ПОКРОВА 7 КГС/СМ^2 И МЕНЕЕ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

4.10.3. ВЗЛЕТ

Взлет самолета с подготовленной ровной грунтовой ВПП с прочностью грунта 8 кгс/см^2 и более по сравнению со взлетом с бетонированной ВПП особенностей не имеет, за исключением незначительной тряски самолета на разбеге.

Зависимости от состояния грунта и снежного покрова после увеличения мощности двигателям на взлете самолет на тормозах не удерживается и начинает движение до достижения двигателями взлетного режима.

В связи с этим, после трагивания самолета с места командиру воздушного судна необходимо снять самолет с тормозов и одновременно довести режим работы двигателей АИ-24ВТ до

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

взлетного (РУ19А-300 до номинального) и продолжать дальнейший разбег.

Направление разбега выдерживать отклонением руля направления без применения тормозов.

При взлете с грунтовой ВПП с неровным и неравнопрочным грунтом и с ВПП со снежным покровом прочностью менее 7-8 кгс/см² имеются следующие особенности:

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

Для уменьшения тряски, продольной раскачки самолета и нагрузок на переднюю стойку шасси разгрузку передних колес необходимо начинать на скорости по прибору 150 км/ч значительным взятием штурвала на себя.

Разбег самолета с поднятыми передними колесами и выдерживание постоянного взлетного угла затруднены из-за продольной раскачки самолета, вызванной неровностями и неравномерной прочностью грунта.

В этом случае командиру воздушного судна не допускать преждевременного отрыва самолета на пониженной скорости.

Для более уверенного выполнения взлета с грунтовой ВПП имеющей пониженную прочность (5 кгс/см²), необходимо заранее выбрать стартовый участок более повышенной прочности (6 кгс/см²), а при отсутствии такого участка взлет производить без остановки самолета - с «хода», выполнив заранее все необходимые действия, указанные в п. 4.1.

При отказе двигателя на разбеге до достижения скорости отрыва самолета с ГВПП, покрытых уплотненным снегом прочностью 7 кгс/см² и менее или свежес выпавшим неукатанным снегом толщиной более 5 см. взлет прекратить.

4.10.4. ПОСАДКА

Заход и расчет на посадку при полетах с грунтовых ВПП сложности не представляют. Расчет на посадку и определение высоты начала выравнивания при полетах с заснеженных ВПП значительно сложнее, чем при полетах с бетонированных и грунтовых ВПП.

Для улучшения условий расчета на посадку и облегчения определения момента начала выравнивания необходимо производить маркировку (окраску) снежного покрова на участке 200 м от начала ВПП.

Посадка самолета на грунтовую и заснеженную ВПП имеет следующие особенности:

- после касания основных колес самолет более резко опускается на передние колеса. Для предотвращения этого и уменьшения нагрузок на переднюю стойку шасси после касания основных колес штурвал необходимо удерживать в положении полностью на себя, с этой целью снятие винтов с упоров производить несколько позже, чем при посадке на бетонированную ВПП (на 2-3 с);
 - в процессе пробега отмечается продольная и поперечная раскачка и тряска самолета.
-

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Торможение колес выполнять при необходимости, во второй половине пробега. Применение тормозов приводит к более интенсивному разрушению грунтовой и заснеженной полос.

В конце пробега после посадки на грунтовую ВПП с пониженной прочностью грунта командиру воздушного судна, не ожидая полной остановки самолета, увеличить мощность двигателей и вырुлить на участок грунтовой ВПП с более прочным грунтом или на бетонированную ВПП.

4.11. ПОЛЕТ В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ.

4.П.1. ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ

1. Перед полетом необходимо тщательно изучить метеорологическую обстановку по трассе и особенно в пунктах взлета и посадки, учитывая, что большинство случаев обледенения происходит в наборе высоты и при снижении на высотах ниже 5000 м.

При подготовке к полету проверить работу противообледенительных устройств.

Перед запуском двигателей убедиться в отсутствии льда на поверхности самолета и силовых установках.

2. Условия возможного обледенения - температура наружного воздуха 5° С и ниже при наличии облачности, тумана, гололеда, снегопада, дождя или мороси.

3. В полете при попадании самолета в условия обледенения противообледенительная система крыла и оперения должна работать непрерывно или периодически в зависимости от интенсивности обледенения и этапа полета.

4. В условиях обледенения слабой и средней интенсивности противообледенительная система крыла и оперения может работать непрерывно.

При полете на эшелоне в условиях обледенения большой интенсивности для предотвращения образования-льда за обогреваемой зоной носков крыла и оперения (барьерного льда) ПОС крыла и оперения следует включать периодически через каждые 8 - 10 мин на 3-4 мин, контролируя визуально (когда это возможно) сброс льда.

Признаками обледенения большой интенсивности являются:

- быстрое нарастание льда на визуальном указателе обледенения ВУО-У-1, стеклоочистителях и центральном лобовом стекле;
- удары по обшивке фюзеляжа льда, срывающегося с лопастей воздушных винтов;
- уменьшение скорости по прибору после входа в зону обледенения (при постоянном режиме работы двигателей).

5. О начале обледенения экипаж извещают светосигнальное табло и светосигнализаторы, работающие от сигнализаторов обледенения РИО-3 и СО-4АМ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ЭКИПАЖ ОБЯЗАН ПРИНЯТЬ ВСЕ ВОЗМОЖНЫЕ МЕРЫ ДЛЯ НЕМЕДЛЕННОГО ВЫХОДА ИЗ ЗОНЫ ОБЛЕДЕНЕНИЯ В СЛЕДУЮЩИХ СЛУЧАЯХ:

- ПРИ ПОПАДАНИИ САМОЛЕТА В УСЛОВИЯ ОБЛЕДЕНЕНИЯ ПРИ ТЕМПЕРАТУРЕ НИЖЕ МИНУС 20 °С;

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

- ПРИ ОТКАЗАХ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ;
 - ПРИ ОТКАЗЕ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ.
2. ПРИ ОТКАЗАХ ПОС НЕОБХОДИМО ПО ВОЗМОЖНОСТИ ПРОИЗВЕСТИ ПОСАДКУ НА АЭРОДРОМЕ, ГДЕ ОТСУТСТВУЮТ УСЛОВИЯ ОБЛЕДЕНЕНИЯ.

4.11.2. ВЗЛЕТ И НАБОР ВЫСОТЫ

1. Категорически **запрещается** производить взлет, если на поверхности самолета имеются какие-либо отложения льда, снега или инея.
2. Перед каждым полетом независимо от метеоусловий включить на все время полета:
 - сигнализаторы обледенения двигателей СО-4АМ и планера РИО-3 - после запуска двигателей;
 - обогрев стекол в режим «Обогрев стекла ослабл» - перед выруливанием;
 - ПОС крыла и оперения в режим «Автомат» - после взлета и перевода двигателей на номинальный или максимальный режим.
3. При взлете и наборе высоты при температуре наружного воздуха у земли 5 °С и ниже и наличии облачности, тумана, снегопада, дождя, мороси включить:

-
- ПОС ВНА и воздухозаборников двигателей - после запуска двигателей;
 - ПОС воздушных винтов и их обтекателей в режим «Авар. сист» - на рулении, но не ранее чем за 10 мин до взлета;
 - обогрев стекол в режим «Обогрев стекла интенсив» - на рулении;
 - ПОС крыла, оперения и воздухозаборника РУ19А-300 в режим «Ручное» - после взлета и перевода двигателей на номинальный или максимальный режим.

- Примечания:**
1. Перед включением ПОС крыла и оперения отбор воздуха для системы кондиционирования от двигателей АИ-24ВТ уменьшить до 2 ед. по каждому УРВК, а после выключения ПОС восстановить отбор воздуха до 3,5 - 4,5 ед.
 2. При полете на одном работающем двигателе разрешается использовать взлетный режим его работы при включенной ПОС крыла и оперения.
 3. В связи с ненадежной работой сигнализаторов обледенения СО-4АМ установка переключателя «Винт» в положение «Осн. сист» не обеспечивает своевременного автоматического и надежного включения ПОС винтов. Включение обогрева винтов производить только установкой переключателя «Винт» в положение «Авар. сист».
 4. В случае срабатывания РИО-3 в полете вне обледенения (в течение 20-30 с горят светосигнальные табло «Обледенение самолета», «Обледенение» и мигает «ПОС не вкл», а по истечении этого времени светосигнальные табло гаснут и горят светосигнализаторы «Отбор на ПОС» или «Крыло и опер») необходимо убедиться в фактическом отсутствии условий обледенения, после чего перевести переключатель «Крыло и опер» из положения «Автомат» в положение «Откл» на 1-2 с и вернуть на «Автомат»; при этом светосигнализаторы «Отбор на ПОС», «Крыло и опер» гаснут.
4. Набор высоты до выхода из зоны обледенения производить с постоянно включенной ПОС самолета и двигателей.

После выхода из зоны обледенения выключать ПОС при полной уверенности в том, что на защищаемых поверхностях нет льда; при этом переключатель ПОС стекол перевести в режим

«Обогрев стекла ослабл». переключатель ПОС крыла и оперения - в режим «Автомат», переключатель «Винт» - в положение «Осн. сист» и переключатель ПОС двигателей «Лев. ВНА прав» - в положение «Закрыто».

4.11.3. ПОЛЕТ НА ЭШЕЛОНЕ

1. Полет в условиях обледенения производить с постоянно включенной противообледенительной системой ВНА, воздухозаборников двигателей, воздушных винтов (в режим «Авар. сист») и стекол (в режим «Обогрев стекла интенс»).

При полете на эшелоне ПОС крыла и оперения в условиях обледенения слабой и средней интенсивности должны работать непрерывно, в условиях обледенения сильной интенсивности - периодически. При непрерывной работе переключатель ПОС крыла и оперения установить из положения «Автомат» в положение «Ручное»; при периодической работе выключатель ПОС устанавливать на 8-10 мин в положение «Откл», а затем для сброса льда – на 3-4 мин в положение «Ручное», контролируя визуально сброс льда.

2. ПОС самолета и двигателей включать перед входом в облачность, туман, снегопад, дождь или морось при температуре наружного воздуха 5 °С и ниже.

Во всех случаях включения ПОС контролировать ее работу по загоранию соответствующих светосигнализаторов, падению мощности двигателей по ИКМ на 5-10 кгс/см² и увеличению показаний амперметра переменного тока генератора ГО-16ПЧ8 на 60-65А.

После полета в зоне обледенения сбросить лед с профиля указателя обледенения ВУО-У-1. Сброс льда с профиля ВУО-У-1 производить включением переключателя «Сброс льда» на земле не более 3 с, а в полете не более 15 с.

При ночных полетах периодически пользоваться подсветом профиля указателя (устанавливая переключатель «Подсвет - Контроль» в положение «Подсвет»).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПОЗДАЛОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ВНА И ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ ДВИГАТЕЛЕЙ НЕДОПУСТИМО, ТАК КАК ЭТО ПРИВОДИТ К СБРОСУ ОБРАЗОВАВШЕГОСЯ ЛЬДА ВО ВХОДНОЙ КАНАЛ ДВИГАТЕЛЯ. СБРОС ЛЬДА ВЫЗЫВАЕТ НАРУШЕНИЯ В РЕЖИМЕ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ, ПРИЗНАКАМИ КОТОРЫХ ЯВЛЯЮТСЯ ПАДЕНИЕ МОЩНОСТИ, ВОЗНИКНОВЕНИЕ ТРЯСКИ И ХЛОПКОВ. ПОПАДАНИЕ КУСКОВ ЛЬДА ЗНАЧИТЕЛЬНЫХ РАЗМЕРОВ В ТРАКТ ДВИГАТЕЛЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ЕГО ОСТАНОВУ И ВЫЗВАТЬ ПОВРЕЖДЕНИЯ.

3 Включение ПОС самолета и двигателей при постоянном режиме двигателей приводит к уменьшению скорости полета на 30-50 км/ч ПР в зависимости от взлетной массы и высоты полета. Для сохранения заданной скорости полета увеличить режим работы двигателей.

4 После выхода из зоны обледенения выключить ПОС при полной уверенности в том, что на защищаемых поверхностях нет льда; при этом переключатель ПОС стекол перевести в режим «Обогрев стекла ослабл», переключатель ПОС крыла и оперения - в режим «Автомат», переключатель «Винт»-в положение «Осн. сист» и переключатель ПОС двигателей «Лев. ВНА прав» в положение «Закрыто».

4.11.4. СНИЖЕНИЕ, ЗАХОД НА ПОСАДКУ, ПОСАДКА

1. Во всех случаях, когда снижение и заход на посадку производятся в условиях обледенения, вся противообледенительная система самолета и двигателей должна быть включена на постоянную работу.

Для включения ПОС крыла и оперения переключатель системы установить в режим «Ручное».

2. ПОС самолета и двигателей включить перед началом снижения с эшелона в следующих случаях:

- перед входом в облачность, туман, снегопад, дождь или морось;
- при температуре наружного, воздуха 5 °С и ниже;
- при фактическом или прогнозируемом обледенении, а также при температуре наружного воздуха в пункте посадки ниже 10°С.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В СЛУЧАЕ ПОЯВЛЕНИЯ ЛЬДА НА ВОЗДУХОЗАБОРНИКАХ ДВИГАТЕЛЕЙ ИЗ-ЗА НЕИСПРАВНОСТИ СИСТЕМЫ ОБОГРЕВА РЕКОМЕНДУЕТСЯ:

- ПРИ ПОЛЕТАХ НА МАЛОЙ ВЫСОТЕ В ЗОНЕ АЭРОДРОМА ПРОИЗВЕСТИ

НЕМЕДЛЕННУЮ ПОСАДКУ, НЕ ВКЛЮЧАЯ ОБОГРЕВ ВНА И ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ ДВИГАТЕЛЕЙ;

- ПРИ ПОЛЕТЕ ПО МАРШРУТУ ВЫЙТИ ИЗ ОБЛАЧНОСТИ И ПРОИЗВЕСТИ ПОСАДКУ НА БЛИЖАЙШИЙ ЗАПАСНЫЙ АЭРОДРОМ, ТАКЖЕ НЕ ВКЛЮЧАЯ ОБОГРЕВ ВНА И ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ.

ПРИ СБРОСЕ ЛЬДА В ДВИГАТЕЛЬ ИЗ-ЗА НЕИСПРАВНОСТИ СИСТЕМЫ ОБОГРЕВА ВОЗМОЖНО ВОЗНИКНОВЕНИЕ ТРЯСКИ, ХЛОПКОВ И ПАДЕНИЕ МОЩНОСТИ ДВИГАТЕЛЯ. ЕСЛИ ПОСЛЕ СБРОСА ЛЬДА НОРМАЛЬНАЯ РАБОТА ДВИГАТЕЛЯ НЕ ВОССТАНАВЛИВАЕТСЯ, ПРОИЗВЕСТИ ФЛЮГИРОВАНИЕ ВИНТА. ПОСЛЕ ПОСАДКИ ОСМОТРЕТЬ ВОЗДУХОЗАБОРНИК И ЛОПАТКИ ПЕРВЫХ СТУПЕНЕЙ КОМПРЕССОРОВ (ДОСТУПНЫЕ ОСМОТРУ).

3. Выключение ПОС производить в следующем порядке:

- крыла и оперения - после приземления, на пробеге;
- воздушных винтов, ПВД (ППД) и ДУА, сигнализаторов обледенения РИО-3 - на рулении;
- ВНА и воздухозаборников двигателей - после заруливания на стоянку, перед остановкой двигателей;
- стекло - после заруливания на стоянку.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ С ВКЛЮЧЕННОЙ ПОС САМОЛЕТА ВО ИЗБЕЖАНИЕ ВОЗНИКНОВЕНИЯ ОТРИЦАТЕЛЬНОЙ ТЯГИ РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ. СООТВЕТСТВУЮЩИЙ ПРИМЕРНО НУЛЕВОЙ ТЯГЕ (ПОЛЕТНЫЙ МАЛЫЙ ГАЗ). НЕОБХОДИМО УВЕЛИЧИТЬ НА 4° ПО УПРТ-2 ПО СРАВНЕНИЮ С ТЕМ ЗНАЧЕНИЕМ, КОТОРОЕ УСТАНОВЛИВАЕТСЯ РЫЧАГОМ УПОРА ПОЛЕТНОГО МАЛОГО ГАЗА ПО ФАКТИЧЕСКОЙ ТЕМПЕРАТУРЕ НАРУЖНОГО

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

ВОЗДУХА.

4. При заходе на посадку в условиях обледенения до третьего разворота или на расчетном-удалении до четвертого разворота и при заходе по кратчайшему пути экипаж должен убедиться в отсутствии льда на крыле и стабилизаторе. Стабилизатор осматривать через заднее окно в хвостовой части фюзеляжа по левому борту, В ночное время использовать фару подсвета стабилизатора, кратковременно нажимая на переключатель, установленный между шп. № 32 и 33. . •

5. При отсутствии -льда на несущих поверхностях самолета и при исправно работающей ПОС заход на посадку в условиях обледенения выполнять в соответствии с п. 4.5.1.

6. В случае отказа ПОС крыла и оперения и. невозможности выхода из зоны обледенения или следования на другой аэродром, а также при наличии льда на несущих поверхностях самолета или в случае невозможности убедиться в отсутствии льда, заход на посадку и посадку производить следующим образом:

- в полете выдерживать перегрузку, по возможности близкую к единице, не допуская резкого пилотирования и выхода перегрузки за значения менее 0,7 или более 1,3 ед.;
- полет по кругу, выпуск шасси и третий разворот выполнять на скорости 330 км/ч ПР независимо от посадочной массы;
- после третьего разворота выпустить закрылки на 10° на скорости 330 км/ч ПР;

доведя скорость в конце выпуска закрылков до 300 км/ч ПР независимо от полетной массы;

- четвертый разворот с закрылками, отклоненными на 10°, выполнять на скорости 300 км/ч ПР;

- планирование до начала выравнивания с закрылками, отклоненными на 10°, выполнять на скорости 260-290 км/ч ПР для посадочных масс 19-24 т соответственно (табл. 4.5-1);

- в процессе выравнивания, на высоте не более 4 м, установить РУД двигателей в положение 0° по УПРТ с одновременным выводом самолета на положительные углы тангажа;

- приземление выполнять на скорости 230-260 км/ч ПР для посадочных масс 19-24 т соответственно.

Таблица 4.11-1

Посадочная масса, т	Скорость планирования, км/ч	Посадочная скорость, км/ч
19	260	230
21	270	240
23	280	250
24	290	260

После приземления немедленно опустить переднюю стойку шасси, снять винты с упора и применить интенсивное торможение колес шасси.

Примечания: 1. После установки РУД двигателей в положение 0° по УПРТ в воздухе (на высоте не более 4 м) требуется ускоренный ход штурвала на себя к моменту приземления.
2. Уход на второй круг выполнять на взлетном режиме работы двигателей с включенной ПОС самолета и двигателей.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ, ПРИ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ И В НАБОРЕ ВЫСОТЫ ПРИ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ НЕ ДОПУСКАТЬ РЕЗКОГО ПИЛОТИРОВАНИЯ И ПРЕВЫШЕНИЯ УКАЗАННЫХ ВЫШЕ ПЕРЕГРУЗОК, А ТАКЖЕ СКОЛЬЖЕНИЯ БОЛЕЕ ЧЕМ НА ОДИН ДИАМЕТР ШАРИКА-ПО УКАЗАТЕЛЮ СКОЛЬЖЕНИЯ.
2. В СЛУЧАЕ ОБЛЕДЕНЕНИЯ СТАБИЛИЗАТОРА ИМЕЕТ МЕСТО УМЕНЬШЕНИЕ УСИЛИЙ НА ШТУРВАЛЕ ОТ РУЛЯ ВЫСОТЫ, ОСОБЕННО ЗНАЧИТЕЛЬНОЕ ПРИ ЗАДНЕЙ ЦЕНТРОВКЕ САМОЛЕТА НА РЕЖИМАХ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ БОЛЕЕ 40° по УПРТ.
3. ПРИ НАЛИЧИИ БОЛТАНКИ С ПЕРЕГРУЗКОЙ, ВЫХОДЯЩЕЙ ЗА ПРЕДЕЛЫ 0,7-1,3 ПРИ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ, СЛЕДУЕТ УЙТИ НА ЗАПАСНЫЙ АЭРОДРОМ.

При посадке с закрылками, отклоненными на 10° , располагаемая длина ВПП должна быть не менее потребной посадочной дистанции, определённой по номограмме (рис. 6.15-4) для фактических условий посадки. При этом, учитывая сложность обстановки, требуется повышенное внимание экипажа.

Примечание. При невозможности захода на посадку по схеме с углом крена 25° допускается выполнение захода с приемлемым для пилотирования углом крена, но не более указанного в разд. 2 РЭВСВС. Начало разворотов при полете по схеме захода и величину угла крена выдерживать согласно расчету экипажа и по согласованию с диспетчером УВД.

4.11.5. ОСОБЫЕ СЛУЧАИ ПОЛЕТА В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

Отложение льда на передних кромках крыла и стабилизатора ухудшает аэродинамику самолета и представляет опасность из-за уменьшения запаса между полетным углом атаки и критическим углом атаки несущих поверхностей при наличии на них льда.

Одновременное обледенение крыла и стабилизатора (при заходе на посадку) требует строгого выполнения рекомендаций РЭВСВС.

Уменьшение рекомендованных РЭВСВС скоростей полета, увеличение перегрузки и углов атаки приближает самолет к срыву потока на крыле, в то время как увеличение этих скоростей, уменьшение перегрузки и углов атаки при отклонении закрылков более 10° приближает самолет к срыву потока на стабилизаторе.

Изложенные рекомендации по пользованию ПОС и пилотированию самолета в условиях обледенения имеют целью предотвратить отложение льда на несущих поверхностях самолета и обеспечить необходимые запасы по углу атаки до критических режимов.

При несоблюдении этих рекомендаций может произойти срыв потока либо на крыле, либо на горизонтальном оперении.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

В таких случаях необходимо действовать в соответствии с рекомендациями, приведенными ниже.

Срыв потока на крыле при наличии льда на передней кромке

Срыв потока на крыле при наличии льда на передней кромке развивается постепенно, по мере уменьшения скорости или увеличения перегрузки (увеличения угла атаки), и сопровождается следующим:

- слабая тряска самолета (в полете с убранными закрылками);
- уменьшение усилий на штурвале от элеронов при их отклонении;
- сваливание самолета.

Признаком приближения самолета к срывному режиму является срабатывание сигнализации АУАСП.

Примечание. Указанные явления имеют место и на самолете без льда на крыле, однако при отложении льда они наступают на скорости на 20-40 км/ч больше, чем скорость самолета при отсутствии льда на крыле.

Условия, способствующие возникновению срыва потока на обледеневшем крыле:

- уменьшение скорости по сравнению с рекомендованной;
- создание перегрузок и углов атаки, близких к срабатыванию сигнализации АУАСП в результате отклонения штурвала на себя или турбулентности атмосферы;
- крены самолета больше рекомендованных.

Действия экипажа для вывода самолета в нормальный режим полета

При срабатывании сигнализации АУАСП, возникновении тряски или уменьшении усилий на штурвале от элеронов необходимо:

- соразмерным движением штурвала от себя перевести самолет на меньшие углы атаки;
- увеличить режим работы двигателей для обеспечения полета на рекомендованной скорости при наличии льда на крыле (см. подразд. 4.11.4, п. б);
- вывести самолет из крена;
- по достижении рекомендованной скорости вывести самолет из снижения и продолжать полет на этой скорости, не допуская уменьшения перегрузки менее 0,7 или увеличения более 1,3 ед.;
- включить ПОС крыла и оперения, если она не была включена.

В случае сваливания для вывода самолета в нормальный режим полета следует энергично отклонить штурвал от себя до нейтрального положения, сохраняя при этом элероны и руль направления в нейтральном положении, после чего самолет уменьшает угол атаки и быстро набирает скорость. После прекращения срывной тряски крен устранить элеронами и перевести самолет в горизонтальный полет.

При выводе обледеневшего самолета (лед на крыле, стабилизаторе и киле) их критических режимов (по крылу), при отклонении закрылков более чем на 10° не допускать перегрузки

менее 0,7 ед.

Срыв потока на стабилизаторе со льдом на передней кромке

Срыв потока на стабилизаторе при наличии льда на его передней кромке (угол отклонения закрылков более 10°) развивается постепенно, по мере уменьшения перегрузки или увеличения отрицательного угла атаки горизонтального оперения, и сопровождается следующим:

- уменьшение усилий на штурвале от руля высоты при отклонении штурвала от себя;
- появление тянущих усилий на штурвале вплоть до значительных;
- уход штурвала вперед под воздействием значительных тянущих усилий в случае отсутствия противодействия КВС.

Если КВС не противодействует уходу штурвала вперед, то самолет выходит на перегрузки меньше единицы и начинает резко опускаться нос с искривлением траектории вниз - возникает «клевок» самолета. Удерживание штурвала в положении, соответствующем перегрузке, равной единице, предотвращает это явление.

ВНИМАНИЕ. НЕОБХОДИМО РАЗЛИЧАТЬ ИЗМЕНЕНИЕ УСИЛИЙ НА ШТУРВАЛЕ, КОТОРОЕ ВОЗНИКАЕТ ПРИ СРЫВЕ ПОТОКА НА СТАБИЛИЗАТОРЕ. ОТ ИЗМЕНЕНИЙ УСИЛИЙ, ВЫЗВАННЫХ ПЕРЕБАЛАНСИРОВКОЙ САМОЛЕТА ПРИ УБОРКЕ ЗАКРЫЛКОВ ИЛИ ПРИ УМЕНЬШЕНИИ РЕЖИМА РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ.

Условия, способствующие возникновению срыва потока на стабилизаторе при наличии льда на передней кромке:

- угол отклонения закрылков более 10° ;

-
-
- создание перегрузок меньше единицы в результате отклонения штурвала от себя или при турбулентности атмосферы;
 - скорость захода на посадку больше рекомендованной (особенно при малой полетной массе).

Действия экипажа для вывода самолета в нормальный режим полёта

При обнаружении уменьшения усилий на штурвале, появлении незначительных тянущих усилий необходимо:

- удерживать штурвал от ухода вперед, сохраняя перегрузку, равную единице;
- уменьшить (в два-три приема) угол отклонения закрылков до 10° и увеличением режима работы двигателей в процессе уборки закрылков обеспечить скорости, рекомендованные РЭВСВС для полета с закрылками, отклоненными на 10° (см. подразд. 4.11.4. п. 6);
- включить ПОС крыла и оперения, если она не была включена;
- уйти на второй круг.

При уходе штурвала вперед с опусканием носа самолета («клевок») необходимо:

- энергичным движением взять штурвал на себя, не допуская срабатывания АУАСП;
- немедленно уменьшить угол отклонения закрылков до 10° и соответствующим изменением

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

режима работы двигателей в процессе уборки закрылков обеспечить скорости, рекомендованные РЭВСВС для полета с закрылками, отклоненными на 10°, с соблюдением ограничений по скорости полета с выпущенными закрылками;

- вывести самолет в горизонтальный полет;
- включить ПОС крыла и оперения, если она не была включена;
- уйти на второй круг.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

**4. 12. ОСОБЕННОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ В УСЛОВИЯХ
ОГРАНИЧЕНИЯ ШУМА НА МЕСТНОСТИ**

4.12.1 Общие указания.

Самолет АН-26 (АН-26Б) с двумя турбовинтовыми двигателями АИ-24ВТ и воздушными винтами АВ-72Т и одним турбореактивным двигателем РУ-19А-300 по уровню шума, создаваемого им на местности, соответствует требованиям 3 Ступени Приложения С Авиационных Правил Части 36 и главы 3 Приложения 16 Стандарта ИКАО при максимальной взлетной массе и посадочной массе 24 000 кг при взлетно-посадочной конфигурации $\delta_{з.взл.} = 15^\circ$, $\delta_{з.пос.} = 38^\circ$ (См. Табл. 4. 12-1),

Таблица 4.12-1

Контрольные точки	АН-26 (АН26Б), EPN дБ	Нормы 3-й ступени 3-й главы ИКАО, EPN дБ	Запас относительно норм 3 ст., 3 гл., EPN дБ
Альтернативная точка сбоку от ВПП	92.0 ± 0.95	94.0	-2.0
Под траекторией взлета (6500м)	90.6 ± 0.8	89.0	+1.6
Под глиссадой захода на посадку.	96.6 ± 0.47	98.0	-1.4
Суммарный запас относительно норм			-1.8

Требования к эксплуатации самолетов в определенных аэропортах обязывают летные экипажи выполнять взлет и посадку с ограничением шума на местности.

Ниже приведены рекомендации по особенностям выполнения взлета и посадки самолета, обеспечивающие соответствие требованиями по допустимому уровню шума в районе аэропортов.

Уменьшение шума на местности при взлете обеспечивается за счет набора высоты при выдерживании скорости полета, равной $V_2 + 20$ км/ч, и дросселировании режима работы двигателей на заданной высоте.

Уровень шума, создаваемый самолетом в зоне ограничения шума, может быть уменьшен удалением самолета при взлете и посадке от зоны ограничения шума путем выбора (по согласованию с диспетчером аэропорта) предпочтительных по шуму ВПП и маршрута полета. Это необходимо учитывать при подготовке к полету.

Если в аэропорту имеются рекомендации для взлета и посадки по ограничению шума на местности, экипаж обязан:

- изучить рекомендации по ограничению шума в данном аэропорту;
- выполнять рекомендации по ограничению шума на местности для аэропорта в случае, если их применение обеспечивает безопасность выполнения полета

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

4.12.2. Взлет в условиях ограничения шума на местности.

После отрыва, на высоте не менее 5м, затормозите колеса и уберите шасси. Плавно переведите самолет в набор высоты с одновременным разгоном скорости до величин указанных в таблице 4. 12-2.

Таблица 4. 12-2

Взлетная масса, т	21 и менее	21-23	23-24
Приборная скорость, км/ч.	250	260	270

Набор высоты выполняйте на постоянной скорости с закрылками, отклоненными на 15°,

В случае необходимости, для уменьшения шума, разрешается выполнять разворот в сторону от населенного пункта в режиме набора высоты на высоте не менее 100 м (по радиовысотомеру).

Действия по уборке закрылков выполняйте на высоте не менее 500 м в соответствии с рекомендациями п. 3. 2. 3. 1 РЛЭ. Дальнейший полет выполняйте в полном соответствии с рекомендациями РЛЭ.

4.12.3. Заход на посадку и посадка.

Посадочное положение закрылков -38°

Заход на посадку и посадку выполняйте в соответствии с указаниями РЭВС,

При заходе на посадку выдерживайте синхронное перемещение РУД обоих двигателей.

В случае необходимости дополнительного уменьшения уровня шума на аэродроме посадки выясните возможность пролета пункта контроля шума (ПКШ) с боковым уклонением.

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
5.1. Отказ двигателя АИ-24ВТ	4
5.1.1. Признаки отказа двигателя АИ-24ВТ в полете	4
5.1.2. Отказ двигателя АИ-24ВТ на взлете	6
5.1.3. Отказ двигателя РУ19А-300 на взлете	7
5.1.4. Отказ двигателя АИ-24ВТ в наборе высоты	7
5.2. Пожар на самолете в полете и на земле	9
5.2.1. Пожар в отсеках гондол двигателя АИ-24ВТ	9
5.2.2. Пожар в отсеке двигателя РУ19А-300	10
5.2.3. Пожар внутри двигателя АИ-24ВТ	11
5.2.4. Пожар в отсеках крыла	12
5.2.5. Пожар в кабине	12
5.2.6. Пожар на земле	13
5.3. Разгерметизация кабины	13
5.4. Экстренное снижение	13
5.5. Полет с одним отказавшим двигателем АИ-24ВТ	14
5.5.1. Полет с зафлюгированным винтом отказавшего двигателя	14
5.5.2. Полет с авторотирующим винтом отказавшего двигателя	16
5.6. Останов и запуск двигателя АИ-24ВТ в полете	18
5.6.1. Останов двигателя	18
5.6.2. Запуск двигателя	18
5.7. Заход на посадку и посадка с одним отказавшим двигателем АИ-24 ВТ ..20	
5.7.1. Заход на посадку и посадка с зафлюгированным винтом отказавшего двигателя	20
5.7.2. Заход на посадку и посадка с авторотирующим и снятым с упора ($\varphi=8^\circ$) винтом отказавшего двигателя	20
5.7.3. Отказ двигателя на предпосадочном снижении	21
5.7.4. Посадка при несимметричной тяге двигателей на полетном малом газе	22
5.7.5. Действия экипажа при останове двух двигателей в полете	23
5.7.6. Посадка самолета при двух неработающих двигателях	25
5.7.7. Уход на второй круг с одним неработающим двигателем АИ-24ВТ (винт отказавшего двигателя зафлюгирован)	29
5.8. Посадка с убранными закрылками	30
5.9. Посадка с неисправным шасси	30
5.9.1. Общие указания	30
5.9.2. Посадка самолета на основные стойки шасси при невыпустившейся передней стойке	31
5.9.3. Посадка самолета на основную и переднюю стойки шасси при одной невыпустившейся основной стойке	31
5.9.4. Посадка самолета на переднюю стойку шасси при невыпустившихся основных стойках	31
5.9.5. Посадка самолета на одну выпущенную основную стойку шасси, если ее невозможно убрать	32
5.9.6. Посадка самолета на фюзеляж	32
5.9.7. Посадка самолета с выпущенным шасси, когда основная стойка не установилась на замок выпущенного положения	32
5.10. Вынужденная посадка самолета на воду	33
5.11. Полет и посадка с открытым грузовым люком	33

	Стр.
5.12. Вынужденная посадка и экстренная эвакуация	34
5.13. Полет при работе самолетной электросети постоянного и переменного тока в режиме аварийного питания	34
5.14. Действия экипажа при отказе систем ПРТ-24А	35
5.15. Полеты в турбулентной атмосфере	35
5.15.1. Полеты в условиях турбулентности	35
5.15.2. Полеты в условиях сдвига ветра	36
5.15.3. Полеты в условиях грозовой деятельности	37
5.16. Особенности пилотирования самолета на больших углах атаки	37
5.17. Прекращение взлета по причинам, не связанным с отказом двигателя	39
5.18. Отказ одного или двух авиагоризонтов в полете на самолетах без ББК-18	39
5.19. Отказ двух авиагоризонтов в полете на самолетах с ББК-18	39

5.1. ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ АИ-24ВТ

5.1.1. ПРИЗНАКИ ОТКАЗА ДВИГАТЕЛЯ АИ-24ВТ В ПОЛЕТЕ

Основным признаком отказа является прогрессивно увеличивающийся крен и разворот самолета в сторону отказавшего двигателя.

При отказе:

- загорается красное светосигнальное табло «Отказ двиг. лев. (прав)» и красный светосигнализатор кнопки КФЛ-37;
- падает давление масла по указателю ИКМ;
- падает давление масла на входе в двигатель ниже допустимого предела;
- падает мгновенный расход топлива и давление топлива перед форсунками;
- увеличивается или падает частота вращения за допустимые пределы на установившемся режиме работы двигателя, а также возникают колебания частоты вращения более $\pm 1\%$;
- повышается или интенсивно понижается за допустимые пределы температура газа за турбиной;
- загорается красный светосигнализатор «Опасн. вибр. лев. (прав.) двиг.», повышается значение виброперегрузки (более 6 ед.) по показывающему прибору аппаратуры ИВ-41БМ, изменяется одностороннее устойчивое значение виброперегрузок двигателя на эшелоне в течение более чем на 2 ед.;
- загорается светосигнализатор «Винт снят с упора» или «Вывод из флюгера лев. дв» («Вывод из флюгера прав. дв»).

Примечание. Не всегда является признаком отказа двигателей загорание в полете светосигнализатора кнопки КФЛ-37- и светосигнального табло отказа двигателя; они могут загореться в следующих случаях:

- при запуске и останове двигателя;
- после установки рычагов управления двигателями в положение 0° по УПРТ-2 в момент снятия лопастей винта с промежуточного упора при посадке;
- при экстренном снижении самолета до высоты ниже 4000 м.

Допускается горение светосигнализатора «Вибрация лев. (прав.) двиг.» и заброс стрелки прибора ИВ-41БМ в режиме экстренного снижения самолета.

Действия экипажа при отказе двигателя

Командиру воздушного судна:

парировать стремление самолета к развороту, предварительно выключив автопилот, если он был включен, и подать соответствующие команды членам экипажа.

Бортмеханику:

- убедиться по указателю оборотов, что автоматическая система ввода воздушного винта во флюгер сработала нормально при отказе двигателя на режимах более $(35,5+2)^\circ$ по УПРТ (при автофлюгере частота вращения падает за 2,5-3 с до 25-30% по указателю, с последующим их снижением до 0-5%), и доложить КВС: «Винт во флюгере».

При отказах двигателя на режимах, не защищенных системой автофлюгера [режим менее $(35,5+2)^\circ$ по УПРТ], или в случае несрабатывания автоматической системы флюгирования - по команде КВС принудительно зафлюгеровать винт нажа-

тием кнопки КФЛ-37, обращая особое внимание на соответствие кнопки КФЛ-37 отказавшему двигателю; если флюгирование воздушного винта от кнопки КФЛ-37 не произошло, немедленно зафлюгировать винт отказавшего двигателя от аварийной системы флюгирования;

- на высоте не менее 400 м по команде КВС закрыть перекрывной (пожарный) кран отказавшего двигателя; продублировать флюгирование аварийной системой, обращая особое внимание на соответствие перекрывного (пожарного) крана и крана аварийной системы флюгирования отказавшему двигателю.

Второму пилоту:

закрывать отбор воздуха от отказавшего двигателя, а перед входом в зону возможного обледенения на самолетах с автоматическим включением ПОС крыла и оперения переставить переключатель «Крыло и опер. вход РУ-19» из положения «Автомат» в положение «Ручное».

Штурману (бортмеханику):

выключить генераторы отказавшего двигателя.

ВНИМАНИЕ: 1. ПРИ ОБНАРУЖЕНИИ ПРИЗНАКОВ ОТКАЗА ДВИГАТЕЛЯ - ЗАГОРАНИЯ СВЕТОСИГНАЛЬНОГО ТАБЛО «СТРУЖКА В МАСЛЕ ЛЕВ. (ПРАВ.) ДВ», СВЕТОСИГНАЛИЗАТОРОВ «ВИНТ СНЯТ С УПОРА», «ВЫВОД ИЗ ФЛЮГЕРА ЛЕВ. (ПРАВ.) ДВ» И ПРИ УВЕЛИЧЕНИИ ВИБРОПЕРЕГРУЗОК ЭКИПАЖ ОБЯЗАН ДЕЙСТВОВАТЬ В СООТВЕТСТВИИ С УКАЗАНИЯМИ, ИЗЛОЖЕННЫМИ В П. 7.1.11 «ВОЗМОЖНЫЕ НЕИСПРАВНОСТИ И ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА».

2. ПРИ ОТКАЗЕ ДВИГАТЕЛЯ И СРАБАТЫВАНИИ СИГНАЛИЗАЦИИ О ПОЖАРЕ ИЛИ ОБНАРУЖЕНИИ ПОЖАРА ВИЗУАЛЬНО, НЕЗАВИСИМО ОТ ВЫСОТЫ ПОЛЕТА, ЭКИПАЖ ДОЛЖЕН РУКОВОДСТВОВАТЬСЯ РЕКОМЕНДАЦИЯМИ, ИЗЛОЖЕННЫМИ В ПП. 5.2.1 -5.2.3.

3. В СЛУЧАЕ ОТКАЗА ДВИГАТЕЛЯ И ВСЕХ СИСТЕМ ФЛЮГИРОВАНИЯ (АВТОМАТИЧЕСКОЙ, РУЧНОЙ ОТ КНОПКИ КФЛ-37 И АВАРИЙНОЙ) НЕОБХОДИМО ВЫКЛЮЧИТЬ ПОДАЧУ ТОПЛИВА В ОТКАЗАВШИЙ ДВИГАТЕЛЬ ПУТЕМ ПЕРЕВОДА ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЯ «СТОП-КРАН» ЭТОГО ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛОЖЕНИЕ «ЗАКРЫТО», В ДАЛЬНЕЙШЕМ ПРОДОЛЖИТЬ ПОЛЕТ И ВЫПОЛНИТЬ ПОСАДКУ В СООТВЕТСТВИИ С РЕКОМЕНДАЦИЯМИ, ИЗЛОЖЕННЫМИ В ПП. 5.5.2, 5.7.2.

4. В СЛУЧАЕ, ЕСЛИ ТЕМПЕРАТУРА ГАЗА ЗА ТУРБИНОЙ ПРЕВЫСИЛА МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМУЮ НА 10 °С, НЕОБХОДИМО УМЕНЬШИТЬ РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ ДО НОМИНАЛЬНОГО, НЕ ОТКЛЮЧАЯ. ПРИ ЭТОМ ПРТ. ЕСЛИ ТЕМПЕРАТУРА ГАЗА НЕ УМЕНЬШАЕТСЯ, ОСТАНОВИТЬ ДВИГАТЕЛЬ. ПОВЫШЕНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА НА 10 °С В ТЕЧЕНИЕ 1 МИН ДОПУСКАЕТСЯ 3 РАЗА ЗА МЕЖРЕМОНТНЫЙ РЕСУРС ДВИГАТЕЛЯ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. СНИМАТЬ ВОЗДУШНЫЕ ВИНТЫ С ПРОМЕЖУТОЧНОГО УПОРА В ПОЛЕТЕ **ЗАПРЕЩАЕТСЯ** ЗА ИСКЛЮЧЕНИЕМ СЛУЧАЕВ ОДНОВРЕМЕННОГО ОТКАЗА ДВИГАТЕЛЯ И ВСЕХ СИСТЕМ ФЛЮГИРОВАНИЯ ВИНТА ИЛИ ПОСАДКИ САМОЛЕТА С АВТОРОТИРУЮЩИМ ВИНТОМ В УЧЕБНЫХ ЦЕЛЯХ.

2. ПРИ НЕИСПРАВНОСТИ СИСТЕМЫ ПРТ, ЧТО ОБНАРУЖИВАЕТСЯ ПО

БЕСПОРЯДОЧНЫМ БРОСКАМ СТРЕЛКИ ВОЛЬТМЕТРА ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЯ С НЕИЗМЕННЫМ ПОЛОЖЕНИЕМ РУД И КОЛЕБАНИЯМ ПАРАМЕТРОВ ДВИГАТЕЛЯ, ВЫКЛЮЧИТЬ СИСТЕМУ ПРТ. КОНТРОЛИРОВАТЬ РАБОТУ ДВИГАТЕЛЯ ПО ТЕМПЕРАТУРЕ ГАЗА ЗА ТУРБИНОЙ.

3. В СЛУЧАЕ ЗАГОРАНИЯ В ПОЛЕТЕ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОРА «ВЫВОД ИЗ ФЛЮГЕРА ЛЕВ. ДВ» («ВЫВОД ИЗ ФЛЮГЕРА ПРАВ. ДВ») ПРОИЗВЕСТИ ФЛЮГИРОВАНИЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА ЭТОГО ДВИГАТЕЛЯ КРАНОМ ГИДРООСТАНОВА. ПРОДУБЛИРОВАТЬ ФЛЮГИРОВАНИЕ КНОПКОЙ КФЛ-37, ОБРАЩАЯ ОСОБОЕ ВНИМАНИЕ НА СООТВЕТСТВИЕ КНОПКИ ОСТАНОВЛЕННОМУ ДВИГАТЕЛЮ.

5.1.2. ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ АИ-24ВТ НА ВЗЛЕТЕ

Отказ двигателя АИ-24ВТ на разбеге при скорости меньше V_1 .

Прекратить взлет, для этого:

- удерживать самолет от разворота рулем направления и элеронами, отклонением штурвала прижать переднюю стойку шасси к ВПП, при необходимости применить тормоза;
- убрать рычаги управления двигателями АИ-24ВТ до 0° по УПРТ-2, а рычаг управления двигателем РУ19А-300 установить в положение «Стоп»;
- дать команду бортмеханику снять воздушные винты с упора;
- применить интенсивно торможение;
- при опасности столкновения с препятствиями выключить двигатель краном аварийного флюгирования и обесточить самолет;

После прерванного взлета необходимо выполнить операции, указанные в подразд. 7 5.2 – «Эксплуатация шасси после прерванного взлета».

2. Отказ двигателя АИ-24ВТ при скорости, равной или больше V_1 .

Продолжать взлет, при этом:

- уменьшить угол тангажа, удерживать самолет от разворота рулем направления и элеронами;
- бортмеханик докладывает КВС об отказе двигателя и по его команде действует согласно рекомендациям, изложенным в п. 5.1.1;
- отрыв самолета при отказе одного двигателя АИ-24ВТ должен происходить на скорости 220-230 км/ч ПР;
- создать крен $2-4^\circ$ в сторону работающего двигателя АИ-24ВТ и выдержать прямолинейность взлета;
- выдерживая скорость 230-240 км/ч ПР на высоте не менее 5 м, затормозить колеса и дать команду бортмеханику «Шасси убрать»;
- на скорости 245-260 км/ч ПР перевести самолет в набор высоты;
- после преодоления препятствий на высоте не менее 120 м и скорости 260 км/ч ПР убрать закрылки в три приема (на самолетах, доработанных по бюллетеню № 785 БУ-Г, закрылки убираются в один прием), следя за набором высоты и нарастанием скорости, которая к концу уборки закрылков должна достигнуть 280-290 км/ч ПР;
- снять триммерами нагрузки с органов управления;
- набор высоты и полет. по кругу выполнять на скорости 290-300 км/ч ПР;

- на высоте круга доложить диспетчеру УВД об отказе двигателя и принять решение о посадке самолета на аэродроме взлета или запасном аэродроме;
- набор высоты с одним отказавшим двигателем АИ-24ВТ выполнять в соответствии с п. 5.1.4;
- в случае взлета на максимальном режиме работы двигателей АИ-24ВТ и номинальном - двигателя РУ19А-300 продолжать взлет, не изменяя режима работы двигателей.

Увеличение режима работы двигателя до взлетного, при необходимости, производить плавно после набора высоты 10 м на скорости не менее 220 км/ч ПР.

При взлете с неработающим двигателем РУ19А-300 критическим является правый двигатель АИ-24ВТ, с работающим РУ19А-300 - левый.

ВНИМАНИЕ. ПРИ СРАБАТЫВАНИИ СИГНАЛИЗАЦИИ «ОПАСНО ЗЕМЛЯ» В ПРОЦЕССЕ РАЗГОНА САМОЛЕТА ПРИНЯТЬ МЕРЫ К НЕМЕДЛЕННОМУ ПРЕКРАЩЕНИЮ СНИЖЕНИЯ, А ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ - К ПЕРЕВОДУ САМОЛЕТА В НАБОР ВЫСОТЫ (НЕ ДОПУСКАЯ УМЕНЬШЕНИЯ СКОРОСТИ НИЖЕ БЕЗОПАСНОЙ).

5.1.3. ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ РУ19А-300 НА ВЗЛЕТЕ

При отказе двигателя РУ19А-300 взлет следует продолжать. Установить рычаг управления двигателем РУ19А-300 в положение «Стоп» и закрыть пожарный кран. Набрать высоту круга, принять решение о посадке на аэродроме вылета или продолжить полет до базового аэропорта.

5.1.4. ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ АИ-24ВТ В НАБОРЕ ВЫСОТЫ

1. При отказе двигателя:

- удерживать самолет от разворота, создать крен 2-4° в сторону работающего двигателя;
- при необходимости снять триммерами усилия с органов управления;
- выдерживать прямолинейность полета;
- бортмеханик докладывает КВС об отказе двигателя и по его команде действует согласно рекомендациям, изложенным в п. 5.1.1;
- запустить двигатель РУ19А-300, если он был выключен;
- при необходимости использовать максимальный режим АИ-24ВТ (УПРТ=74°) или взлетный (УПРТ=100°);
- произвести посадку на аэродроме вылета или на ближайшем запасном аэродроме.

2. При необходимости набор высоты с одним работающим двигателем АИ-24ВТ производить на режимах полета и работы двигателей, указанных в табл. 5.1-1, 5.1-2, 5.1-3 и на рис. 5.1.

3. При отказе двигателя АИ-24ВТ в полете без РУ19А-300 (РУ19А-300 запрещено использовать, или он снят с самолета) и при невозможности зафлюгировать винт, полет выполняется только со снижением (табл. 5.1-5).

В этом случае, в зависимости от высоты отказа двигателя, выполнить посадку перед собой или на ближайшем аэродроме.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Действия экипажа при выполнении захода на посадку с авторотирующим винтом отказавшего двигателя и неработающим РУ19А-300 аналогичны изложенным в пп. 5.5.2. 5.7.2 и 5.7.3.

Посадку вне аэродрома выполнять в соответствии с рекомендациями, изложенными в подразделе «Посадка самолета при двух неработающих двигателях».

Таблица 5.1-1

Характеристики набора высоты в стандартных условиях при работе одного двигателя АИ-24ВТ на взлетном режиме (УПРТ-100⁰) и двигателя РУ19А-300 на номинальном режиме (частота вращения ротора равна 97 %), винт неработающего двигателя зафлюгирован, конфигурация полетная

Взлетная масса, кг	Высота, м	Приборная скорость, км/ч	Скороподъемность, м/с
24000	0	300	2,6
	1000	300	2,4
	2000	300	2,0
	3000	300	1,4
	4000	300	0,5
22000	0	290	3,4
	1000	290	3,2
	2000	290	2,7
	3000	290	2,1
	4000	290	1,3
	4400	290	0,5

Таблица 5.1-2

Характеристики набора высоты в стандартных условиях при работе одного двигателя АИ-24ВТ на максимальном режиме (УПРТ-74⁰) и двигателя РУ19А-300 на номинальном режиме (частота вращения ротора равна 97 %), винт неработающего двигателя зафлюгирован, конфигурация полетная

Взлетная масса, кг	Высота, м	Приборная скорость, км/ч	Скороподъемность, м/с
24000	0	300	2,2
	1000	300	2,0
	2000	300	1,5
	3000	300	0,9
	3600	300	0,5
22000	0	290	2,9
	1000	290	2,7
	2000	290	2,2
	3000	290	1,6
	4400	290	0,5

Таблица 5.1 -3

Характеристики набора высоты в стандартных условиях при работе одного двигателя АИ-24ВТ на взлетном режиме (УПРТ=100⁰), винт Неработающего двигателя зафлюгирован, конфигурация полетная, двигатель РУ19А-300 выключен

Взлетная масса, кг	Высота, м	Приборная скорость, км/ч	Скороподъемность, м/с
24000	0	300	0,75
	1000	300	0,60
	1450	300	0,50
22000	0	290	1,20
	1000	290	1,05
	2000	290	0,70
	2450	290	0,5
21000	0	285	1,50
	1000	285	1,35
	2000	285	1,0
	2850	285	0,5

Практический потолок при работе двигателя АИ-24ВТ на взлетном режиме (РУ19А-300 выключен) в стандартных условиях:

- при взлетной массе 24000 кг - 1450 м;
- при взлетной массе 22000 кг - 2450 м;
- при взлетной массе 21000 кг - 2850 м.

5.2. ПОЖАР НА САМОЛЕТЕ В ПОЛЕТЕ И НА ЗЕМЛЕ

Каждый член экипажа при обнаружении пожара на самолете обязан немедленно доложить командиру воздушного судна о месте и характере пожара.

Обязанности командира воздушного судна:

- во всех случаях возникновения пожара принять меры к тушению, сообщить руководителю полетов, (диспетчеру) о случившемся;
- при обнаружении пожара на взлете, до отрыва самолета, прекратить взлет и дать команду бортмеханику о тушении пожара;
- при невозможности прекратить взлет продолжать его;
- произвести посадку, на ближайшем аэродроме или вне его, сообразуясь с обстановкой.

5.2.1. ПОЖАР В ОТСЕКАХ ГОНДОЛ ДВИГАТЕЛЕЙ АИ-24ВТ

При возникновении пожара в одном из отсеков двигателя АИ-24ВТ (загорится соответствующая красная лампа-кнопка, I очередь пожаротушения срабатывает автоматически) выключить автопилот, если он был включен.

Выполнить экстренное снижение, если пожар возник на эшелоне.

По команде командира воздушного судна бортмеханику:

- зафлюгировать винт двигателя, расположенного в горячей гондоле, нажатием кнопки КФЛ-37 и продублировать флюгирование винта краном гидроостанова;
- закрыть перекрывной (пожарный) кран топлива самолета;
- выключить подкачивающие топливные насосы полукрыла и на остановленном двигателе;
- установить РУД аварийного двигателя в положение «0» по УПРТ-2, переключатель стоп-крана в положение «Закрыто»;
- проверить ликвидацию пожара, для чего не ранее чем через 15 с после срабатывания огнетушителей I очереди установить главный переключатель пожаротушения в нейтральное положение, а затем - в положение «Пожаротушение»; если пожар ликвидирован, лампа-кнопка не загорается; если пожар не ликвидирован (лампа-кнопка горит), нажать кнопку огнетушителей II очереди.

ВНИМАНИЕ. ПРИ ПОЖАРЕ В ПРАВОЙ ГОНДОЛЕ ВЫКЛЮЧИТЬ РУ19А-300 (ЕСЛИ ОН БЫЛ ВКЛЮЧЕН). ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ «СТВОРКА РУ19» УСТАНОВИТЬ В ПОЛОЖЕНИЕ «ЗАКРЫТО».

Дать команду второму пилоту прекратить отбор воздуха от остановленного двигателя, а бортрадисту - выключить генераторы постоянного и переменного тока этого двигателя.

При несрабатывании системы сигнализации и визуальном обнаружении пожара дать команду бортмеханику - включить систему пожаротушения вручную.

По этой команде бортмеханику после флюгирования винта и закрытия перекрывного (пожарного) крана топлива нажать соответствующую лампу-кнопку «Пожар мотогондолы».

5.2.2. ПОЖАР В ОТСЕКЕ ДВИГАТЕЛЯ РУ19А-300

При возникновении пожара в отсеке двигателя РУ19А-300 (загорается лампа-кнопка «Пожар РУ19») автоматически срабатывает I очередь огнетушителей. Командиру воздушного судна дать команду выключить двигатель РУ19А-300 и проверить результаты тушения пожара I (автоматической) очередью огнетушителей, закрыть перекрывной (пожарный) кран топлива.

По этой команде:

- бортмеханик выключает двигатель РУ19А-300;
- бортрадист выключает генератор ГС-24Б.

После этого бортмеханику проверить результаты тушения пожара I (автоматической) очередью огнетушителей, как указано в п. 5.2.1, и при необходимости включить II очередь пожаротушения.

Примечания: 1. В правой гондоле сигнализация пожара выполнена отдельно для отсеков двигателя АИ-24ВТ и двигателя РУ19А-300. Огнегасящий состав подается одновременно в оба указанных отсека как при автоматическом срабатывании пожар-

ного оборудования, так и при нажатии кнопки «Пожар прав, двигателя» или «Пожар РУ19».

2. При загорании обеих ламп-кнопок «Пожар прав, двигателя» и «Пожар РУ19» действовать, как указано в пп. 5.2.1 и 5.2.2.

5.2.3. ПОЖАР ВНУТРИ ДВИГАТЕЛЯ АИ-24ВТ

При возникновении пожара внутри двигателя на пульте управления системой пожаротушения загорается красный светосигнализатор «Пожар внутри прав. дв» или «Пожар внутри лев. дв» и гудит сирена.

При этом необходимо:

- выключить автопилот (если он был включен);
- произвести экстренное снижение;
- зафлюгировать винт загоревшегося двигателя нажатием кнопки КФЛ-37, продублировав флюгирование краном гидроостанова;
- нажать кнопку включения огнетушителей внутрь загоревшегося двигателя, при этом должны погаснуть соответствующие желтые светосигнализаторы «I» и «II» контроля разрядки огнетушителей.
- выключить подкачивающие топливные насосы полукрыла, на котором расположен загоревшийся двигатель, и на остановленном двигателе:
 - 1) закрыть перекрывной (пожарный) кран топлива;
 - 2) выключить генераторы постоянного и переменного тока;
 - 3) закрыть отбор воздуха;
 - 4) установить рычаг управления двигателем в положение «0» по УПРТ и переключатель «Стоп-кран» в положение «Закрыто»;
- не ранее чем через 15 с произвести проверку ликвидации пожара, для чего главный переключатель поставить в нейтральное положение, а затем в положение «Пожаротушение».

Если пожар ликвидирован (светосигнализатор не загорается), следовать на ближайший аэродром для выполнения посадки.

Если светосигнализатор вновь загорится, что свидетельствует о продолжении пожара, необходимо срочно произвести вынужденную посадку на ближайший аэродром или на любую пригодную площадку.

Сообщить о случившемся службе УВД и включить сигнал «Бедствие».

В случае разрядки огнетушителей и погасания желтых светосигнализаторов «I» и «II» возможно появление запаха гари в кабине при отсутствии пожара в двигателе; необходимо усилить контроль по приборам за параметрами его работы, количеством и давлением масла. При падении давления, утечке масла или появлении других признаков отказа двигателя необходимо выключить двигатель с флюгированием винта и выполнением операций, указанных в подп. 1), 2), 3) и 4) п. 5.2.3. выключить автопилот, доложить об отказе двигателя службе УВД, включить сигнал «Бедствие» и произвести посадку на ближайшем аэродроме.

5.2.4. ПОЖАР В ОТСЕКАХ КРЫЛА

При пожаре, в отсеках крыла на щитке пожаротушения загорится светосигнализатор «Пожар лев. кр» или «Пожар прав. кр.:». Командиру воздушного судна выключить автопилот и произвести экстренное снижение.

После автоматического срабатывания системы пожаротушения I очереди дать команду бортмеханику проверить через 15 с результаты тушения пожара огнетушителями I очереди; при загорании лампы-кнопки и сигнале сирены разрядить в очаг огнетушители II очереди.

Произвести проверку ликвидации пожара и дополнительно убедиться, в этом визуально. Если пожар не ликвидирован, необходимо срочно произвести вынужденную посадку на ближайший аэродром или любую пригодную площадку.

При несрабатывании системы сигнализации и визуальном обнаружении пожара нажать соответствующую кнопку «Пожар крыла».

При обнаружении пожара в отсеках крыла после взлета для срыва пламени на высоте не менее 50 м убрать закрылки импульсами, не допуская просадки самолета. При необходимости разрядить I очередь огнетушителей, и произвести посадку, по возможности, на аэродром.

В случае возникновения пожара в крыльевых отсеках при заходе на посадку тушить пожар при убранных закрылках.

Расчет на посадку производить с убранными закрылками.

5.2.5. ПОЖАР В КАБИНЕ

При возникновении пожара в грузовой кабине или кабине экипажа командиру воздушного судна дать команду всем членам экипажа надеть кислородные маски и перейти на питание чистым кислородом, выключить наддув, разгерметизировать кабину и тушить пожар ручными огнетушителям».

выключить автопилот и произвести экстренное снижение.

Для приведения огнетушителя в действие:

- повернуть раструб в направлении огня;
- нажать до отказа спусковой крючок;
- подвести выбрасываемый огнегасящий состав к огню, начиная с края;
- зону пожара перекрывать с края по всей площади, остерегаясь выброса пламени при прямой подаче огнегасящего состава на горящее вещество; после ликвидации пожара спусковой крючок отпустить и выброс огнегасящего состава прекратится.

Если источником загорания (дыма) являются неисправности бортовой электросети или потребителей электроэнергии, необходимо:

- после определения источника загорания немедленно выключить неисправное оборудование и его автомат защиты; при необходимости применить ручной огнетушитель;
- в случае, если дымление не прекратилось, выключить все генераторы постоянного и переменного тока;

- после прекращения дымления, если источник загорания точно определен и пожар ликвидирован, включить генераторы, проверяя при этом, нет ли повторного загорания в зоне поврежденных;
- в случае, если определить источник загорания или ликвидировать пожар не удалось, для завершения полета учитывать рекомендации подразд. 5.13 («Полет при работе самолетной электросети постоянного и переменного тока в режиме аварийного питания»).

Для питания аварийных потребителей на самолетах с сер. 18-01 возможно использование двигателя РУ19А-300, генератор ГС-24Б которого подключается на аварийную бортовую сеть. На самолетах по сер. 17-10 двигатель РУ19А-300 для обеспечения аварийного питания потребителей в создавшейся ситуации не запускать.

5.2.6. ПОЖАР НА ЗЕМЛЕ

Тушение пожара на самолете производится в первую очередь имеющимися на борту средствами пожаротушения в соответствии с пп. 5.2.2-5.2.5 и с остановом всех работающих двигателей.

В случае возникновения пожара в герметичной части самолета, находящегося на земле, необходимо немедленно доложить о случившемся диспетчеру, приступить к ликвидации пожара и эвакуации людей (служебных пассажиров) из самолета, используя имеющиеся на борту аварийные средства, отвести людей на безопасное расстояние.

При эвакуации пассажиров из задымленного салона члены экипажа, находящиеся на борту, должны пользоваться дымозащитными кислородными масками ЛП-2 с переносными кислородными приборами КП-19 и баллонами КБ-2.

5.3. РАЗГЕРМЕТИЗАЦИЯ КАБИНЫ

1. Признаками разгерметизации кабины являются:

- включение светосигнального табло «Кислород» и светосигнализаторов «Пользуйся кислородом» в полете на высоте более 3000 м;
- увеличение «высоты» в кабине и уменьшение перепада давления по указателю УВПД-15;
- показания кабинного вариометра, соответствующие положительной скорости («Подъем»).

2. Экипажу выполнить следующее:

- надеть и закрепить кислородные маски;
- сообщить диспетчеру УВД о разгерметизации кабины и принять решение о необходимости изменения высоты полета в зависимости от обстановки.

5.4. ЭКСТРЕННОЕ СНИЖЕНИЕ

При экстренном снижении:

- командиру воздушного судна дать команду членам экипажа: «Надеть кислородные маски»;
- выключить автопилот;

- установить РУДы двигателей АИ-24ВТ в положение «Земной малый газ» (0° по УПРТ-2), а РУД двигателя РУ19А-300 в положение «Малый газ»;
- перевести самолет на снижение, не допуская перегрузки ниже 0,5 - 0,6 ед., увеличить приборную скорость до 540 км/ч, при этом вертикальная скорость должна быть не более 25 м/с;
- снизиться до высоты 4000 м или ниже и плавно вывести самолет из снижения в горизонтальный полет с перегрузкой не более 1,2 ед.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. **ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПРЕВЫШАТЬ ПРИБОРНУЮ СКОРОСТЬ БОЛЕЕ 540 КМ/Ч, А ВЕРТИКАЛЬНУЮ СКОРОСТЬ СНИЖЕНИЯ БОЛЕЕ 25 М/С.**
2. **СНИЖЕНИЕ НИЖЕ 2000 М ПРИ 0° ПО УПРТ-2 ЗАПРЕЩАЕТСЯ.**

5.5. ПОЛЕТ С ОДНИМ ОТКАЗАВШИМ ДВИГАТЕЛЕМ АИ-24ВТ

5.5.1. ПОЛЕТ С ЗАФЛЮГИРОВАННЫМ ВИНТОМ ОТКАЗАВШЕГО ДВИГАТЕЛЯ

При отказе в полете двигателя, работающего на режиме выше 35,5-37,5° по УПРТ-2, воздушный винт должен автоматически зафлюгироваться. Если система автофлюгера не сработала:

- создать крен 2 - 4° в сторону работающего двигателя и выдерживать прямолинейность полета;
- перевести РУД работающего двигателя на режим, обеспечивающий скорость полета не менее 275-290 км/ч;
- бортмеханик докладывает КВС об отказе двигателя и по его команде действует согласно рекомендациям, изложенным в п. 5.1.1.;
- запустить двигатель РУ19А-300 и установить ему необходимый режим работы (двигатель надежно запускается на высотах ниже 5000 м и на скорости не более 300 км/ч). На самолетах с воздухозаборником, расположенным в верхней части мотогондолы, запуск двигателя возможен до высоты 6500 м и на скорости не более 350 км/ч;
- при отказе двигателя выше практического потолка снизиться до высоты потолка на скорости 300 км/ч.

Практический потолок при работе одного двигателя АИ-24ВТ на максимальном режиме и двигателя РУ19А-300 на номинальном режиме в стандартных условиях равен:

- 4400 м - при взлетной массе 22 000 кг;
- 3900 м - при взлетной массе 23 000 кг.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОЙ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЯ РУ19А-300 СЛЕДИТЬ ЗА ВЫРАБОТКОЙ ТОПЛИВА ИЗ ЛЕВОЙ И ПРАВОЙ ГРУПП БАКОВ И ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ ПРОИЗВОДИТЬ ВЫРАВНИВАНИЕ, ИСПОЛЬЗУЯ СИСТЕМУ КОЛЬЦЕВАНИЯ.

ОРИЕНТИРОВОЧНЫЙ ЧАСОВОЙ РАСХОД ТОПЛИВА ДВИГАТЕЛЕМ РУ19А-300, ПРОДОЛЖИТЕЛЬНО РАБОТАЮЩЕГО НА НОМИНАЛЬНОМ РЕЖИМЕ, ПРИВЕДЕН В ТАБЛ. 5.5-1.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Таблица 5.5-1

Высота, м	Часовой расход топлива, кг/ч
1000	885
3000	730
5000	620

Действия экипажа при заходе на посадку и посадке с зафлюгированным винтом отказавшего двигателя указаны в п. 5.7.1.

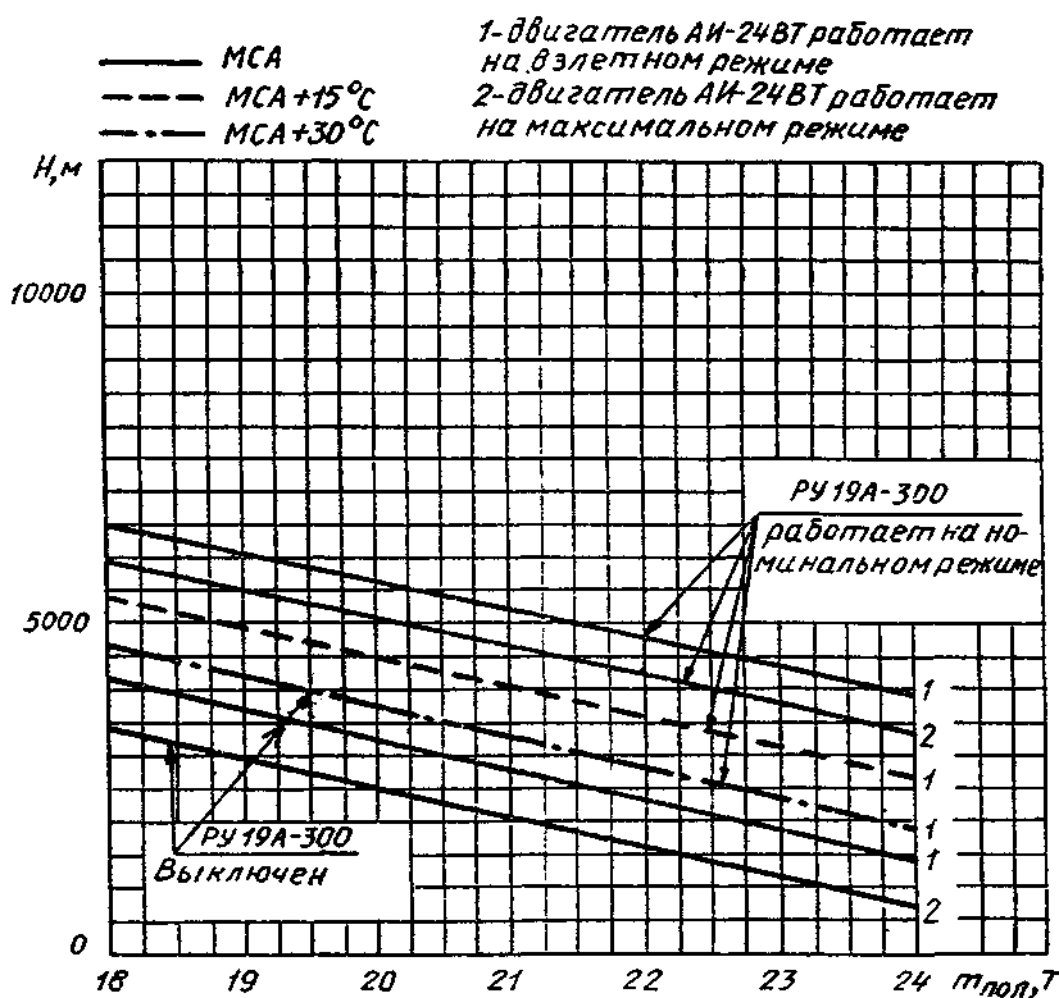


Рис. 5.5-1. Практические потолки ($V_u = 0,5$ м/с) в зависимости от полетной массы самолета и температуры наружного воздуха при одном выключенном двигателе АИ-24ВТ

5.5.2. ПОЛЕТ С АВТОРОТИРУЮЩИМ ВИНТОМ ОТКАЗАВШЕГО ДВИГАТЕЛЯ

При отказе в полете двигателя и системы флюгирования винта отказавшего двигателя необходимо:

- удерживать самолет от опасного крена и скольжения;
- выдерживать прямолинейный полет с углом крена 5-8° в сторону работающего двигателя; при необходимости установить взлетный режим работы исправному двигателю; полет с авторотирующим винтом при остановленном двигателе РУ19А-300 возможен только со снижением;
- запустить двигатель РУ19А-300 и установить ему номинальный режим работы;
- установить скорость горизонтального полета, равную 260-270 км/ч ПР. и на установившейся частоте вращения ротора отказавшего двигателя (по докладу бортмеханика) дать команду снять винты с упора. Снятие авторотирующего винта с упора сопровождается кратковременным (до 3 с) увеличением отрицательной тяги, что вызывает дополнительные разворачивающий и кренящий моменты, которые парировать рулями и элеронами. После снижения оборотов авторотирующего винта разворачивающий и кренящий моменты становятся меньше, чем до снятия винтов с упора;
- после снижения частоты вращения ротора двигателя с авторотирующим винтом дать команду бортмеханику поставить винты на упор;
- при необходимости усилия с органов управления снять триммерами;
- выполнить полет на ближайший запасной аэродром на скорости 250-270 км/ч ПР;
- развороты самолета производить с углом крена не более 15°, развороты в сторону отказавшего двигателя выполнять при крайней необходимости;
- снижение с высоты эшелона выполнять на скорости 270-250 км/ч ПР.

Действия экипажа при выполнении захода на посадку и посадке с авторотирующим винтом отказавшего двигателя указаны в пп. 5.7.2 и 5.7.3.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Таблица 5.5-2

Характеристики снижения в стандартных условиях при работе одного двигателя АИ-24ВТ на взлетном режиме (УПРТ = 100⁰), винт неработающего двигателя авторотирует, конфигурация полетная

Полетная масса, кг	Высота, м	Приборная скорость, км/ч	РУ19А-300 работает на номинальном режиме		РУ19А-300 выключен	
			Скороподъемность, м/с	Дистанция снижения, км	Скороподъемность, м/с	Дистанция снижения, км
24000	6000	270	- 4,8	210	- 6,4	130
	5000		- 3,1	190	- 4,7	115
	4000		- 2,0	160	- 3,7	96
	3000		- 1,25	110	- 3,05	74
	2000		- 0,7	60	- 2,55	50
	1000		- 0,35	0	- 2,2	16
	500		0	-*	- 2,1	0
23000	6000	265	- 4,5	165	- 6,25	140
	5000		- 2,9	140	- 4,6	124
	4000		- 1,75	110	- 3,55	104
	3000		- 0,95	60	- 2,8	81
	2000		- 0,35	0	- 2,25	50
	1000		0	-*	- 1,9	20
	500		0,15		- 1,8	0
22000	6000	260	- 4,3	115	- 6,05	145
	5000		- 2,6	90	- 4,4	127
	4000		- 1,5	50	- 3,35	107
	3000		- 0,65	0	- 2,6	83
	2000		0	-*	- 2,0	52
	1000		0,4		- 1,65	20
	500		0,65		- 1,55	0
21000	6000	250	- 4,0	130	- 5,8	150
	5000		- 2,3	100	-4,2	130
	4000		- 1,2	60	- 3,15	110
	3000		- 0,3	0	- 2,35	82
	2000		0,3	-*	- 1,8	55
	1000		0,75		- 1,4	20
	500		0,9		-1,3	0

* Высоты возможного полета без снижения.

5.6. ОСТАНОВ И ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ АИ-24ВТ В ПОЛЕТЕ

5.6.1. ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЯ

Во всех случаях отказа в работе двигателей экипажу действовать согласно рекомендациям, изложенным в п. 5.1.1.

Для останова двигателя в учебных, тренировочных и испытательных полетах необходимо:

- установить РУД в положение полетного малого газа (13° - 23° по УПРТ);
- закрыть отбор воздуха, и выключить генераторы постоянного и переменного тока;
- нажать (на 1-2 с) и отпустить кнопку КФЛ-37;
- закрыть перекрывной (пожарный) кран двигателя;
- продублировать флюгирование винта остановленного двигателя гидрокраном аварийной системы;
- установить РУД в положение 0° по УПРТ.

Примечания: 1. Можно не дублировать флюгирование винта аварийной системой и не закрывать перекрывной (пожарный) кран, если по заданию двигатель будет запущен не позднее чем через 30 мин после его останова.

2. В случае необходимости допускается флюгирование воздушного винта с любого режима работы.

3. **Запрещается** убирать РУД (в положение 0° по УПРТ) остановленного двигателя до перевода лопастей винта во флюгерное положение;

- в случае самопроизвольного выхода винта из флюгерного положения повторно зафлюгировать винт кнопкой КФЛ-37 и продублировать гидрокраном аварийной системы.

5.6.2. ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ

В полете разрешается запускать только исправный двигатель на скорости 260-300 км/ч ПР до высоты 5500 м при температуре масла не ниже 20°C и отсутствии обледенения.

1. Перед запуском двигателя:

- установить РУД в положение 0° , по УПРТ-2;
- убедиться, что переключатель «Земля - Воздух» находится в положении «Воздух» и переключатель снятие винтов с промежуточного упора - в положение «Винт на упоре»;
- убедиться, что винт медленно вращается;
- открыть пожарный кран (загорается зеленый светосигнализатор);
- установить выключатель «Стоп-кран» в положение «Открыто»;
- убедиться, что масла в маслобаке двигателя не меньше 20 л.

2. При запуске двигателя включить выключатель «Запуск в воздухе». Через 3-4 с после выключения выключателя «Запуск в воздухе» кратковременными (0,5-1 с) вытягиваниями кнопки КФЛ-37 расфлюгировать воздушный винт до достижения частоты вращения 20 - 41 %, после чего кнопку КФЛ-37 отпустить, наблюдая по указателю термомпар за ростом температуры газа за турбиной. После начала роста температуры газа за турбиной выключатель «Запуск в воздухе» отключить и продолжать импульсами расфлюгирование винта до частоты вращения 60-65 %.

Следить за расфлюгированием до выхода ротора двигателя на частоту вращения 103 - 105 % (превышение частоты вращения при запуске двигателя не должно быть более 110%, а температура газа за турбиной 700 °С), после чего перевести РУД запускаемого двигателя в положение «Полетный малый газ», а после прогрева масла до температуры 40 °С установить необходимый режим работы.

Включить генераторы.

Включить отбор воздуха.

3. Запуск двигателя прекратить, если:

- до выхода двигателя на частоту вращения 20-40 % в течение 30 с не произошло воспламенения топлива в камере сгорания (нет роста температуры газа за турбиной);
- температура газа за турбиной выше 700 °С;
- частота вращения выше 110%;
- двигатель «зависает» на промежуточной частоте вращения;
- через 1 мин после выхода двигателя на рабочую частоту вращения давление масла на входе в двигатель не достигло 3 кгс/см².

Для прекращения запуска:

- выключить выключатель «Запуск в воздухе»;
- зафлюгировать винт от кнопки КФЛ-37;
- остановить выключатель «Стоп-кран» в положение «Закрыто».

Повторный запуск производить только после окончания цикла работы автоматики флюгирования (15 с) и выполнения всех подготовительных работ к запуску.

При останове обоих двигателей в полете:

- установить переключатель аварийного питания на электрощитке в положение «Нейтрально»;
- произвести запуск двигателя в порядке, указанном выше.

После запуска двигателя, выхода его на режим и включения генераторов постоянного и переменного тока запущенного двигателя установить переключатель аварийного питания в положение «Автоматическое» и выключить ПО-750А.

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

2. МОМЕНТ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ СОПРОВОЖДАЕТСЯ РАЗВОРОТОМ И КРЕНОМ САМОЛЕТА В СТОРОНУ ЗАПУСКАЕМОГО ДВИГАТЕЛЯ. КОТОРЫЕ ЛЕГКО ПАРИРУЮТСЯ РУЛЯМИ УПРАВЛЕНИЯ.

3. **ЗАПРЕЩАЕТСЯ** ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ «ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ» ОСТАВЛЯТЬ ВКЛЮЧЕННЫМ ПОСЛЕ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ И ВКЛЮЧАТЬ ЕГО НА РАБОТАЮЩЕМ ДВИГАТЕЛЕ.

**5.7. ЗАХОД НА ПОСАДКУ И ПОСАДКА С ОДНИМ ОТКАЗАВШИМ
ДВИГАТЕЛЕМ АИ-24ВТ**

**5.7.1. ЗАХОД НА ПОСАДКУ И ПОСАДКА С ЗАФЛЮГИРОВАННЫМ ВИНТОМ
ОТКАЗАВШЕГО ДВИГАТЕЛЯ**

Запустить двигатель РУ19А-300 и установить необходимый режим.

Заход на посадку с зафлюгированным винтом отказавшего двигателя выполнять по схеме захода на аэродроме посадки на скорости 290-300 км/ч ПР при этом:

- развороты выполнять с углом крена не более 15°;
- выпуск шасси производить после четвертого разворота до входа в глиссаду;
- закрылки отклонять только на 15° после выпуска шасси до входа в глиссаду;
- скорость снижения по глиссаде при закрылках, отклоненных на 15°, в зависимости от посадочной массы самолета указана в табл. 5.7-1;
- к началу выравнивания плавно убрать РУД работающего двигателя АИ-24ВТ до полетного малого газа.

Таблица 5.7-1

Посадочная масса, кг	24000	23000	22000	20000-21000
Скорость снижения по прибору, км/ч	270	265	260	250

Приземление самолета происходит на скорости, меньшей скорости планирования на 40-50 км/ч.

После приземления и опускания передних колес на ВПП убрать РУД работающего двигателя АИ-24ВТ до 0° по УПРТ-2, а РУД двигателя РУ19А-300 - в положение «Малый газ».

Во второй половине пробега дать команду бортмеханику: «Винт сить с упора».

После освобождения ВПП убрать закрылки, выключить двигатель РУ19А-300 и зарулить на стоянку.

Руление на одном двигателе АИ-24ВТ затруднено, поэтому при разворотах в сторону работающего двигателя необходимо использовать тормоза колес.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ УБОРКЕ РУД ДО 0° ПО УПРТ-2 НА ПРОБЕГЕ ВОЗНИКАЕТ РАЗВОРАЧИВАЮЩИЙ МОМЕНТ, КОТОРЫЙ ЛЕГКО ПАРИРУЕТСЯ ОТКЛОНЕНИЕМ ПЕДАЛЕЙ И ТОРМОЖЕНИЕМ КОЛЕС ОСНОВНЫХ СТОЕК. ШАССИ.

После заруливания на стоянку произвести охлаждение тормозных колес водой до момента прекращения парообразования.

**5.7.2. ЗАХОД НА ПОСАДКУ И ПОСАДКА С АВТОРОТИРУЮЩИМ
И СНЯТЫМ С УПОРА ($\varphi=8^\circ$) ВИНТОМ ОТКАЗАВШЕГО ДВИГАТЕЛЯ**

При заходе на посадку с авторотирующим винтом отказавшего двигателя необходимо:

- установить двигателю РУ19А-300 номинальный режим работы;

- использовать для расчета и захода на посадку запас высоты;
- снижение выполнять на скорости 280-265 км/ч ПР, при необходимости использовать мощность работающего двигателя АИ-24ВТ до взлетной; четвертый разворот выполнять на высоте 800 м и удалении от начала ВПП 8-9 км;
- третий, и четвертый развороты выполнять на скорости 280-265 км/ч ПР с креном до 15°;
- снижение производить с таким расчетом, чтобы пройти ДПРМ на высоте 300-320 м и выпустить шасси;
- установить скорость 250 км/ч ПР;
- пройти БПРМ на высоте 100-120 м. убедиться в точном расчете на посадку, выпустить на 15° закрылки и установить скорость 230-235 км/ч ПР;
- к концу выравнивания плавно убрать РУД двигателя АИ-24ВТ до упора полетного малого газа;
- удерживая самолет от разворота, произвести посадку;
- после приземления убрать РУД РУ19А-300 до малого газа, а работающего двигателя АИ-24ВТ до 0° по УПРТ-2 и во второй половине пробега снять винт с упора.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ С АВТОРОТИРУЮЩИМ ВИНТОМ ОТКАЗАВШЕГО ДВИГАТЕЛЯ НЕ ОБЕСПЕЧИВАЕТСЯ.

После заруливания на стоянку произвести охлаждение тормозных колес водой до момента прекращения парообразования.

5.7.3. ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ НА ПРЕДПОСАДОЧНОМ СНИЖЕНИИ

1. При отказе двигателя на высоте более 50 м необходимо:

- удержать самолет от разворота и крена;
- бортмеханику доложить КВС об отказе и по его команде действовать в соответствии с рекомендациями, изложенными в п. 5.1.1;
- создать крен 5-8° в сторону работающего двигателя и установить работающему двигателю максимальный режим;
- при работающем двигателе РУ19А-300 установить ему необходимый режим;
- короткими импульсами убрать закрылки до 15° с разгоном самолета до скорости 260-250 км/ч ПР.

Дальнейшие действия такие же, как при заходе на посадку и посадке с зафлюгированным винтом отказавшего двигателя (см. п. 5.7.1).

2. При отказе двигателя на высотах 50-20 м необходимо:

- удержать самолет от разворота и крена и создать крен в сторону работающего двигателя;
- зафлюгировать винт отказавшего двигателя кнопкой КФЛ-37, если флюгирования не произошло, зафлюгировать винт краном аварийного флюгирования;
- удержать самолет от просадки и преждевременного приземления, используя мощность работающего двигателя вплоть до взлетной, при этом РУД двигателя РУ19А-300 должен быть в положении «Малый газ»;
- не убирая закрылки, выполнить посадку.

3. При отказе двигателя на высотах менее 20 м посадку выполнять без флюгирования винта отказавшего двигателя и без снятия винта с промежуточного упора. Флюгирование винта в этом случае вызывает раскачку самолета и усложняет посадку.

4. При отказе двигателя на предпосадочном снижении на высотах более 250 м и при отказавшей системе флюгирования необходимо:

- удерживать самолет от разворота;
- создать крен 5-8° в сторону работающего двигателя;
- установить двигателю АИ-24ВТ взлетный режим, а двигателю РУ19А-300 - номинальный;
- не допуская потери скорости и просадки самолета, короткими импульсами убрать закрылки до 15° и установить скорость 250-260 км/ч ПР;
- на установившейся частоте вращения снять воздушный винт отказавшего двигателя с упора, а после падения частоты вращения поставить на упор;
- после входа самолета в глиссаду установить двигателям необходимый режим работы;
- к концу выравнивания плавно убрать РУД двигателя АИ-24ВТ до упора полетного малого газа, и, удерживая самолет от разворота, произвести посадку.

5. При отказе двигателя на высотах 250-50 м и при отказавшей системе флюгирования необходимо:

- удерживать самолет от разворота;
- создать крен 5-8° в сторону работающего двигателя;
- установить двигателю АИ-24ВТ взлетный режим, а двигателю РУ19А-300 - номинальный;
- в процессе выравнивания плавно уменьшить режим работы двигателя АИ-24ВТ до 63° по УПРТ-2 и, удерживая самолет, от крена и разворота, произвести посадку.

6. При отказе двигателя на высотах 50-20 м и при отказавшей системе флюгирования необходимо:

- удерживать самолет от разворота;
- создать крен 5-8° в сторону работающего двигателя;
- установить двигателю АИ-24ВТ взлетный режим, а двигателю РУ19А-300 - номинальный;
- выполнить посадку без снятия воздушного винта с упора.

Дальнейшие действия аналогичны указанным выше.

5.7.4. ПОСАДКА ПРИ НЕСИММЕТРИЧНОЙ ТЯГЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ПОЛЕТНОМ МАЛОМ ГАЗЕ

При снижении с эшелона до высоты крута аэродрома посадки проверить разницу в показаниях давления ИКМ двигателей при установке рычагов управления двигателями на упор полетного малого газа.

При превышении давления до 15 кгс/см² по ИКМ на одном из двигателей по сравнению с нормальным давлением по ИКМ второго двигателя посадку производить, как при нормальных условиях.

При разнице в показаниях давления ИКМ более 15 кгс/см² необходимо в процессе выравнивания на высоте 3-4 м выключить стоп-краном двигатель с повышенным показанием ИКМ.

Возникающее при этом стремление самолета к развороту и крену в сторону выключенного двигателя парировать рулем направления и элеронами. Самолет не имеет тенденции к быстрой потере скорости, просадки не возникает, приземление происходит плавно на скорости 200-180 км/ч в зависимости от полетной массы.

Потребная длина ВПП при выполнении такой посадки не превышает нормальной в соответствующих условиях.

Заход на посадку с несимметричной тягой двигателей в пределах 15 кгс/см² по ИКМ не требует балансировки самолета триммерами.

При большей асимметрии тяги предварительная балансировка самолета триммерами на планировании существенно облегчает пилотирование и выполнение посадки.

5.7.5. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ОСТАНОВЕ ДВУХ ДВИГАТЕЛЕЙ В ПОЛЕТЕ

Общие указания

В случае останова двух двигателей в полете:

- не допуская потери скорости, немедленно переключатель аккумуляторных батарей установить в положение «Осн. шина» и нажать кнопки КФЛ-37 левого и правого двигателей.

При необходимости использовать гидрофлюгер.

После полного флюгирования винтов (контроль по $n_{дв}$) немедленно установить переключатель аккумуляторных батарей в положение «Ручн»;

- установить скорость снижения 300 км/ч при массе самолета более 22 т, 280 км/ч - при 20-22 т и 270 км/ч - при массе менее 20 т (вертикальная скорость снижения б-7 м/с, с работающим РУ19А-300 на номинальном режиме - 4,5-5,5 м/с);
- выполнить разворот с креном до 30° в сторону ближайшего аэродрома;
- проконтролировать переход электропитания от аварийной шины;
- по возможности установить причину останова двигателей;
- принять решение о запуске двигателей или о выполнении посадки с неработающими двигателями;
- включить сигнал «Бедствие» и доложить диспетчеру воздушную обстановку;
- запуск двигателя АИ-24ВТ выполнять в соответствии с п. 5.6.2.

Процесс запуска одного двигателя длится 30-45 с, потеря высоты при этом составляет 200 - 400 м. От трех аккумуляторных батарей возможны две попытки запуска двигателя.

Работоспособность потребителей, подключенных к аварийной шине, сохраняется при падении напряжения до 20,5 В, время работы электросети от аккумуляторных батарей 20-25 мин, включая две попытки запуска- двигателя;

- после запуска двигателя доложить диспетчеру условия полета и по согласованию с ним принять решение о порядке продолжения полета.

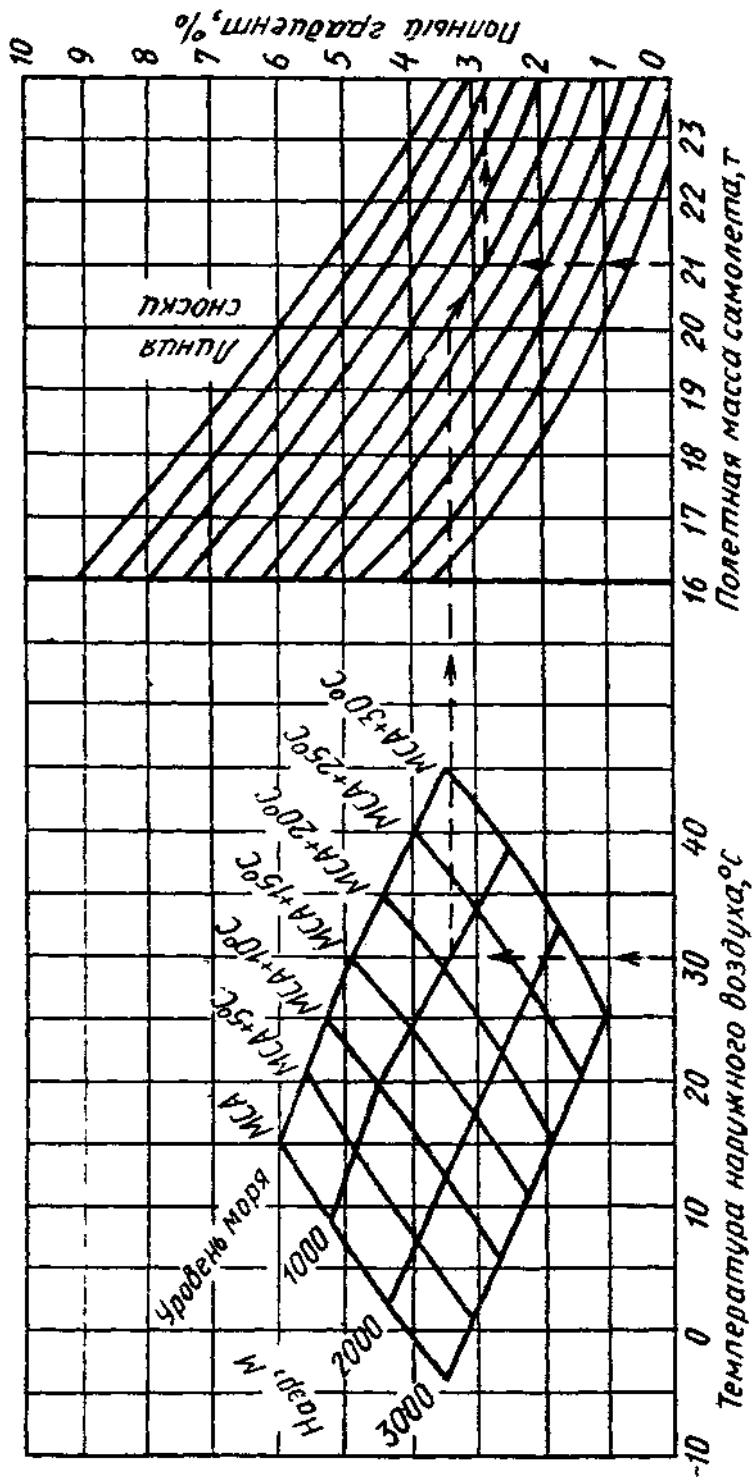


Рис. 5.7-1. График для определения полного градиента набора высоты на предварительном участке захода на посадку с отказавшим двигателем АИ-24ВТ (второй двигатель АИ-24ВТ работает на взлетном режиме, двигатель РУ19А-300 – на номинальном режиме, шасси и закрылки убраны)

5.7.6. ПОСАДКА САМОЛЕТА ПРИ ДВУХ НЕРАБОТАЮЩИХ ДВИГАТЕЛЯХ

При заходе на посадку и посадке:

- запустить двигатель РУ19А-300 согласно п. 7.1.9 и вывести его на номинальный режим (разрешается не более двух попыток запуска);
- оценить возможность захода на посадку с прямой по располагаемой дальности планирования (винты зафлюгированы).

Зависимость располагаемой дальности планирования (с расчетом выхода на ДПРМ на высоте не менее 600 м) от высоты полета в штиль приведена в табл. 5.7-2.

Таблица 5.7-2

Режим работы РУ19А-300	Высота полета, м				
	6000	5000	4000	3000	2000
	Располагаемая дальность планирования, км				
Не работает Номинальный	78	64	49	35	20
	98	82	65	46	27

Примечание. При недостаточной располагаемой дальности планирования принять решение о посадке на площадку вне аэродрома:

- доложить диспетчеру о принятом решении;
- перед заходом на посадку выключить на щите АЗС все потребители за исключением:
 - потребителей аварийной шины;
 - ГИК;
 - АГД второго пилота;
 - ПТ-1000Ц;
 - насосной станции аварийной гидросистемы;
 - переключателя аварийного выпуска закрылков;
 - переключателя аварийного торможения колес;
- установить переключатель аккумуляторных батарей в положение «Осн. шина»;
- открыть кран кольцевания гидросистемы, выключить автомат тормозов, включить насосную станцию;
- выпустить шасси и закрылки на высоте не ниже 300 м.

Шасси выпустить механическим открытием замков убранного положения. Закрылки выпустить на 15° от аварийной гидросистемы.

Продолжительность выпуска шасси и закрылков около 25 с. потеря высоты при этом составляет 120-150. м.

Примечание. Посадка вне аэродрома производится, как правило, с убраным шасси. Целесообразность выпуска шасси определяет командир воздушного судна:

- после выпуска шасси и закрылков выдерживать скорость полета по прибору 260 -км/ч при массе самолета 20 т и более и 240 км/ч при массе менее 20 т;

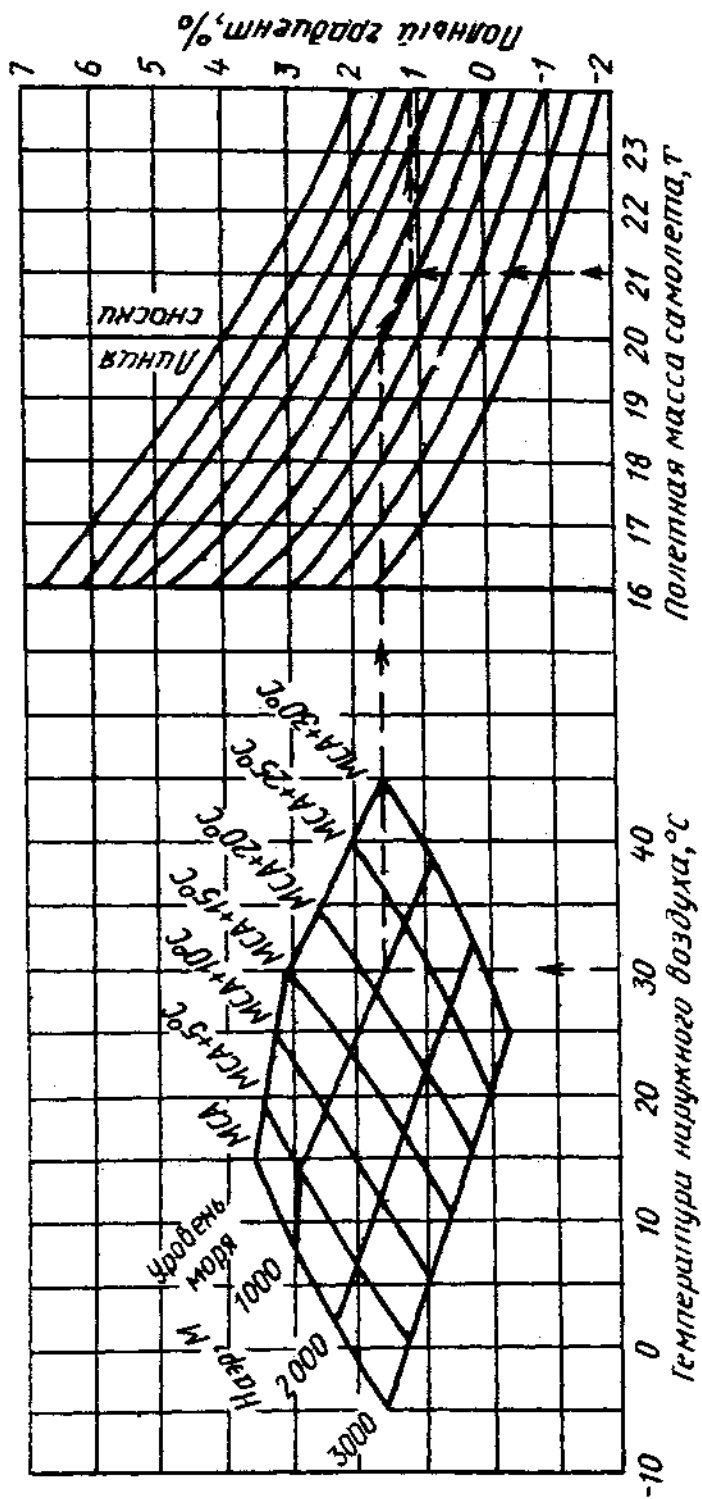


Рис. 5.7-2. График для определения полного градиента набора высоты на предварительном участке захода на посадку с отказавшим двигателем AI-24BT (второй двигатель AI-24BT работает на взлетном режиме, двигатель РУ19А-300 выключен, шасси и закрылки убраны)

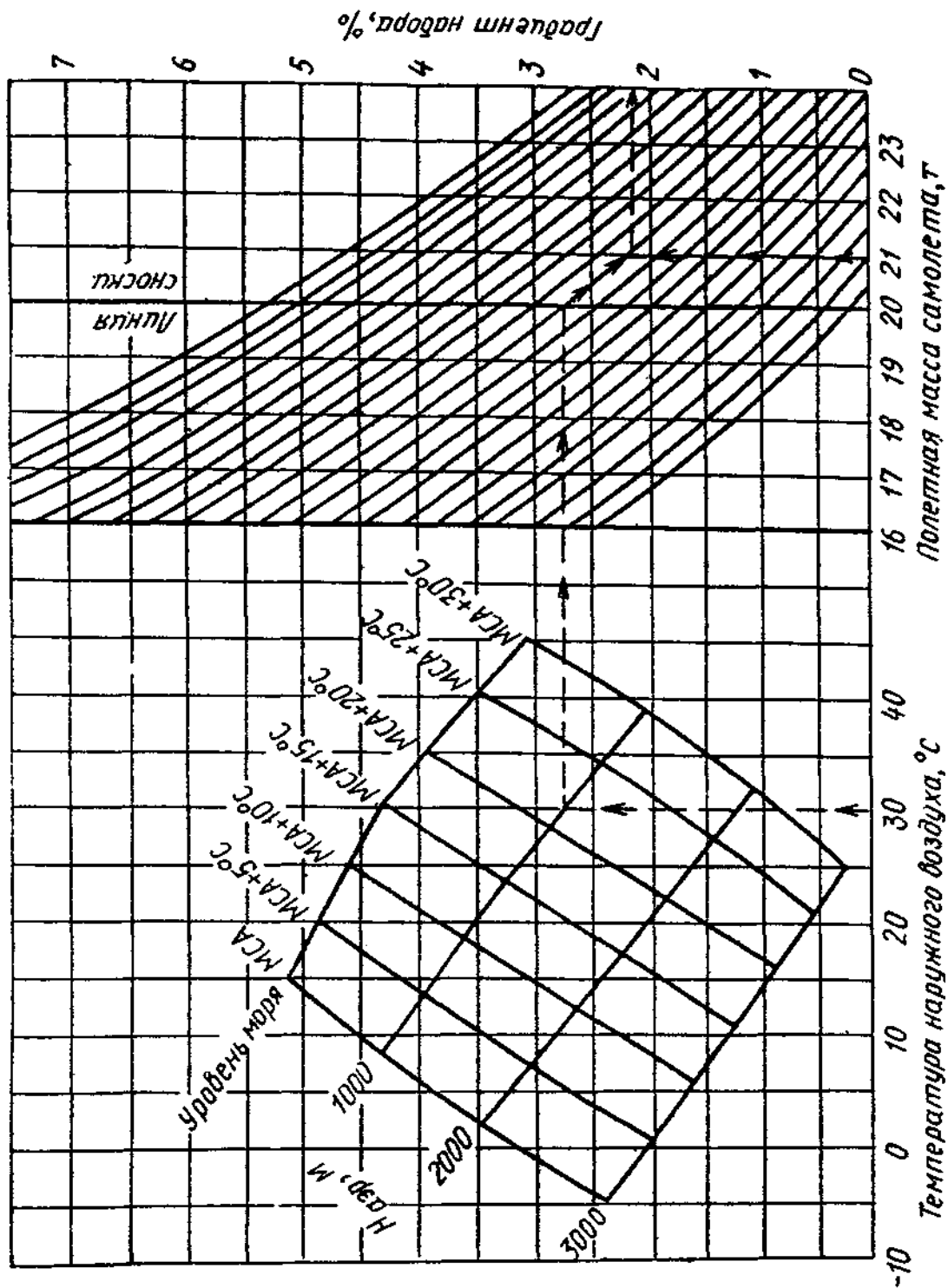


Рис. 5.7-3. График для определения полного градиента набора высоты при уходе на второй круг с отказавшим двигателем АИ-24ВТ (второй двигатель АИ-24ВТ работает на взлетном режиме, двигатель РУ19А-300 – на номинальном режиме, закрылки выпущены на 15°, шасси убрано)

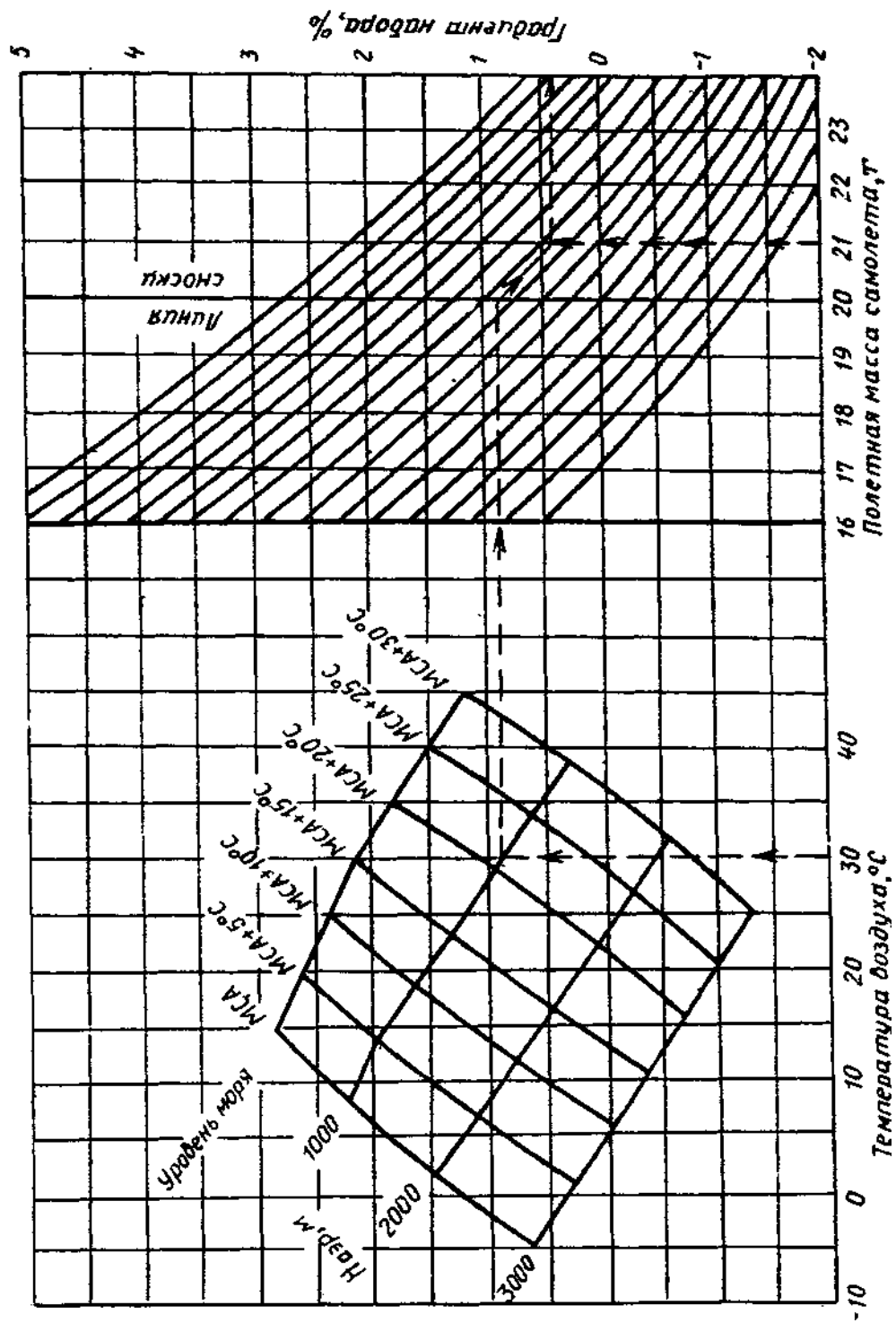


Рис. 5.7-4. График для определения полного градиента набора высоты при уходе на второй круг с отказавшим двигателем АИ-24ВТ (второй двигатель АИ-24ВТ работает на взлетном режиме, двигатель РУ 19А-300 выключен, закрылки выпущены на 15°, шасси убрано)

вертикальная скорость снижения при этом составляет 7-8 м/с, а угол наклона траектории полета - 5-5,5°;

- расчет на посадку выполнять таким образом, чтобы на удалении от ВПП (выбранной площадки) 4 км (ДПРМ или ориентир) иметь высоту 400-600 м, а на удалении 1 км (БПРМ или ориентир) - высоту 70-130 м в зависимости от направления и скорости ветра. Расчет на посадку по высоте исправлять скольжением с левым креном не более 12°. Скольжение применять до высоты не ниже 60 м.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИМЕНЯТЬ РЕЖИМ АВТОРОТАЦИИ ВИНТОВ ДЛЯ УТОЧНЕНИЯ РАСЧЕТА НА ПОСАДКУ ЗАПРЕЩАЕТСЯ;

- на высоте 60-70 м перевести самолет в режим снижения по обычной глиссаде (вертикальная скорость 2,5-3,5 м/с) за счет уменьшения скорости полета с таким расчетом, чтобы приземление произошло на скорости 220-230 км/ч. Длина пробега при этом составляет 1250-1500 м в зависимости от интенсивности торможения колес;

- торможение осуществлять плавным обжатием тормозных педалей с увеличением обжатия до полного к концу пробега.

Перед приземлением самолета:

- закрыть пожарные краны двигателей;
- выключить РУ19А-300, если он работает;
- разрядить огнетушители внутрь двигателей.

При посадке ночью на высоте 100 м включить посадочные фары. Электропитание выключить после приземления и эвакуации пассажиров.

5.7.7. УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ АИ-24ВТ (ВИНТ ОТКАЗАВШЕГО ДВИГАТЕЛЯ ЗАФЛЮГИРОВАН)

1. Уход на второй круг с одним отказавшим двигателем возможен с высоты не менее 70 м при закрылках, выпущенных на 15°. При уходе на второй круг необходимо:

- сохраняя заданную скорость полета, установить работающему двигателю взлетный режим, а двигателю РУ19А-300 - номинальный;
- создать крен 2-4° в сторону работающего двигателя АИ-24ВТ;
- перевести самолет в режим набора высоты и дать команду: «Шасси убрать»;
- по достижении скорости 260-270 км/ч на высоте не менее 120 м дать команду бортмеханику: «Закрылки убрать». Закрылки убирать в три приема (на самолетах, доработанных по бюллетеню №6 785 БУ-Г, закрылки убираются в один прием) с увеличением скорости до 290-300 км/ч ПР;
- установить необходимый режим работы двигателя;
- на скорости 290-300 км/ч выполнить полет по кругу и произвести посадку.

2. На рис. 4.1-1--5.1-4 указаны графики для определения полного градиента набора высоты при уходе на второй круг с одним отказавшим двигателем (винт отказавшего двигателя зафлюгирован).

5.8. ПОСАДКА С УБРАННЫМИ ЗАКРЫЛКАМИ

Посадку с убранными закрылками выполнять, по возможности, с минимальной массой. При выполнении посадки с убранными закрылками располагаемая длина ВПП должна быть не менее потребной посадочной дистанции, определяемой по номограмме (6.15-4) для фактических условий посадки. Заход на посадку производить как в обычном полете:

- после четвертого разворота скорость снижения до начала выравнивания выдерживать равной 290-270 км/ч ПР в зависимости от посадочной массы самолета;
- точку начала выравнивания выбирать несколько дальше от ВПП, чем в обычном полете; в процессе выравнивания и выдерживания не допускать резких движений рулем высоты;
- к концу выравнивания перевести рычаги управления двигателями до упора полетного малого газа;
- выдерживать самолет с постепенным снижением до мягкого приземления на основные стойки шасси. Приземление самолета, происходит на скорости, меньшей скорости планирования на 20-30 км/ч.

После заруливания на стоянку произвести охлаждение тормозных колес водой до момента прекращения парообразования.

5.9. ПОСАДКА С НЕИСПРАВНЫМ ШАССИ

5.9.1. ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ

1. При неисправности системы выпуска и уборки шасси (невывпуск или зависание в промежуточном положении отдельных стоек шасси) посадку рекомендуется производить на выпущенные стойки шасси, кроме случая, изложенного в п. «б» подраздела «Посадка самолета на фюзеляж».
2. При невозможности выпуска шасси или неисправности элементов конструкции стоек шасси (разворот шасси) посадку производить на фюзеляж.
3. Во всех случаях посадку с неисправным шасси рекомендуется производить на грунтовую ВПП, длина которой с КПБ (ГВП + КПБ) должна быть не менее 1300 м.
4. Перед заходом на посадку:
 - доложить службе движения о неисправности шасси и получить разрешение на посадку;
 - максимально уменьшить посадочную массу самолета выработкой топлива и сбросом грузов (при невозможности сбросить грузы установить дополнительную швартовку);
 - убедиться в том, что главный выключатель системы пожаротушения находится в положении «Пожаротушение», а переключатель аварийного питания - в положении «Автом» (кроме случая, изложенного в п. «в» подраздела «Посадка самолета на фюзеляж»);
 - второму пилоту на высоте 400-500 м выключить отбор воздуха, аварийно сбросить давление, разгерметизировать кабину и открыть форточку.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ОТКРЫТИИ АВАРИЙНЫХ ЛЮКОВ И ВХОДНОЙ ДВЕРИ ПОКАЗАНИЯ УКАЗАТЕЛЯ СКОРОСТИ, РАСПОЛОЖЕННОГО НА ПРИБОРНОЙ

ДОСКЕ СО СТОРОНЫ ОТКРЫТОЙ ФОРТОЧКИ, УМЕНЬШАЮТСЯ НА 60-80 КМ/Ч ПР, ПОСЛЕ ЗАКРЫТИЯ ФОРТОЧКИ ПОКАЗАНИЯ СКОРОСТИ ВОССТАНАВЛИВАЮТСЯ:

- дать команду: «Открыть входную дверь и аварийные люки» (кроме нижнего), после чего закрыть форточку;
- выключить автомат торможения колёс;
- выполнить нормальный заход на посадку.

5. При посадке:

- непосредственно перед приземлением зафлюгировать одновременно оба винта кнопками КФЛ-37 и продублировать краном аварийного флюгирования;
- закрыть пожарные краны;
- небольшой кабрирующий момент парировать отклонением руля высоты;
- непосредственно после приземления разрядить огнетушители I очереди, а в случае пожара - огнетушители II очереди;
- в конце пробега включить проходное освещение и выключить электропитание;
- перед покиданием самолета обесточить бортовую сеть.

5.9.2. ПОСАДКА САМОЛЕТА НА ОСНОВНЫЕ СТОЙКИ ШАССИ ПРИ НЕВЫПУСТИВШЕЙСЯ ПЕРЕДНЕЙ СТОЙКЕ

Перед посадкой по возможности обеспечить заднюю центровку в пределах допустимого диапазона.

После приземления как можно дольше удерживать носовую часть фюзеляжа в поднятом положении взятием штурвала на себя. На возможно минимальной скорости плавно опустить носовую часть фюзеляжа и при необходимости применить торможение колес.

5.9.3. ПОСАДКА САМОЛЕТА НА ОСНОВНУЮ И ПЕРЕДНЮЮ СТОЙКИ ШАССИ ПРИ ОДНОЙ НЕВЫПУСТИВШЕЙСЯ ОСНОВНОЙ СТОЙКЕ

Приземление самолета выполнять на основную стойку шасси, стремясь дольше удержать самолет от касания полосы крылом со стороны невыпущенной стойки шасси. Перед касанием полосы крылом установить штурвал в нейтральное положение (по элеронам). В момент касания полосы крылом затормозить колеса выпущенной основной стойки шасси.

5.9.4. ПОСАДКА САМОЛЕТА НА ПЕРЕДНЮЮ СТОЙКУ ШАССИ ПРИ НЕВЫПУСТИВШИХСЯ ОСНОВНЫХ СТОЙКАХ

Перед посадкой по возможности обеспечить заднюю центровку в пределах допустимого диапазона.

Высота выравнивания должна быть такой, чтобы осуществить приземление на фюзеляж. При этом не допускать приземление самолета на малых углах атаки и удара о землю колесами передней стойки шасси.

Направление на пробеге выдерживать рулем направления и управлением передней стойкой шасси. Удерживать самолет от крена отклонением элеронов.

5.9.5. ПОСАДКА САМОЛЕТА НА ОДНУ ВЫПУЩЕННУЮ ОСНОВНУЮ СТОЙКУ ШАССИ, ЕСЛИ ЕЕ НЕВОЗМОЖНО УБРАТЬ

После приземления как можно дольше удерживать самолет от касания полосы крылом.

На возможно минимальной скорости плавно опустить носовую часть фюзеляжа на полосу. Перед касанием установить штурвал в нейтральное положение (по элеронам). Торможение колес применять по усмотрению командира воздушного судна.

5.9.6. ПОСАДКА САМОЛЕТА НА ФЮЗЕЛЯЖ

Посадка самолета производится в следующих случаях:

- а) при невыпуске всех стоек шасси;
- б) при невыпуске двух стоек шасси и возможности уборки одной основной стойки;
- в) при невозможности полностью убрать основную стойку шасси, с развернутыми колесами;
- г) при вынужденной посадке вне аэродрома по решению командира воздушного судна.

Выравнивание закончить несколько ниже обычного, приземление выполнять, не допуская крена самолета.

ВНИМАНИЕ. В СЛУЧАЕ, УКАЗАННОМ В П. «В», ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ АВАРИЙНОГО ПИТАНИЯ ДОЛЖЕН БЫТЬ УСТАНОВЛЕН В ПОЛОЖЕНИЕ «ОСН. ШИНА», А ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ ШАССИ - В ПОЛОЖЕНИЕ «ШАССИ УБРАНО».

5.9.7. ПОСАДКА САМОЛЕТА С ВЫПУЩЕННЫМ ШАССИ, КОГДА ОСНОВНАЯ СТОЙКА НЕ УСТАНОВИЛАСЬ НА ЗАМОК ВЫПУЩЕННОГО ПОЛОЖЕНИЯ

Перед посадкой визуально убедиться в выпущенном положении основной стойки шасси по закрытым передним створкам:

установить переключатель «Уборка - Выпуск» шасси в положение «Выпуск» и оставить его в таком положении.

Выключить автомат торможения колес.

Выполнить нормальный заход на посадку. В случае отсутствия ИВПП разрешается посадка на ГВПП. Посадку производить с минимальной перегрузкой, не допуская крена в сторону основной стойки шасси; не установившейся на замок выпущенного положения.

После снятия винтов с упора тормозить без импульсов, плавно и постепенно увеличивая нажатие тормозных педалей.

Освободить ВПП, не отпуская полностью тормозную педаль со стороны основной стойки шасси, не стоящей на замке, и остановить самолет.

Выключить двигатель со стороны основной стойки шасси, не стоящей на замке. После остановки воздушного винта технической службе АТБ. соблюдая меры безопасности. установить под плоскость страховочные приспособления (козелки, подъемники).

Выключить второй двигатель и после остановки воздушного винта выключить электропитание.

5.10. ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА САМОЛЕТА НА ВОДУ

После принятия решения о вынужденной посадке на воду:

- установить точные координаты самолета;
- доложить руководителю полетов (диспетчеру) о происшествии, местонахождении самолета и решении произвести вынужденную посадку на воду;
- включить сигнал «Бедствие»; для приема сигнала морскими судами на частоте 500 кГц передать сигнал «SOS»;
- на высоте 400-500 м разгерметизировать кабину;
- в условиях беспокойного моря при ветре скоростью до 15 м/с производить посадку в направлении, параллельном гребню волны, не считаясь с направлением ветра; при более сильном ветре, а также при волне без наката садиться против ветра на восходящий склон волны;
- заход на посадку и приводнение выполнять с убранном шасси и полностью выпущенными закрылками;
- подать команду выключить РУ19А-300, все лишние потребители и перейти на питание от аварийной шины;
- на высоте 10-15 м перед выравниванием подать команду одновременно зафлюгировать винты обоих двигателей кранами аварийного флюгирования;
- начать выравнивание на высоте 8-10 м;
- в конце выдерживания закрыть пожарные краны обоих двигателей и обесточить самолет;
- приводнение производить с нормальным посадочным углом без крена;
- посадку ночью выполнять с работающим РУ19А-300. На высоте 150-100 м включить фары и все внимание сосредоточить на определении начала высоты выравнивания самолета перед приводнением, выдерживая вертикальную скорость снижения 0.5-1 м/с, не допускать потери скорости и удара самолета о воду;
- после приводнения ночью выключить РУ19А-300 переводом рычага управления двигателя в положение «Стоп» и обесточить самолет;
- в тумане, в облаках и в дождь фары не включать.

После посадки командиру воздушного судна:

- оценить положение самолета на воде и возможность открытия входных дверей и аварийных люков с тем, чтобы вода не могла проникнуть в самолет;
- подать команду: «Открыть двери и аварийные люки», выбросить аварийно-спасательные средства;
- руководить эвакуацией и посадкой экипажа и людей, сопровождающих груз, на плавсредства;
- после эвакуации экипажа и людей, сопровождающих груз, последним покинуть самолет; отвести плот на 50-100 м от самолета.

5.11. ПОЛЕТ И ПОСАДКА С ОТКРЫТЫМ ГРУЗОВЫМ ЛЮКОМ

Открытие грузового люка производить на скорости 270-350 км/ч, при этом скорость полета уменьшается на 10-15 км/ч и появляется небольшой кабрирующий момент.

При открытом положении грузового люка балансировка самолета практически не изменяется.

Снижение с закрылками, выпущенными на 38°, производить при скорости на 10 км/ч большей, чем при обычном снижении. Участок выдерживания сокращается на 200-250 м.

Посадку производить в трехточечном положении на скорости 200-225 км/ч при посадочной массе 22000 кг.

5.12. ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА И ЭКСТРЕННАЯ ЭВАКУАЦИЯ

После принятия решения о вынужденной посадке:

- доложить руководителю полетов (диспетчеру) о месте и времени предполагаемой посадки;
- включить сигнал «Бедствие»;
- убедиться, что у экипажа и сопровождающих груз людей застегнуты привязные ремни;
- на высоте 400-500 м подать команду второму пилоту разгерметизировать кабину произведя аварийный сброс давления, после чего открыть форточку;
- на последней прямой дать команду бортмеханику открыть двери и люки (кроме нижнего);
- после открытия аварийных люков и входных дверей закрыть форточку;
- после посадки и полной остановки самолета подать команду: «Опустить рампу» и принять меры к быстрой эвакуации из самолета.

При вынужденной посадке на фюзеляж и невозможности эвакуации людей через люки и двери подать команду прорубить выходы топорами.

В первую очередь выбить окна и сделать лазы в обшивке фюзеляжа, для чего снизу прорубить шп. № 14, 15, 25 и 26, а затем отогнуть прорубленную часть обшивки. С наружной стороны фюзеляжа лазы прорубаются между шп. № 13-16 и 24-27 в местах, обозначенных желтыми уголками.

После эвакуации людей отвести их в безопасное место. Командиру воздушного судна покинуть самолет последним.

5.13. ПОЛЕТ ПРИ РАБОТЕ САМОЛЕТНОЙ ЭЛЕКТРОСЕТИ ПОСТОЯННОГО И ПЕРЕМЕННОГО ТОКА В РЕЖИМЕ АВАРИЙНОГО ПИТАНИЯ

1. При выходе из строя обоих генераторов постоянного тока бортовые аккумуляторы автоматически переключаются на питание аварийной шины, о чем свидетельствует загорание светосигнального табло «Аварийное питание 27 В» на щитке бортрадиста и на центральной приборной доске пилотов.

Если автоматического переключения не произошло (светосигнальное табло «Аварийное Питание 27 В» не горит), бортрадист должен установить переключатель «Автом. Осн. шина - Ручное» в положение «Ручное». При этом потребители, подключенные к основной шине, автоматически отключаются.

Все потребители переменного тока 115 В 400 Гц продолжают получать питание от генератора ГО16ПЧ8.

Потребители переменного тока 36 В 400 Гц автоматически переключаются на питание от трансформатора ТС-310С04А (проконтролировать по загоранию желтого светосигнализатора на щитке радиста, в противном случае переключатель питания 36 В 400 Гц поставить в положение «Резерв»).

Примечание. Если отказу двух генераторов постоянного тока предшествовал отказ генератора переменного тока левого или правого двигателей, то потребители переменного тока 36 В 400 Гц обесточиваются. Питание получают только авиагоризонт командира воздушного судна, его выключатель коррекции и компас ГИК-1 от автоматически включившегося преобразователя ПТ-200Ц.

2.. При отказе генератора переменного тока левого двигателя к бортовой сети переменного тока 115В 400 Гц автоматически подключается генератор правого двигателя.

При отказе обоих генераторов переменного тока автоматически включается в работу преобразователь ПО-750А, который обеспечивает питанием потребители, подключенные к аварийной шине 115В 400 Гц.

3. Три аккумуляторные батареи 12САМ-28 обеспечивают питанием потребители аварийной шины до 20 - 25 мин.

Для сохранения резерва питания по постоянному току при выходе из строя одного из генераторов СТГ-18ТМО необходимо от работающего генератора запустить двигатель РУ19А-300 для использования его генератора ГС-24Б как источника постоянного тока. При выходе из строя двух генераторов СТГ-18ТМО двигатель РУ19А-300 запустить от аккумуляторных батарей. В целях обеспечения надежного запуска двигателя РУ19А-300 и сохранения емкости аккумуляторных батарей для завершения полета от них разрешается сделать лишь две попытки запуска двигателя в течение первых 5 мин полета при питании бортового оборудования от аварийной шины. В случае неудачного запуска РУ19А-300 время полета при питании от аккумуляторов сокращается.

5.14. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ ОТКАЗЕ СИСТЕМ ПРТ-24А

Неисправность в системе предельного регулирования температуры. (ПРТ) обнаруживается:

- по беспорядочным резким броскам стрелки вольтметра при работе двигателя с неизменным положением РУД;
- по горению или миганию светосигнализатора системы ПРТ (температура газа за турбиной находится в допустимых пределах);
- по колебанию параметров работы двигателя (изменение давления масла по ИКМ более ± 10 кгс/см², температуры газа за турбиной, давления топлива и частоты вращения ротора более ± 1 % на любом режиме полета). При неисправности в системе ПРТ экипажу действовать, как указано в подразд. 7.1.11, пп. 10 и 11.

5.15. ПОЛЕТЫ В ТУРБУЛЕНТНОЙ АТМОСФЕРЕ

5.15.1. ПОЛЕТЫ В УСЛОВИЯХ ТУРБУЛЕНТНОСТИ

Для обеспечения безопасности полета запрещается преднамеренно входить в мощные кучевые и грозовые облака.

При попадании в зону болтанки:

- дать команду экипажу и пассажирам пристегнуть привязные ремни;
- не парировать слабые броски во избежание раскачки самолета;
- не допускать эволюции самолета с большим креном и кабрированием, избегать резких движений штурвалом, особенно на себя;
- развороты выполнять с креном не более 10°.

При попадании в зону болтанки с приращением перегрузки (Δn_y) более ± 0.5 ед.:

- выключить автопилот;
- установить скорость полета 330-360 км/ч;
- вывести самолет из зоны сильной болтанки, изменив по согласованию с диспетчером направление или высоту полета.

При воздействии сильных вертикальных порывов самолет может выйти на большие углы атаки. Автомат АУАСП 24КР обеспечивает своевременное предупреждение о приближении к сваливанию.

При правильных и своевременных действиях экипажа непроизвольное сваливание самолета исключается. Запоздалое вмешательство в управление может привести к выходу на закритические углы атаки и сваливанию самолета.

В этом случае пользоваться рекомендациями по пилотированию самолета на больших углах атаки, приведенными в подразд. 5:16.

5.15.2. ПОЛЕТЫ В УСЛОВИЯХ СДВИГА ВЕТРА

При полетах в условиях сдвига ветра:

- перед заходом на посадку сравнить полученную информацию о скорости и направлении ветра на высоте 100 м и у земли, оценить величину и характер сдвига ветра;
- заход на посадку при сдвиге ветра менее 5 м/с на 100 м высоты выполнять на режимах, рекомендованных для полетов в нормальных условиях;
- при сдвиге ветра 5 м/с на 100 м высоты и более увеличить режим работы двигателей и выдерживать приборную скорость при заходе на посадку на 10 - 20 км/ч больше, чем при нормальных условиях;
- при отсутствии информации о скорости и направлении ветра на высоте 100 м. после пролета ДПРМ следить за изменением приборной скорости на снижении. При уменьшении скорости увеличить режим работы двигателей и выдерживать скорость снижения на 10-20 км/ч больше, чем в нормальных условиях;
- если при предпосадочном снижении до высоты ухода на второй круг для удержания самолета на глиссаде потребуется увеличение режима работы двигателей до номинального, немедленно установить двигателям взлетный режим и уйти на второй круг;
- при попадании самолета, подготовленного к выполнению посадки, в нисходящий поток, приводящий к превышению установленной скорости снижения по вариометру на величину более 3 м/с. немедленно установить двигателям взлетный режим и уйти на второй круг.

5.15.3. ПОЛЕТЫ В УСЛОВИЯХ ГРОЗОВОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

1. Запрещается преднамеренно входить в мощные кучевые и кучево-дождевые облака.
2. Запрещается полет под кучево-дождевыми облаками в зоне осадков при неисправном бортовом радиолокаторе (или ПВП).
3. При выполнении полетов в районе грозовой деятельности необходимо:
 - при обнаружении в полете мощных кучево-дождевых и кучевых облаков бортовым радиолокатором разрешается обходить эти облака на удалении не менее 15 км от ближайшей границы засветки или с превышением не менее 500 м над верхней границей облаков;
 - при визуальном обнаружении грозowych очагов разрешается обходить их на удалении не менее 10 км;
 - пересечение фронтальной облачности с отдельными грозowymi очагами может производиться в том месте, где расстояние между границами засветок на экране бортового радиолокатора не менее 50 км.

5.16. ОСОБЕННОСТИ ПИЛОТИРОВАНИЯ САМОЛЕТА НА БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ

Характеристики устойчивости и управляемости самолета на больших углах атаки, включая режим сваливания, в диапазоне эксплуатационных центровок при всех установленных конфигурациях удовлетворительные.

Выход на большие углы атаки в полете возможен при попадании самолета в зону сильной болтанки и при грубых ошибках в технике пилотирования:

- уменьшение скорости полета до скорости сваливания;
- создание значительной положительной перегрузки в результате резкого отклонения штурвала на себя.

Скорости сваливания в зависимости от полетной массы и угла отклонения- закрылков указаны на графике (рис. 5.16-1).

При нарастании льда на передних кромках крыла и при равных прочих условиях величина скорости сваливания увеличивается. В полетной конфигурации при подходе к скорости сваливания за 15 км/ч. появляется предупредительная тряска. Своевременное предупреждение о приближении самолета к сваливанию обеспечивается автоматом АУАСП-24КР, который срабатывает (горит светосигнальное табло «Критич. режим») в полетной конфигурации не менее чем за 2° до критического угла атаки, во взлетной конфигурации - не менее чем за 5°, в посадочной конфигурации - не менее чем за 4°. АУАСП срабатывает также при достижении положительной перегрузки 2,2 ед. Указанные запасы по углу атаки до критического уменьшаются при наличии льда на передней кромке крыла и при создании скольжения на левое полукрыло.

При появлении сигнала «Критич. режим» или предупредительной тряски на всех режимах полета отпустить штурвал от себя с сохранением руля направления и элеронов в нейтральном положении и не превышая ограничений по скорости полета, перевести самолет на углы атаки, при которых исчезнет сигнал АУАСП и предсрывная тряска.

При запоздалом вмешательстве в управление, после появления сигнала АУАСП, возможно сваливание самолета.

Сваливание происходит с опусканием носа самолета, креном на правое или левое полукрыло и потерей высоты.

Для вывода из сваливания самолета:

- немедленно отклонить штурвал от себя, сохраняя руль направления и элероны в нейтральном положении;
- после отклонения штурвала от себя и увеличения скорости на 15-20 км/ч плавно устранить крен и перевести самолет в горизонтальный полет, не превышая ограничений по скорости полета, перегрузке и углу атаки.

Потеря высоты при сваливании составляет 100-300 м.

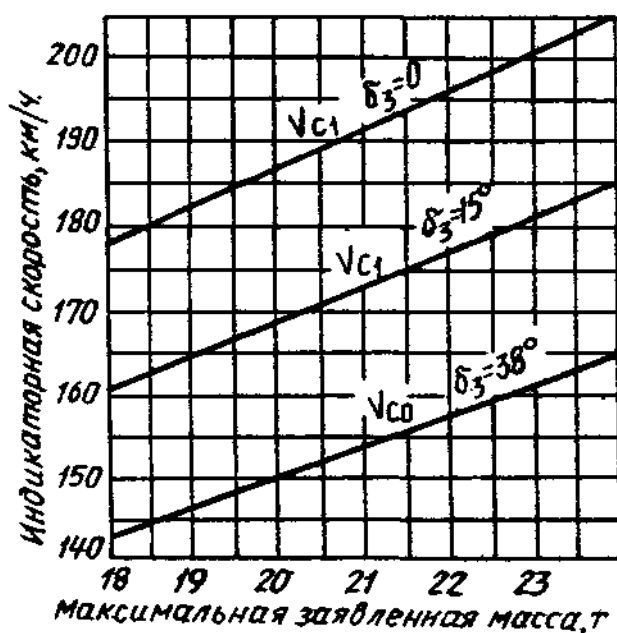


Рис. 5.16-1. График для определения скорости сваливания $V_{св}$

При несвоевременных и ошибочных действиях экипажа возможен вход самолета в штопор.

Характеристики установившегося нормального штопора:

- | | |
|----------------------------------|------------------|
| - угол атаки | - 26-46°; |
| - угловая скорость вращения | - 65-120 град/с; |
| - время витка | - 3-5,5 с; |
| - вертикальная скорость снижения | - 82-115 м/с. |

Для вывода самолета из штопора:

- отклонить руль направления полностью в сторону, противоположную направлению вращения самолета, и одновременно установить элерон нейтрально

- через 0.5-I виток, после отклонения руля направления, отклонить штурвал полностью от себя;
- после прекращения вращения установить руль направления в нейтральное положение и перевести самолет в горизонтальный полет, не превышая ограничений по скорости полета, перегрузке и углу атаки.

5.17. ПРЕКРАЩЕНИЕ ВЗЛЕТА ПО ПРИЧИНАМ, НЕ СВЯЗАННЫМ С ОТКАЗОМ ДВИГАТЕЛЯ

1. При возникновении на разбеге до достижения скорости V_1 обстоятельств или неисправностей, которые по оценке командира воздушного, судна могут представить угрозу безопасности продолжения взлета или последующего завершения полета, взлет следует прекратить.
2. Действия экипажа для прекращения взлета не отличаются от предписанных для случая прерванного взлета при отказе одного из двигателей (см. 5.1.2. п. 1).

5.18. ОТКАЗ ОДНОГО ИЛИ ДВУХ АВИАГОРИЗОНТОВ В ПОЛЕТЕ НА САМОЛЕТАХ БЕЗ БКК-18

При отказе одного (появление рассогласования в показаниях авиагоризонтов, загорание светосигнализатора на одном из АГД) или двух (одновременное загорание светосигнализаторов на обоих АГД) авиагоризонтов, а также при отказе второго АГД (при одном отказавшем ранее) необходимо:

- выключить автопилот;
- не пользоваться показаниями отказавших авиагоризонтов;
- установить прямолинейный полет без скольжения по ЭУП-53.

При снижении по глиссаде в условиях отсутствия визуальной видимости уйти на второй круг по ЭУП-53:

- при наличии рассогласования определить исправный авиагоризонт путем сравнения показаний авиагоризонтов с ЭУП-53. Исправным считать авиагоризонт, показания которого совпадают с показаниями ЭУП-53;
- в случае одновременного загорания светосигнализаторов на обоих АГД проверить наличие питания 36 В 400 Гц, в случае его отсутствия перевести переключатель «Осн. пит. - Откл.- Резерв. пит.» в положение «Откл.»;
- в случае отказа одного авиагоризонта убедиться в правильности показания оставшегося (исправного) авиагоризонта, сравнивая его показания с ЭУП-53;
- дальнейшее пилотирование осуществлять по исправным приборам (по авиагоризонту при его наличии, ЭУП-53);
- при необходимости КВС передать управление второму пилоту;
- в зависимости от метеоусловий полета по маршруту и в пункте назначения принять решение о продолжении полета или посадке на ближайшем запасном аэродроме. Сообщить об этом диспетчеру по УВД.

5.19 ОТКАЗ ДВУХ АВИАГОРИЗОНТОВ В ПОЛЕТЕ НА САМОЛЕТАХ С БКК-18

Если после отказа одного из авиагоризонтов произошел отказ второго авиагоризонта (загорание светосигнализатора на одном из АГД и соответствующего светосигнального

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

табло «Отказ АГ лев» («Отказ АГ прав») или выпадение бленкера на АГБ-ЗК) или одновременно загорелись светосигнализаторы об отказе двух авиагоризонтов, необходимо:

- выключить автопилот;
- не пользоваться показаниями отказавших авиагоризонтов;
- установить прямолинейный полет без скольжения по ЭУП-53 с контролем по исправному авиагоризонту (у которого светосигнализатор отказа не загорелся). При снижении по глиссаде в условиях отсутствия визуальной видимости уйти на второй круг по ЭУП-53 и исправному авиагоризонту;
- при загорании светосигнализаторов отказа всех авиагоризонтов сравнить их показания с ЭУП-53; авиагоризонт, показания которого совпадают с показаниями ЭУП-53, следует считать исправным;
- выключить неисправные авиагоризонты и БКК-18, при этом светосигнализатор отказа включенного авиагоризонта гаснет;
- убедиться в правильности показаний оставшегося включенным авиагоризонта, сравнивая его показания с показаниями ЭУП-53;
- дальнейшее пилотирование осуществлять по исправному авиагоризонту с постоянным контролем показания по ЭУП-53;
- при необходимости КВС передать управление второму пилоту;
- в зависимости от метеоусловий полета по маршруту и в пункте назначения принять решение о продолжении полета или посадке на ближайшем запасном аэродроме. Сообщить об этом диспетчеру по УВД.

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
6.1. Основные определения	3
6.2. Основные обозначения	8
6.3. Масса самолета	9
6.4. Центровка самолета	9
6.5. Количество топлива, необходимою для заправки самолета	15
6.6. Расчетные метеорологические параметры	19
6.7. Взлетные характеристики с работающим двигателем РУ19А-300	21
6.8. Взлетные характеристики с неработающим двигателем РУ19А-300	31
6.9. Чистая траектория взлета с отказавшим двигателем АИ-24ВТ	38
6.10. Аэродинамические поправки к высотомерам, указателям скорости и температуры наружного воздуха	49
6.11. Режимы набора высоты	55
6.12. Наивыгоднейшая высота полета	60
6.13. Режимы крейсерского полета	64
6.14. Режимы снижения	64
6.15. Расчетные параметры, необходимые для посадки	65

6.1. ОСНОВНЫЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Нормальный взлет - взлет при нормальной работе всех двигателей систем и агрегатов самолета, выполняемый с использованием техники пилотирования, предусмотренной настоящим Руководством.

Продолженный (завершенный) взлет - взлет, протекающий как нормальный до момента отказа двигателя в процессе взлета, после чего взлет продолжается и завершается с отказавшим двигателем.

Прерванный взлет - взлет, протекающий как нормальный до момента отказа двигателя, после чего начинается прекращение взлета с последующим торможением самолета до полной его остановки на летной полосе (ВПП + КПБ).

Примечание. Характеристики продолженного и прерванного взлета, указанные в разд.б «Летные характеристики», рассматриваются при одном отказавшем критическом двигателе. На самолете критическим двигателем является левый двигатель АИ-24ВТ при работе всех двигателей АИ-24ВТ и РУ19А-300, а также правый двигатель АИ-24ВТ при неработающем двигателе РУ19А-300.

Нормальная посадка - посадка при нормальной работе всех двигателей, систем и агрегатов самолета, выполняемая с использованием техники пилотирования, предусмотренной настоящим Руководством.

Нормальный заход на посадку - заход на посадку при нормальной работе всех двигателей, систем и агрегатов самолета, выполняемый с использованием предусмотренной настоящим Руководством техники пилотирования и завершающийся нормальной посадкой.

Нормальный уход на второй круг - уход на второй круг при нормальной работе всех двигателей, систем и агрегатов самолета, выполняемый с использованием техники пилотирования, предусмотренной настоящим Руководством. Уход на второй круг длится с момента принятия решения об уходе и до момента выхода на высоту 400 м над уровнем входной кромки ВПП.

Примечание. Моментом принятия решения об уходе на второй круг называется момент, в который пилот принимает решение об уходе и после которого сразу же (с реально возможным наименьшим запаздыванием) экипаж начинает действия в целях ухода на второй круг.

Продолженная посадка - посадка с отказавшим в процессе посадки или ранее одним двигателем либо одной из систем, отказ которой существенно влияет на посадочную дистанцию.

Прерванный заход на посадку - уход на второй круг с исходного режима захода на посадку (минимальная высота принятия решения $H_1 > 15$ м), в процессе которого или перед которым произошел отказ одного двигателя.

Продолженный заход на посадку - заход на посадку с отказавшими в процессе захода или ранее одним или двумя двигателями или одной из систем, отказ которой существенно влияет на посадочную дистанцию, завершающийся продолженной посадкой.

Примечание. Характеристики прерванной посадки, продолженной посадки, прерванного захода на посадку и продолженного захода на посадку, указанные в разд. 6 «Летные характеристики», рассматриваются при одном отказавшем критическом двигателе.

Минимальная высота принятия решения (H_1) - наименьшая высота, на которой еще допустимо принятие решения об уходе, то есть возможен еще уход на второй круг. На высотах $H \geq H_1$ возможно как продолжение, так и прекращение посадки (захода на посадку). Ниже H_1 возможно только продолжение посадки (захода на посадку).

Полная взлетная дистанция ($L_{п.в.}$) - расстояние по горизонтали, проходимое самолетом с момента трагивания на линии старта до момента выхода на высоту 400 м (над уровнем ВПП в точке отрыва самолета) или до момента, к которому заканчивается переход от взлетной к полетной конфигурации и достигается скорость полета, равная $1,25 V_{cl}$ для полетной конфигурации. В расчет принимается тот момент, для которого высота оказывается большей. Полная взлетная дистанция охватывает этап разбега и четыре этапа в воздушной ее части:

- 1-й этап - набор высоты с момента отрыва самолета до высоты $H=10,7$ м;
- 2-й этап - набор высоты от 10,7 м (над уровнем ВПП в точке отрыва самолета) до высоты, на которой достигается скорость начального набора высоты с выпущенной механизацией крыла;
- 3-й этап - набор высоты 120 м с выпущенной механизацией крыла;
- 4-й этап - набор высоты от 120 до 400 м или более с одновременным увеличением скорости полета и уборкой механизации крыла (в соответствии с указаниями РЛЭ).

Длина разбега (L_p) - расстояние по горизонтали, проходимое самолетом с момента трагивания на линии старта до момента его отрыва от ВПП.

Взлетная дистанция ($L_{взл.}$) - расстояние по горизонтали, проходимое самолетом с момента трагивания на линии старта до момента набора высоты 10,7 м (над уровнем ВПП в точке отрыва самолета) с одновременным достижением скорости не менее безопасной скорости взлета V_2 , характеризующее собственно взлет самолета. Взлетная дистанция для нормального взлета определяется в соответствии с нормальным взлетом. Взлетная дистанция для продолженного взлета определяется в соответствии с продолженным (завершенным) взлетом.

Дистанция продолженного (завершенного) взлета ($L_{з.в.}$) - взлетная дистанция, определенная при отказавшем на протяжении взлетной дистанции одном критическом двигателе.

Дистанция прерванного взлета ($L_{пр. вzl.}$) - расстояние по горизонтали, проходимое самолетом с момента трагивания на линии старта до момента полной остановки самолета на летной полосе (ВПП + КПБ) при прекращении взлета в случае отказа одного критического двигателя.

Полная посадочная дистанция ($L_{п.п.}$) - расстояние по горизонтали, проходимое самолетом с момента входа в глиссаду на высоте 400 м (над уровнем ВПП в точке ожидаемого касания самолета) при заходе на посадку до момента полной его остановки после пробега по ВПП.

Посадочная (фактическая посадочная) дистанция ($L_{пос.}$) - расстояние по горизонтали, проходимое самолетом с момента пролета высоты 15 м (над уровнем ВПП в точке ожидаемого касания самолета) при посадке до момента полной его остановки после пробега по ВПП.

Длина пробега ($L_{пр.}$) - расстояние по горизонтали, проходимое самолетом с момента касания до момента полной его остановки на ВПП.

Участок начального набора высоты ($L_{н.н.}$) - участок полной взлетной дистанции, начинающийся с момента набора высоты 10,7 м (над уровнем ВПП в точке отрыва самолета) и достижения скорости не менее безопасной скорости взлета и простирающийся до конца полной взлетной дистанции.

Градиент набора высоты (η_{θ}) - определяется как тангенс угла наклона траектории набора высоты θ_n и выражается в процентах $\eta_{\theta} = \text{tg } \theta_n \cdot 100 \%$.

Полный градиент набора высоты ($\eta_{n n}$) - предельно допустимое на данном самолете в рассматриваемых эксплуатационных условиях значение градиента набора высоты.

Чистый градиент набора высоты ($\eta_{чн}$) - наиболее вероятное для данного самолета при массовой его эксплуатации в рассматриваемых эксплуатационных условиях значение градиента набора высоты.

Полная траектория полета - траектория полета, построенная по полному градиенту набора высоты. Полная траектория взлета - это траектория взлета, построенная по полному градиенту набора высоты на взлете.

Чистая траектория полета - траектория полета, построенная по чистому градиенту набора высоты. Чистая траектория взлета - это траектория взлета, построенная по чистому градиенту набора высоты на взлете.

Линия ограничения препятствий - линия, выше которой не могут располагаться препятствия в полосе воздушных подходов.

Летная полоса (ЛП) состоит из взлетно-посадочной полосы (ВПП) и концевых полос безопасности (КПБ), если таковые имеются.

Располагаемая летная полоса (РЛП) - равна сумме длин ВПП и одной КПБ (если таковая имеется), в направлении которой производится взлет или посадка.

Располагаемая длина разбега (РДР) - равна длине ВПП, уменьшенной на длину участка выруливания.

Концевая полоса безопасности (КПБ) - часть ЛП, расположенная непосредственно за кромкой ВПП и пригодная для завершения пробега самолета при прерванном взлете или продолженной посадке.

Располагаемая дистанция прерванного взлета (РДПВ) - равна РЛП, уменьшенной на длину участка выруливания.

Располагаемая дистанция взлета (РДВ) - равна сумме длин ВПП, уменьшенной на длину участка выруливания, и свободной зоны (СЗ) полосы воздушных подходов, включающей в себя КПБ (если таковая имеется), причем участок свободной зоны, включаемый в РДВ должен быть не более $\frac{1}{2}$ длины ВПП. При отсутствии СЗ величина РДВ принимается равной длине ВПП, уменьшенной на длину участка выруливания.

Полоса воздушных подходов (ПВП) представляет собой область, которая ограничена в плане линиями, идущими под углом 15° от точек, расположенных на входной (выходной) кромке ЛП, находящихся на расстоянии 300 м от оси ЛП, и линиями, параллельными оси ВПП, проходящими на расстоянии 1000 м от этой оси. ПВП состоит из свободной зоны (если она имеется на рассматриваемом аэродроме) и зоны препятствий (ЗП).

Скорость принятия решения (V_1) - наибольшая скорость разбега самолета, при которой в случае отказа критического двигателя (отказ распознается на этой скорости) возможно как

безопасное прекращение, так и безопасное продолжение взлета. Скорость V_1 должна быть больше минимально эволютивной скорости разбега и меньше скорости подъема передней стойки шасси.

Скорость подъема передней стойки шасси ($V_{n\text{ см}}$) - скорость начала увеличения угла тангажа на разбеге, преднамеренно создаваемого отклонением штурвала в направлении на себя для вывода самолета на взлетный угол атаки.

Скорость отрыва (самолета) ($V_{\text{отр}}$) - скорость самолета в момент отрыва основных его опорных устройств от поверхности ВПП по окончании разбега при взлете.

Минимально эволютивная скорость взлета ($V_{\text{мин э в}}$) - минимальная скорость установившегося полета, при которой самолет сохраняет управляемость после неожиданного отказа критического двигателя на взлете. При балансировке крен в сторону работающего двигателя не должен превышать 5° . Для самолета Ан-26 эта скорость равна 182 км/ч ПР.

Безопасная скорость взлета (V_2) - скорость самолета, достигаемая на первом этапе взлета и выбираемая таким образом, чтобы обеспечивать безопасное получение нормируемых градиентов набора высоты на втором этапе взлета.

Скорость сваливания (V_c) - скорость начала сваливания самолета при заданных конфигурации, его полетной массе и режиме работы двигателей.

Схемы полной взлетной и полной посадочной дистанций приведены на рис. 6.1-1 и 6.1-2.

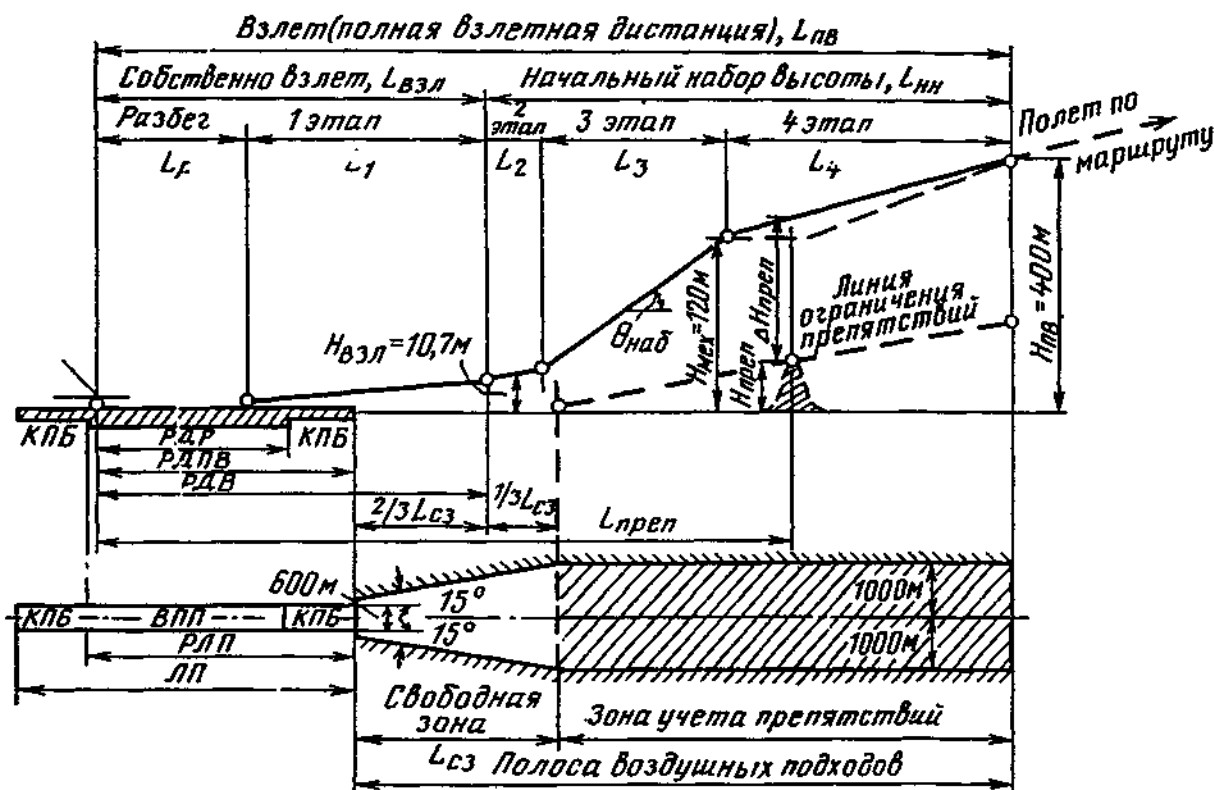


Рис. 6.1-1. Схема полной взлетной дистанции

Примечание. Свободная зона (СЗ) включает в себя длину КПБ.

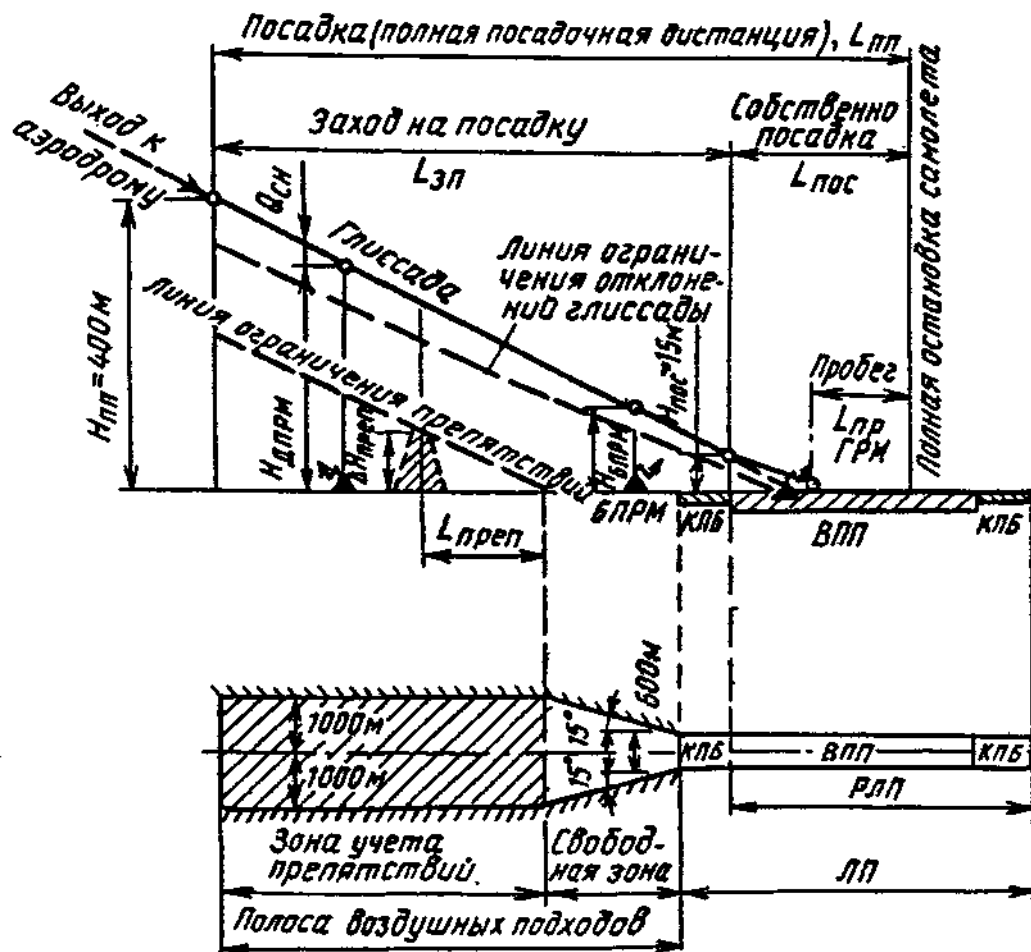


Рис. 6.1-2. Схема полной посадочной дистанции

Условия получения лётных характеристик

Летные характеристики, приведенные в разд. 6, могут быть получены при выполнении следующих условий:

1. Масса самолета не превышает максимальную взлетную массу, ограниченную по условиям высоты аэродрома и температуры наружного воздуха (см. рис. 6.7-1).

2. Соблюдается любое из ограничений, указанных в разд. 2 «Общие эксплуатационные ограничения».
3. Получаемые по номограммам параметры не должны определяться экстраполяцией за пределами указанных на графиках диапазонов, при этом:
- при встречном ветре, скорость которого превышает 20 м/с, учитывать только влияние ветра со скоростью 20 м/с;
 - при температуре наружного воздуха ниже самого низкого ее значения, указанного на графике, учитывать влияние только самых низких температур.

6.2. ОСНОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

$m_{\text{max доп}}$	- максимально допустимая взлетная масса самолета.
$m_{\text{взл}}$	- взлетная масса самолета.
$L_{\text{р}}$	- длина разбега.
$L_{\text{взл}}$	- взлетная дистанция.
$L_{\text{п в}}$	- полная взлетная дистанция.
$L_{\text{з в}}$	- дистанция продолженного (завершенного) взлета.
$L_{\text{пр взл}}$	- дистанция прерванного взлета.
$L_{\text{п в}}$	- полная посадочная дистанция.
$L_{\text{пос}}$	- посадочная (фактическая посадочная) дистанция.
$L_{\text{пр}}$	- длина пробега.
$L_{\text{н н}}$	- участок начального набора высоты.
$\eta_{\text{н}}$	- градиент набора высоты.
$\eta_{\text{п н}}$	- полный градиент набора высоты.
$\eta_{\text{ч н}}$	- чистый градиент набора высоты.
V_1	- скорость принятия решения.
$V_{\text{п ст}}$	- скорость подъема передней стойки шасси.
$V_{\text{отр}}$	- скорость отрыва (самолета).
V_2	- безопасная скорость взлета.
V_4	- скорость начального набора высоты (в конце полной взлетной дистанции).
$V_{\text{с 1}}$	- скорость сваливания при рассматриваемой конфигурации самолета.
$V_{\text{с 0}}$	- скорость сваливания при посадочной конфигурации самолета.
$m_{\text{max пос}}$	- максимально допустимая посадочная масса самолета.
$V_{\text{пл}}$	- скорость планирования при выпущенных закрылках на 38°
$V_{\text{пос}}$	- посадочная скорость.
$H_{\text{преп}}$	- высота препятствий в зоне воздушных подходов относительно точки начала разбега с принятым запасом высоты (не менее 10 м).
$L_{\text{преп}}$	- расстояние до препятствий от точки начала разбега.
H	- высота полета.
P	- давление на аэродроме вылета (посадки).
$H_{\text{аэр}}$	- высота аэродрома.
$MCA+$	'
$+ \Delta t$ (°C)	- отклонение температуры наружного воздуха от стандартного значения.

6.3. МАССА САМОЛЕТА

Максимальная рулежная масса	24 230 кг
Максимальная взлетная масса	24000 кг
Нормальная взлетная масса	23700 кг
Максимальная посадочная масса	24000 кг
Максимально допустимая масса загруженного самолета без топлива	22000 кг
Максимальная масса коммерческой загрузки (с учетом оборудования, установленного в счет коммерческой загрузки)	5500 кг
Максимальный запас топлива (при $\gamma = 0,775 \text{ г/см}^3$)	5500кг

Взлетная масса самолета складывается:

- из массы пустого самолета;
- из массы служебного снаряжения и экипажа;
- из массы коммерческой загрузки;
- из массы топлива.

Масса пустого самолета берется из формуляра самолета. В формуляр самолета заносится масса пустого самолета с оборудованием, установленным в счет коммерческой загрузки.

Перечень и масса оборудования, установленного в счет коммерческой загрузки:

Несъемные детали санитарного оборудования	15 кг
Кислородное оборудование	65 кг
Съемная часть транспортера	166 кг
Установка электромеханизма БЛ-56 с коробкой управления	26 кг
Электрокипятильник, термос и сливной бачок	16 кг

Всего 288 кг

При расчете центровки с помощью центровочного графика в массу служебного снаряжения включаются:

Масло для двигателей АИ-24ВТ и РУ19А-300	101-кг
Кислород для экипажа	7 кг
Химикаты для туалета	6 кг
Вода питьевая и для туалета	10 кг

Всего 124 кг

Масса одного члена экипажа принимается равной 80 кг.

6.4. ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА

1. Допустимый диапазон центровки самолета:

предельно передняя	15 % САХ
предельно задняя	33 % САХ

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ВЫХОД ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА ИЗ ДО-

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

ПУСТИМОГО ДИАПАЗОНА ПРИ ЛЮБЫХ ВАРИАНТАХ ЗАГРУЗКИ САМОЛЕТА НА ВСЕХ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ РЕЖИМАХ ПОЛЕТА.

2. ПРИ ПЕРЕГОНКЕ САМОЛЕТА ПРЕДЕЛЬНО ПЕРЕДНЯЯ ЦЕНТРОВКА, РАВНАЯ 15 % САХ (ШАССИ УБРАНО), ДОЛЖНА ОБЕСПЕЧИВАТЬСЯ РАЗМЕЩЕНИЕМ В ХВОСТОВОЙ ЧАСТИ ФЮЗЕЛЯЖА БАЛЛАСТА, МАССА КОТОРОГО ОПРЕДЕЛЯЕТСЯ ПО ЦЕНТРОВОЧНОМУ ГРАФИКУ (РИС. 6.4-1).

Выработка максимального запаса топлива смещает центровку:

- при взлетных центровках, близких к предельно передней, до 4 % САХ вперед;
- при взлетных центровках, близких к предельно задней, до 1 % САХ назад.

Уборка шасси смещает центровку самолета вперед:

- при наименьшей посадочной массе на 4,07 % САХ;
- при наибольшей взлетной массе на 2,6 % САХ.

2. Расчет центровок производится по центровочному графику (см. рис. 6.4-1).

Центровочный график составлен для расчета центровок самолетов Ан-26. Дистанции всех видов нагрузки отсчитываются по шкале дистанций грузовой кабины, «0» деления которой находятся впереди от шп. № 7 фюзеляжа на 115 мм (рис. 6.4-2).

В графике за исходные приняты масса и центровка снаряженного самолета без экипажа.

На шкале «Топливо» написано: «На центровку не влияет», однако масса топлива (взлетная или посадочная) обязательно должна учитываться во взлетной (или посадочной) массе самолета.

При таком учете массы топлива автоматически корректируются взлетные (посадочные) центровки в зависимости от величины заправки топлива. Учет массы членов экипажа ведется по шкале «Экипаж».

В нижней части графика размещена номограмма для определения взлетной и посадочной массы с кривой линией «Влияние уборки шасси».

3. Расчет взлетной центровки начинается с определения массы и центровки, снаряженного самолета, для чего к массе пустого самолета добавляется масса снаряжения 124 кг, а из центровки, записанной в формуляре, вычитается 0,56 % САХ - влияние снаряжения.

На номограмме снаряженного самолета находится точка, соответствующая определенной массе и центровке снаряженного самолета. Эта точка лежит на пересечении горизонтальной линии массы и наклонной линии центровки снаряженного самолета. Из этой точки опускается перпендикуляр на шкалу «Экипаж». От основания перпендикуляра по направлению стрелки откладывается количество делений, равное числу членов экипажа. Из полученной на шкале «Экипаж» новой точки опускается перпендикуляр на шкалу груза соответствующей дистанции. По направлению стрелки откладывается величина загрузки данной дистанции с учетом цены деления.

ВНИМАНИЕ. ЦЕНА ДЕЛЕНИЯ ШКАЛ ГРУЗОВОЙ КАБИНЫ ИЗМЕНЯЕТСЯ ПО ВЕЛИЧИНЕ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ДИСТАНЦИИ И ДАНА В КГ.

Аналогично, учитывая направления стрелок и цены делений, находятся остальные точки, характеризующие расположение и величину загрузки в грузовой кабине. Масса грузов при этом берется с учетом швартовочного оборудования.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

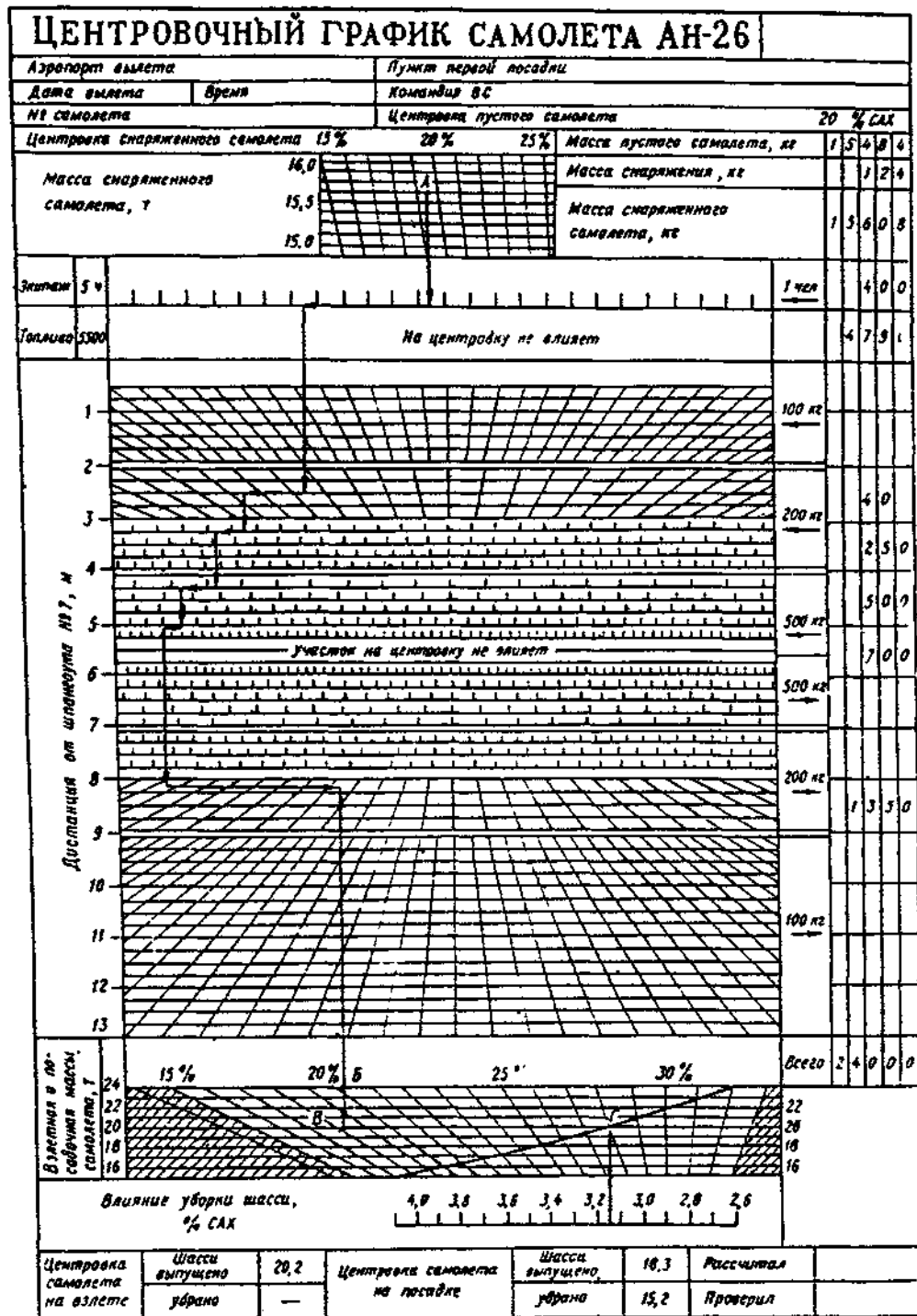


Рис. 6.4-1.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Из последней точки опускается перпендикуляр на номограмму центровок до пересечения с горизонталью, соответствующей подсчитанной взлетной массе.

Во взлетную массу включать массу топлива. Оценивая положение центра тяжести относительно наклонной линии, определяется центровка на взлете.

4. Расчет посадочных центровок аналогичен расчету взлетных. В посадочную массу обязательно включается масса топлива на посадке. Расчет посадочных центровок необходим при центровках, близких к предельным.

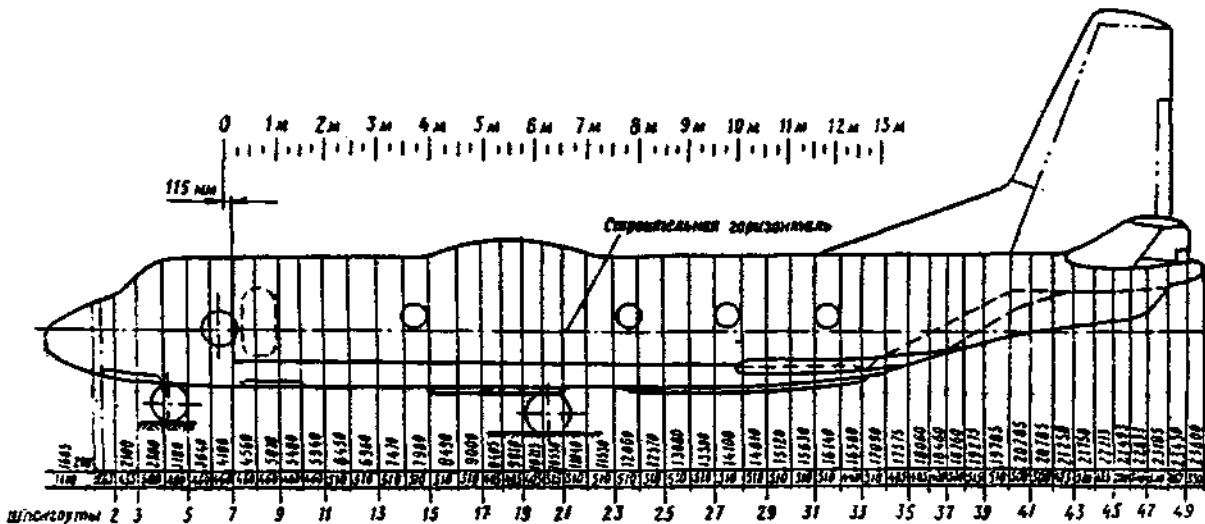


Рис. 6.4-2. Схема разбивки шпангоутов фюзеляжа и дистанций грузовой кабины

Если взлетные центровки при выпущенном шасси находятся в пределах от 22 до 32 % САХ, масса и центровка в полете будут меняться только от выработки топлива, расчет посадочных центровок можно не производить.

5. При перевозке служебных пассажиров расчет массы и центровки производить с учетом следующих условий:

- 1) количество перевозимых служебных пассажиров не должно превышать 19 человек;
- 2) пассажиров размещать на бортовых сиденьях согласно схеме (рис. 6.4-3);
- 3) масса и центровка пустого самолета приведены в формуляре самолета без учета массы съемных бортовых сидений (на 24 чел.). Эту массу, которая равна 60 кг, необходимо включать в расчетную ведомость центровки: смещение центровки снаряженного самолета составляет 0,2 % САХ вперед;
- 4) влияние на центровку массы служебных пассажиров учитывать по грузовым шкалам (шкалам дистанции грузовой кабины) центровочного графика, принимая центр тяжести групп пассажиров по приведенной таблице:

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

№ мест для размещения групп служебных пассажиров	Дистанция по шкале дистанций грузовой кабины, м
1 – 2	2,5
3 – 5	3,75
6 – 9	5,5
1 -10	4,5

Если не все сиденья заняты, учитывать размещение отдельных пассажиров по рядам.

№ мест	Дистанция по шкале дистанций грузовой кабины, м
1	2,25
2	2,75
3	3,25
4	3,75
5	4,25
6	4,75
7	5,25
8	5,75
9	6,25
10	6,75

5) багаж и ручную кладь пассажиров размещать в хвостовой части грузовой кабины за грузом.

6. Расчет центровки самолета Ан-26 производить по графику (см. рис. 6.4-1).

Пример 1.

Исходные данные:

Масса пустого самолета	15484 кг
Центровка пустого самолета	20 % САХ
Масса служебного снаряжения	124 кг
Экипаж 5 чел.	400 кг
Топливо	2850 кг
Коммерческая загрузка	3900 кг
в том числе на дистанции (от 0 м):	
Пассажиры 19 чел и бортоператор на дистанции 4,5 м	1600 кг
Груз: на дистанции 8,5 м	600 кг
на дистанции 10,5 м	1400 кг
Багаж пассажиров на дистанции 12 м	400 кг
Взлетная масса самолета	23898кг
Масса снаряженного самолета	15 484 + 124+60=15668 кг
Центровка снаряженного самолета	20 - 0,56 - 0,2=19,24 % САХ

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Центровка самолета на взлете, определенная по центровочному графику (см. подразд. 6.4), составит 32 %.

- Примечания:** 1. При выполнении полетов со служебными пассажирами в количестве 19 чел. рекомендуется загружать не более 2000 кг груза.
 2. При выполнении полетов только со служебными пассажирами в количестве 19 чел. иметь груз (багаж) массой не менее 200 кг, обеспечивающей допустимый диапазон центровок. Груз и багаж служебных пассажиров крепить в хвостовой части грузовой кабины на дистанции 12 м (от 0 м).
 3. При выполнении полетов со служебными пассажирами без груза и багажа для обеспечения допустимой центровки самолета количество служебных пассажиров не должно превышать 11 чел. При этом пассажиры располагаются на сиденьях № 5 - 10 справа и слева по борту.

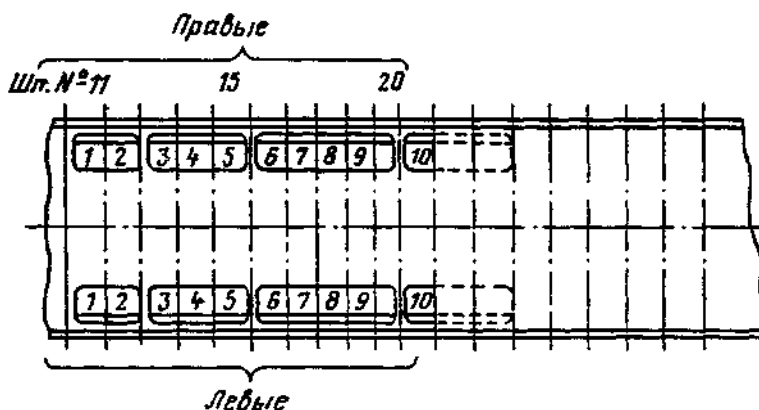


Рис. 6.4-3. Размещение бортовых сидений в грузовой кабине Ан-26

Пример 2

Исходные данные:

Масса пустого самолета	15484 кг
Центровка пустого самолета	20% САХ
Масса служебного снаряжения	124 кг
Экипаж 5 чел.	400 кг
Топливо	4790кг
Коммерческая загрузка	3200 кг

в том числе:

На дистанции (от 0), м	Груз, кг
2,51	400
3,27	250
4,31	500
5,11	700
8,16	1350

Взлетная масса самолета 24000 кг.

Масса снаряженного самолета $15484 + 124 = 15608$ кг.

Центровка снаряженного самолета $20-0,56=19,44\%$ САХ.

Решение.

На верхней номограмме находим точку *A*. Указанным способом находим следующие точки: на нижней номограмме для взлетной массы 24000 кг взлетная центровка равна 20,2% САХ (шасси выпущено) - точка *B*.

Расчет посадочных центровок не производится только в случае, если взлетные центровки находятся в диапазоне 22-32% САХ.

Рассчитанная в примере центровка на взлете 20,2 % САХ выходит из указанного диапазона, поэтому ее вновь определяют на посадке.

Из точки *B* опускаем перпендикуляр до пересечения с горизонталью посадочной массы 20 007 кг (с учетом топлива на посадку - точка *B*). Центровка на посадке - 18,3 % САХ (шасси выпущено). В примере взлетная и посадочная центровки рассчитаны для самолета с выпущенным шасси.

Для определения центровки на посадке с убраным шасси из точки *B* проводим горизонталь до пересечения с кривой линией «Влияние уборки шасси» - точка *Г*. Из точки *Г* опустим перпендикуляр на нижнюю шкалу, на которой прочитываем величину влияния уборки шасси. В нашем примере это 3,14 % САХ.

Таким образом, центровка с убраным шасси перед посадкой будет равна: $18,3-3,14=15,16\%$ САХ и не выйдет из допуска.

6.5. КОЛИЧЕСТВО ТОПЛИВА, НЕОБХОДИМОГО ДЛЯ ЗАПРАВКИ САМОЛЕТА

Количество топлива для заправки самолета перед полетом определяется:

- количеством топлива, потребного для выполнения полета с момента взлета до посадки. Оно определяется по графику (рис. 6.5-1) в зависимости от расстояния между аэропортами, высоты полета, скорости и направления ветра на высоте полета;
- количеством топлива, расходуемого двигателями на земле (до взлета и после посадки). В этом случае расход топлива у обоих двигателей принимается равным 10 кг/мин;
- аэронавигационным запасом топлива, который определяется по табл. 6.5-1 в зависимости от удаления запасного аэродрома от основного аэродрома посадки: во всех случаях АНЗ должен быть не менее чем на 1 ч полета на режиме минимального километрового расхода топлива (не менее 1000 кг);
- невырабатываемым остатком топлива, равным 60 кг;
- количеством топлива, расходуемого двигателем РУ19А-300 на запуск (40 с) 3 кг, руление (5 мин) - 17 кг, взлет (5 мин) - 75 кг и полет по кругу перед посадкой - 50 кг.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Таблица 6.5-1

**Величина аэронавигационного запаса топлива
при уходе на запасной аэродром**

Расстояние, км	Высота, м	Истинная скорость, км/ч	АНЗ, кг	Увеличение АНЗ на каждые 10 км/ч встречного ветра, кг
50	2400	390	1000	5
100	2400	390	1000	5
150	2400	390	1030	5
200	2400	390	1150	10
250	2400	390	1270	10
300	3600	400	1385	10
350	3600	400	1495	15
400	3600	400	1610	20
450	3600	400	1720	20

Примечание. Аэронавигационный запас топлива обеспечивает уход на второй круг на аэродроме предполагавшейся посадки, набор рекомендованного эшелона на режиме минимального расхода топлива, полет до запасного аэродрома, снижение, полет по кругу в течение 30 мин и посадку.

Пример расчета заправки топлива.

Исходные данные:

Расстояние между аэропортами	1430 км
Высота полета	4500 м
Скорость ветра	50 км/ч
Угол ветра	180 ⁰
Время работы двигателей на земле	10 мин
Аэронавигационный запас топлива	1000 кг

Решение.

1. Определяем по табл. 6.12-4 величину и направление эквивалентного ветра:

- скорость - 50 км/ч;
- направление - встречный.

2. Определяем по графику (см. рис. 6.5-1) количество топлива, потребного для полета, для этого:

- из точки 1, соответствующей дальности полета (1430 км), проводим линию, равноотстоящую от вспомогательной линии встречного ветра, до пересечения с горизонтальной линией скорости эквивалентного ветра (50 км/ч); получим точку 2.
- проводим вертикальную линию из точки 2 и горизонтальную линию из точки на оси

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

ординат, соответствующей высоте полета 4500 м. На пересечении указанных линий получим точку 3;

- определим требуемое количество топлива для полета по месту расположения точки 3 между наклонными линиями расхода топлива «4000 кг» и «3500 кг»: требуемое количество топлива равно 3750 кг.

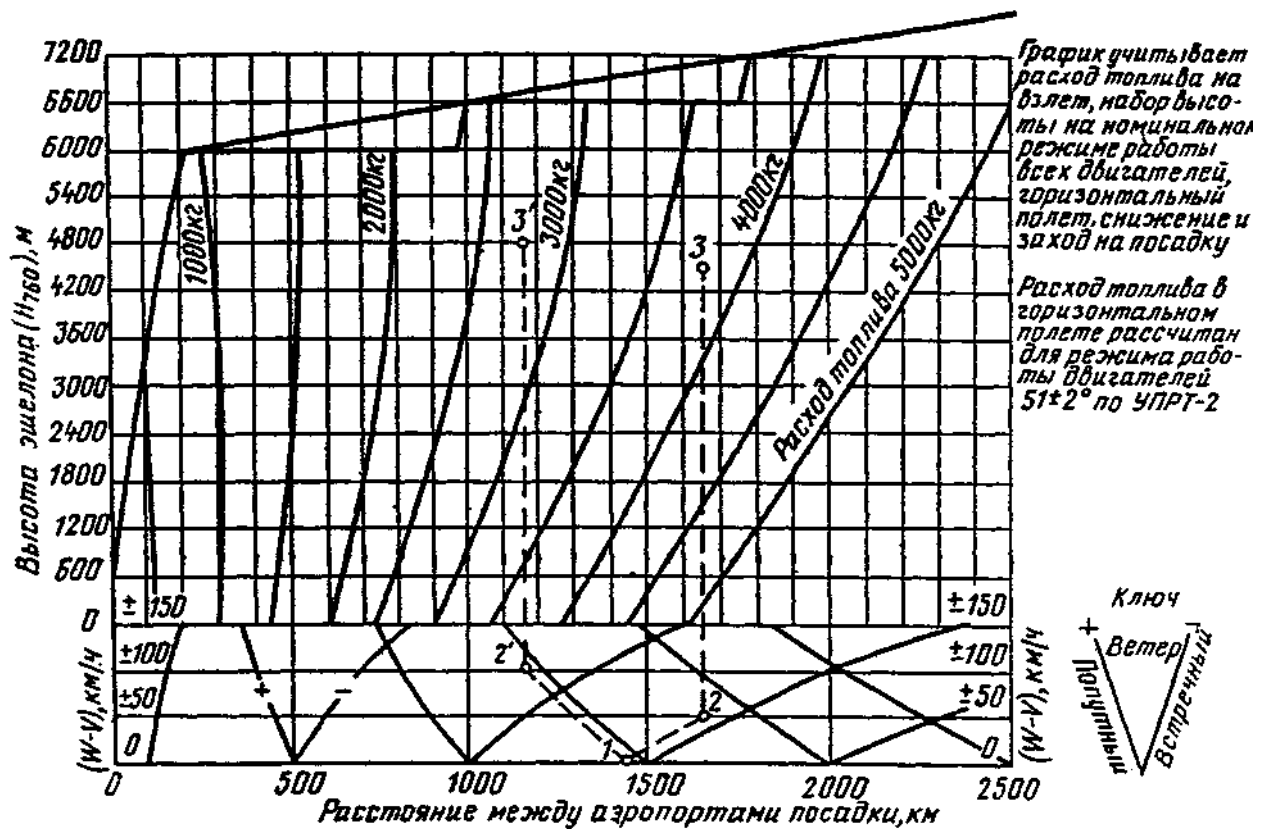


Рис. 6.5-1. График для определения количества топлива, необходимого для полета

3. Определим количество топлива, необходимого для работы двигателей на земле за 10 мин: 10 мин × 10 кг/мин = 100 кг.
4. Определим количество топлива, необходимого для заправки самолета. Для этого суммируем рассчитанное количество топлива, аэронавигационный запас и невыработываемый остаток:

Топливо для полета	3750 кг
Топливо для работы двигателей на земле	100 кг
Аэронавигационный запас	1000 кг
Невыработываемый остаток топлива	60 кг

Всего 4910 кг

6. Стр.17

Сент. 18/01

РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

При полете с попутным эквивалентным ветром, задача решается аналогично (на рис. 6.5-1 это решение показано точками 1-2'-3').

5. Количество топлива, потребного для полета без использования РУ19А-300, определяется аналогично по графику на рис. 6.5-2.

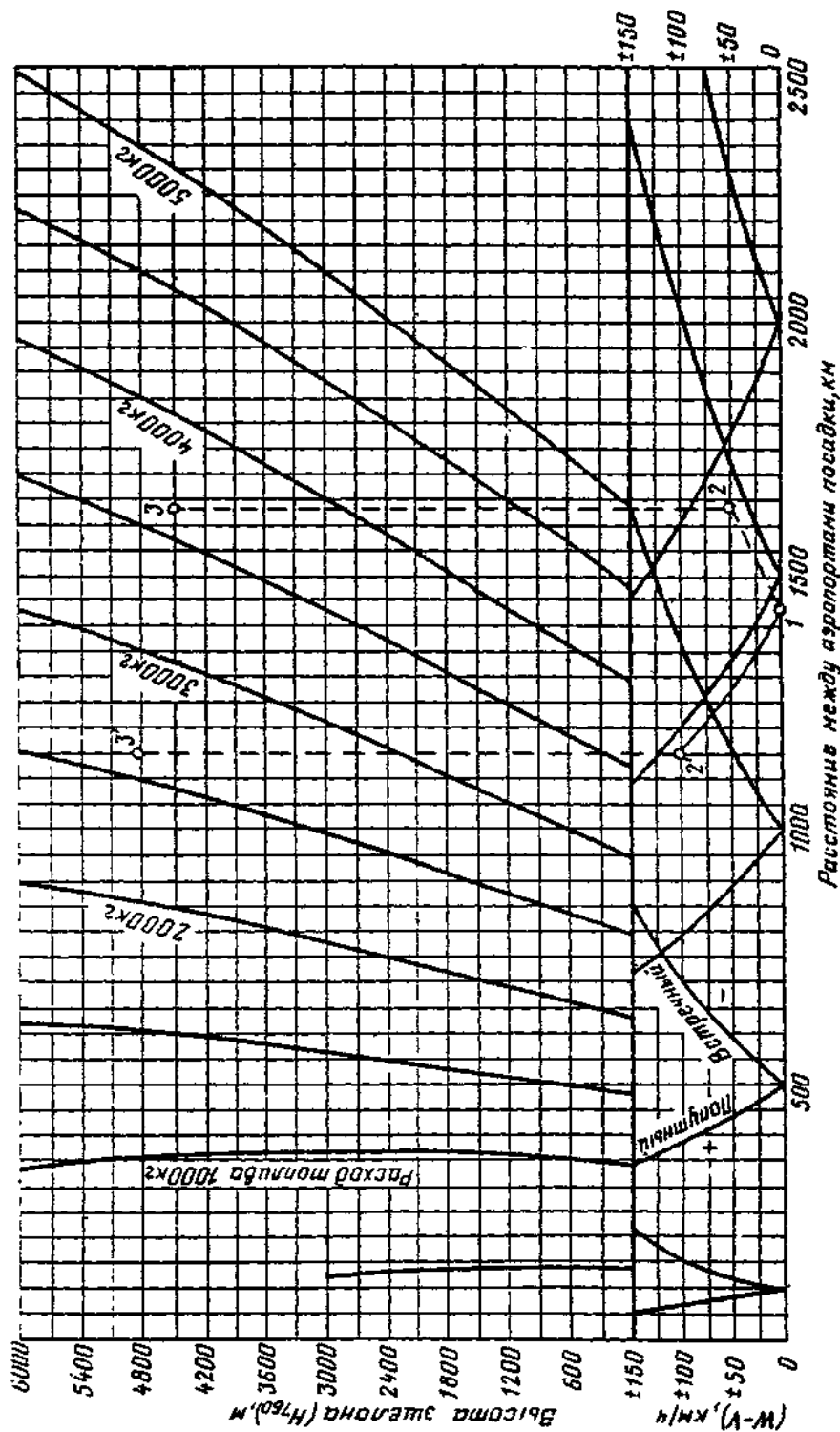


Рис. 6.5-2. График для определения количества топлива, необходимого для полета (без использования РУ19А-300). График учитывает расход топлива на взлет, набор высоты на максимальном режиме работы двух двигателей АИ-24ВТ, на горизонтальный полет, снижение и заход на посадку. Расход топлива в горизонтальном полете рассчитан для режима работы двигателей (51±2)° по УПРТ-2

6.6. РАСЧЕТНЫЕ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ

1. Боковая и продольная составляющие скорости ветра при взлете и посадке определяются по графику (рис. 6.6-1).

Пример.

Исходные данные:

Угол между направлением ветра и направлением взлета (посадки) 60° .

Скорость ветра 12 м/с.

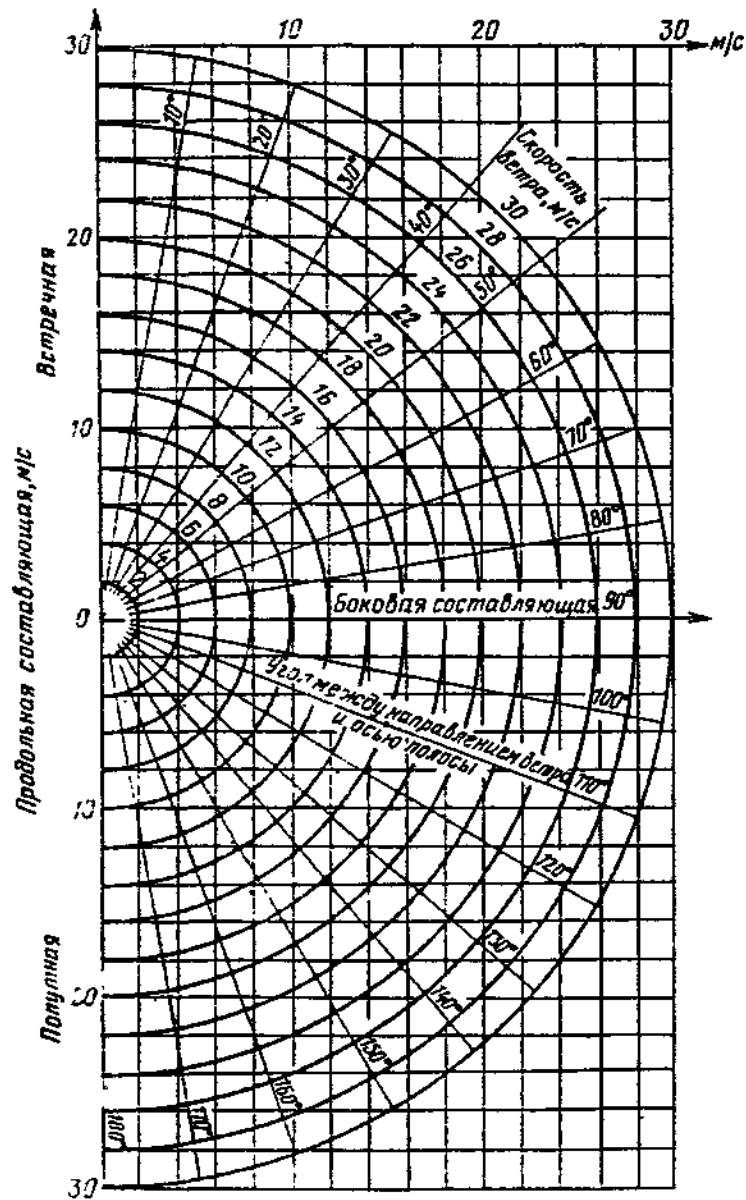


Рис. 6.6-1. График для определения продольной и боковой составляющих скорости ветра

Решение.

На графике наносим вектор ветра так, чтобы его конец находился в точке начала координат (точка 0).

Определим проекции вектора ветра на продольную и поперечную оси ВПП, которые будут равны соответственно продольной (6 м/с) и боковой (10,4 м/с) составляющим скорости ветра.

2. Высоту аэродрома ($H_{аэр}$) рассчитываем с помощью величины барометрического давления на аэродроме по графику на рис. 6.6-2.

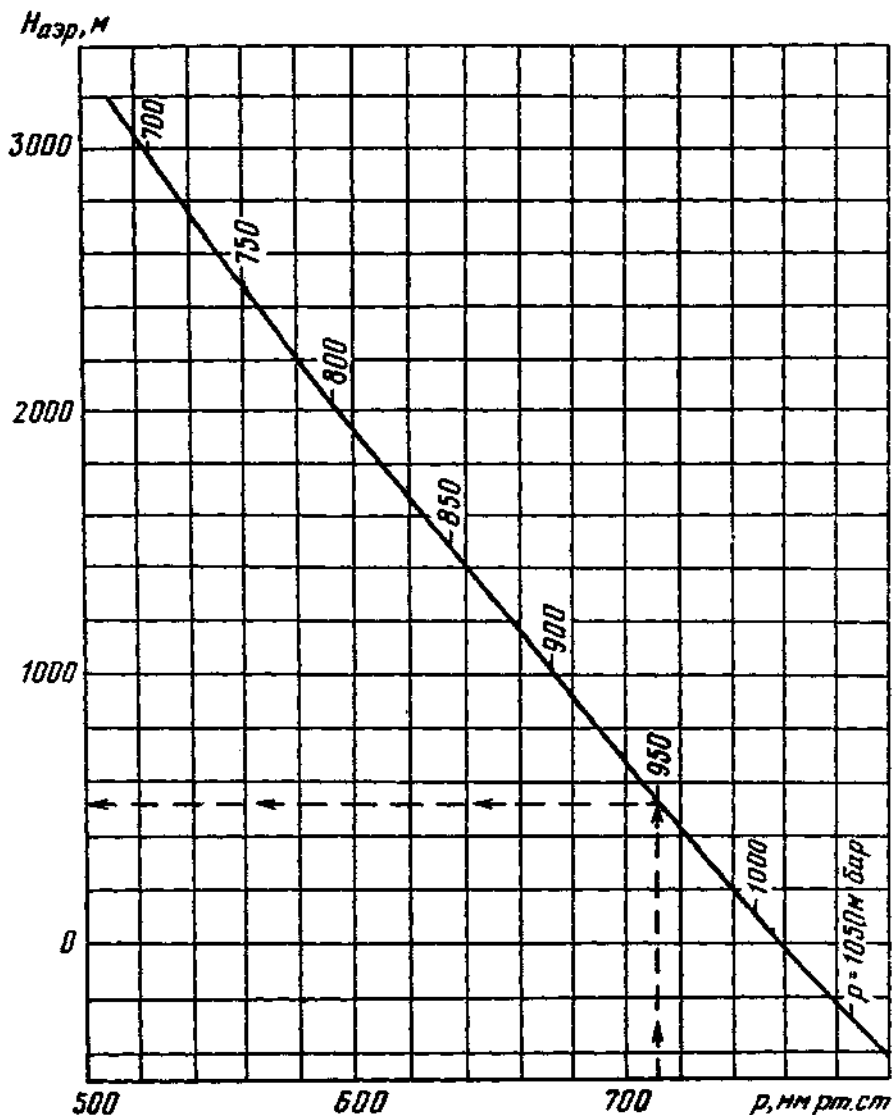


Рис. 6.6-2. График для определения высоты аэродрома $H_{\text{аэр}}$ в зависимости от величины барометрического давления

3. Отклонение температуры наружного воздуха от стандартного значения, указанного в международной стандартной атмосфере ($MCA + \Delta t^{\circ}\text{C}$), определим по графику на рис. 6.6-3.

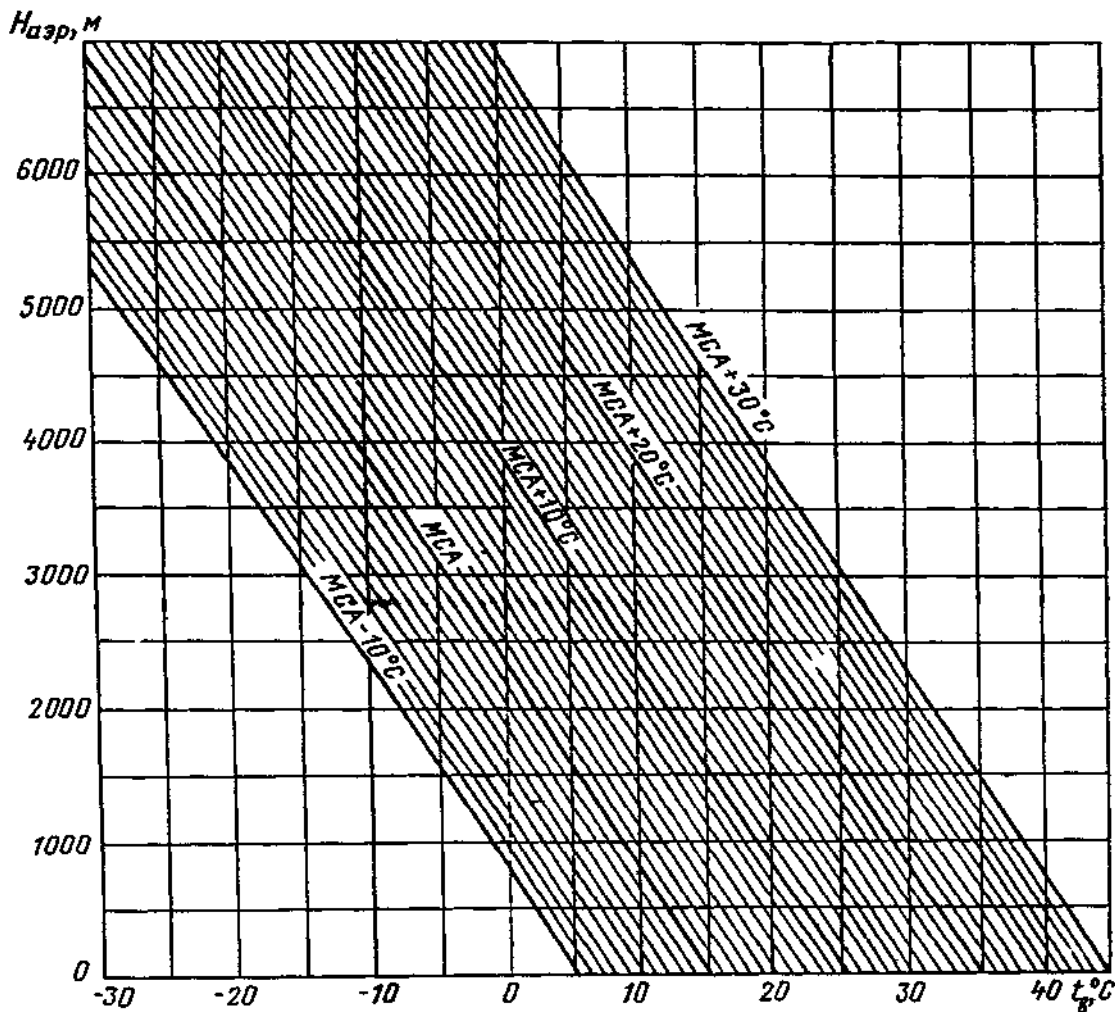


Рис. 6.6-3. График для определения отклонения температуры наружного воздуха от стандартного значения (МСА + Δt °C)

6.7. ВЗЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ С РАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ РУ19А-300

Максимально допустимая взлетная масса самолета ($m_{\text{max дв}}$) и скорость принятия решения (V_1) для конкретных аэродромных и метеорологических условий взлета определяются по графикам на рис. 6.7-1 - 6.7-8. Ход определения параметров на каждом графике показан стрелками. Очередность использования графиков следующая:

- по графику на рис. 6.7-1 рассчитывается максимальная взлетная масса самолета (m'_{max}) в зависимости от высоты аэродрома ($H_{\text{аэр}}$) и отклонения температуры наружного воздуха от стандартных значений (МСА + Δt °C);
- по графикам на рис. 6.7-2 и 6.7-4 определяется максимальная взлетная масса

самолета (m''_{max}) и отношение $V_1/V_{\text{п ст}}$ в зависимости от располагаемых длин взлетной дистанции и дистанции прерванного взлета для конкретных метеорологических условий старта;

- по графикам на рис. 6.7-5 и 6.7-6 рассчитывается максимальная взлетная масса самолета

РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

(m''_{max}) и отношение $V_1/V_{п ст}$ в зависимости от располагаемых длин разбега и дистанции прерванного взлета для конкретных метеорологических условий старта.

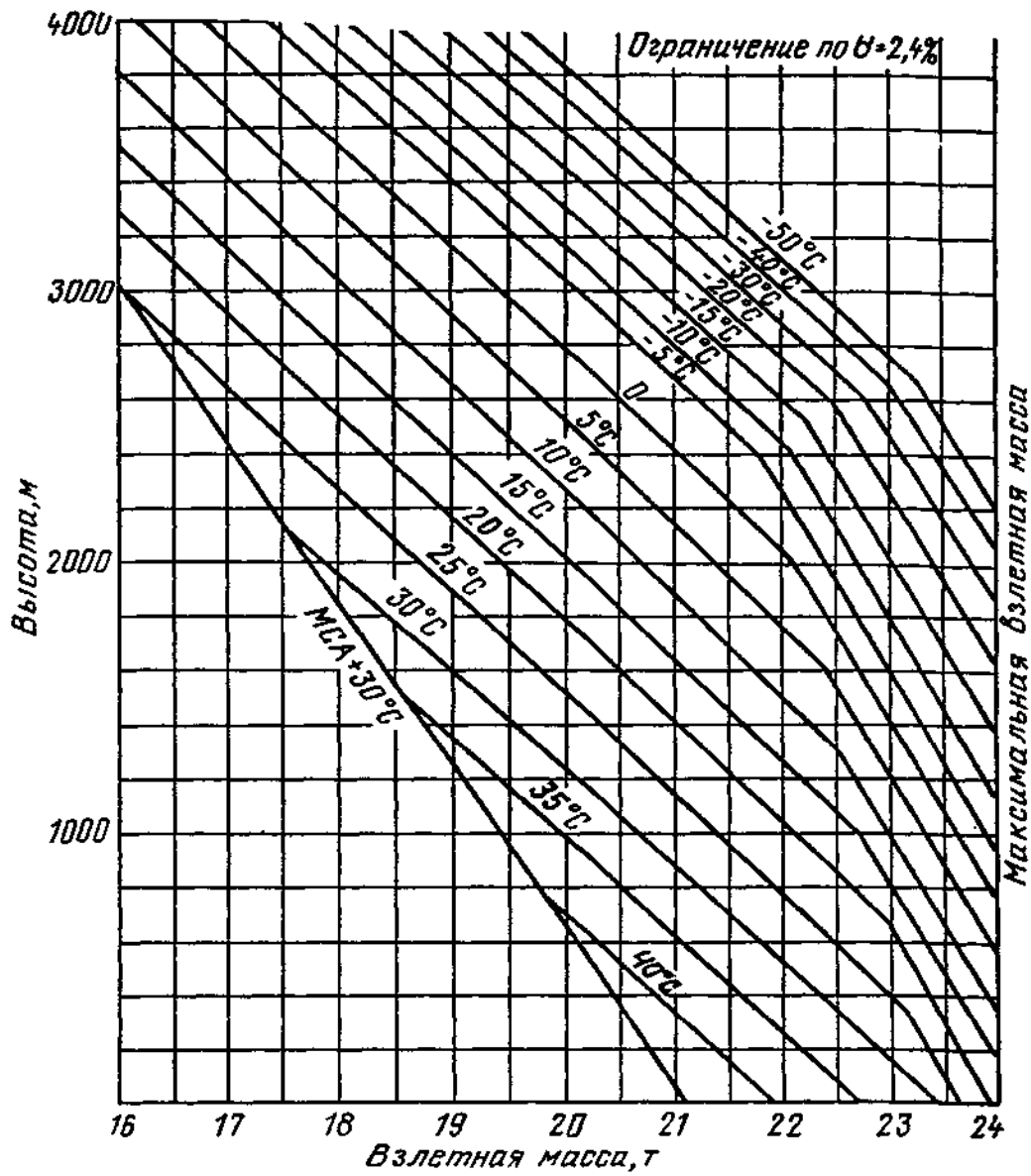


Рис. 6.7-1. График для определения максимально допустимой взлетной массы самолета в зависимости от температуры наружного воздуха (РУ19А300 работает)

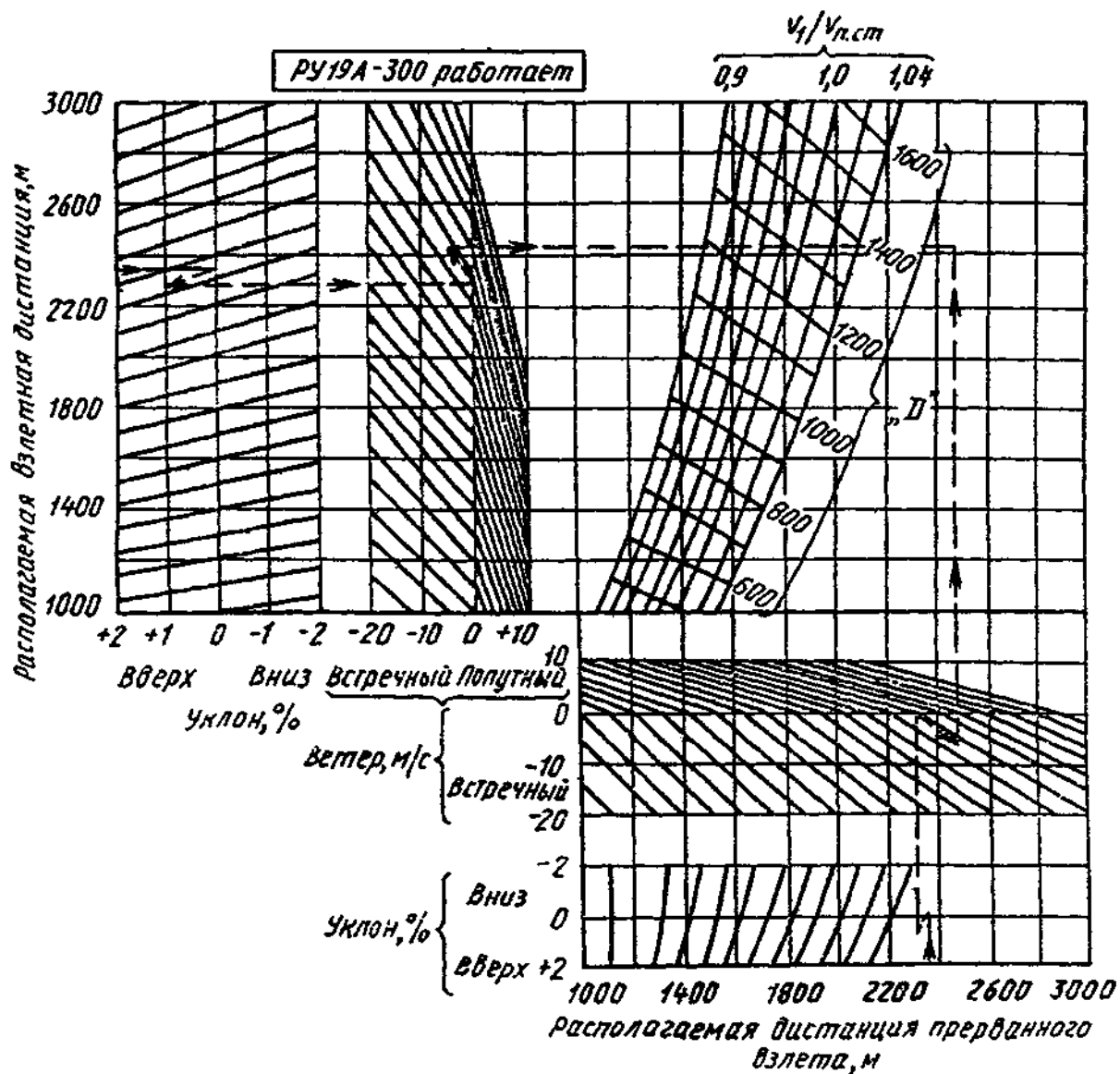


Рис. 6.7-2. График для определения условной величины «D» и отношения скоростей $V_1/V_{кр.ст}$

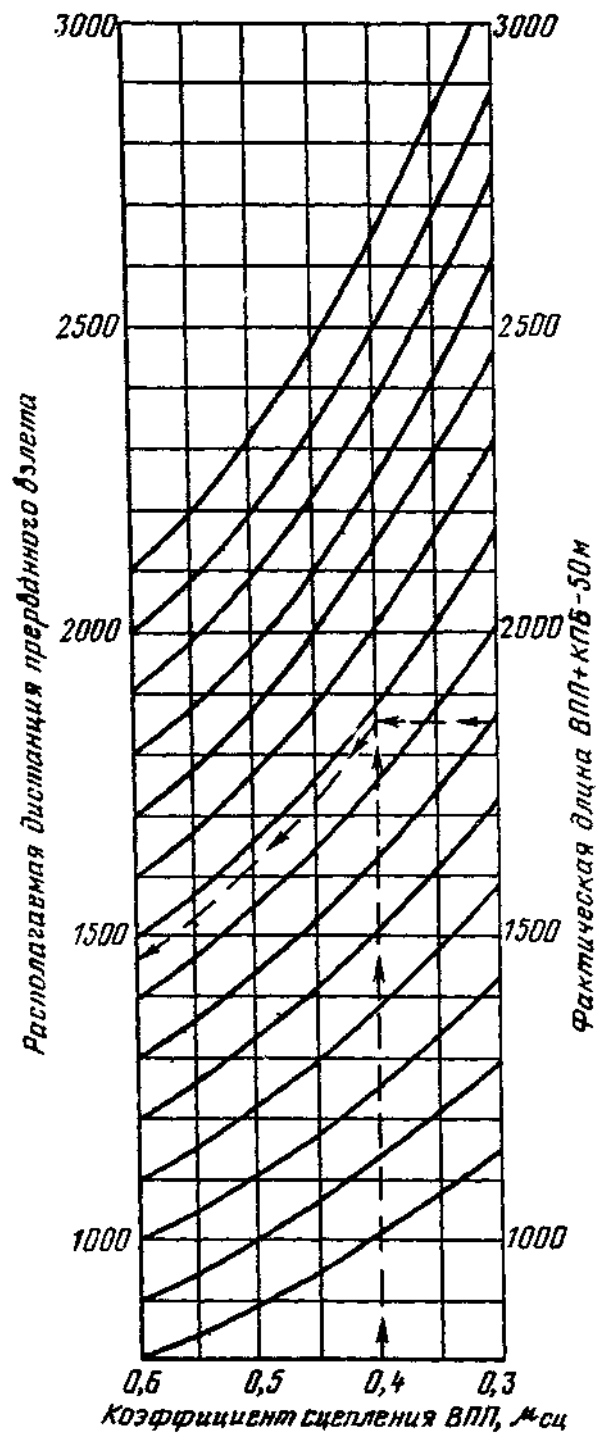


Рис. 6.7-3. Зависимость располагаемой дистанции прерванного взлета (м) от коэффициента сцепления ВПП

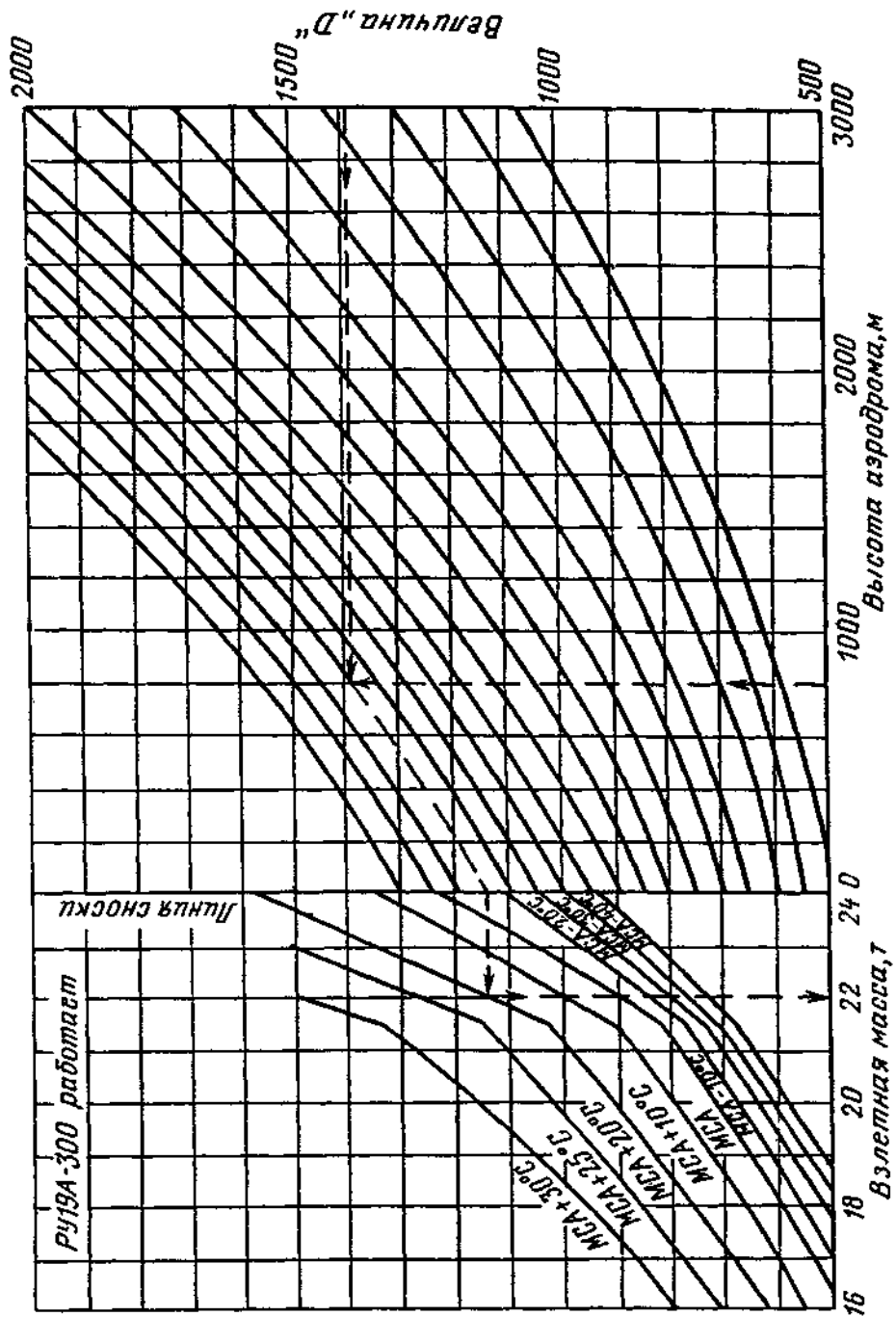


Рис. 6.7-4. График для определения максимально допустимой взлетной массы самолета в зависимости от условной величины «D»

Сравнение трех решений позволяет определить максимально допустимую взлетную массу самолета и связанного с ним отношения $V_1/V_{п.ст}$ для данного аэродрома как наименьшую из трех значений.

При наличии препятствий в полосе воздушных подходов по курсу взлета, дающих угол наклона линии ограничения препятствий более 1,6 %, максимально допустимая взлетная масса самолета уточняется по графику на рис. 6.7-7.

Если при определении максимально допустимой взлетной массы определяющим фактором является наличие препятствий в зоне воздушных подходов, то для максимально допустимой взлетной массы, определенной по графику на рис. 6.7-7, строится чистая траектория взлета с отказавшим двигателем АИ-24ВТ по методике, приведенной в разд. 6.9.

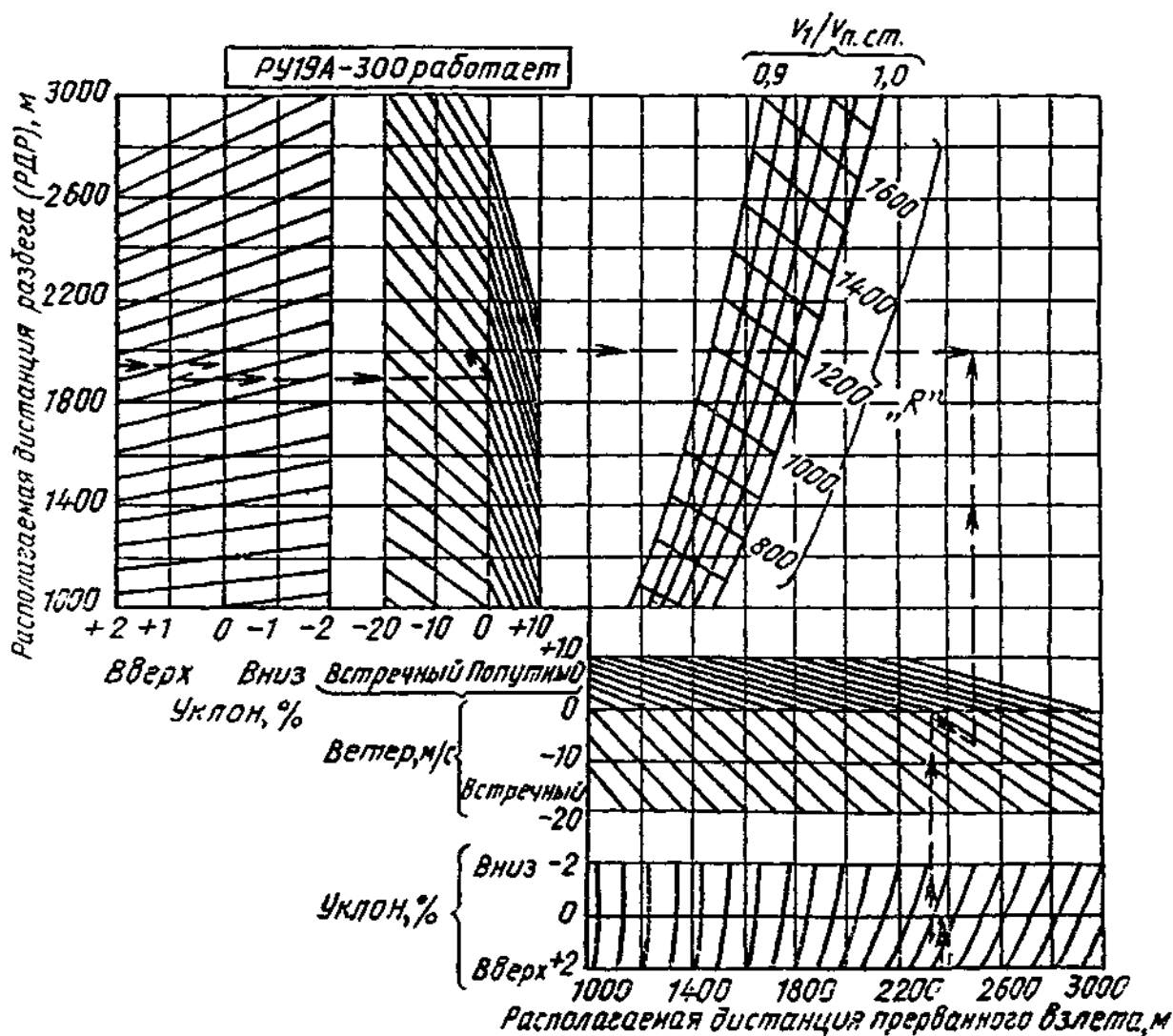


Рис. 6.7-5. График для определения условной величины «R» и отношения скоростей $V_1/V_{п.ст}$

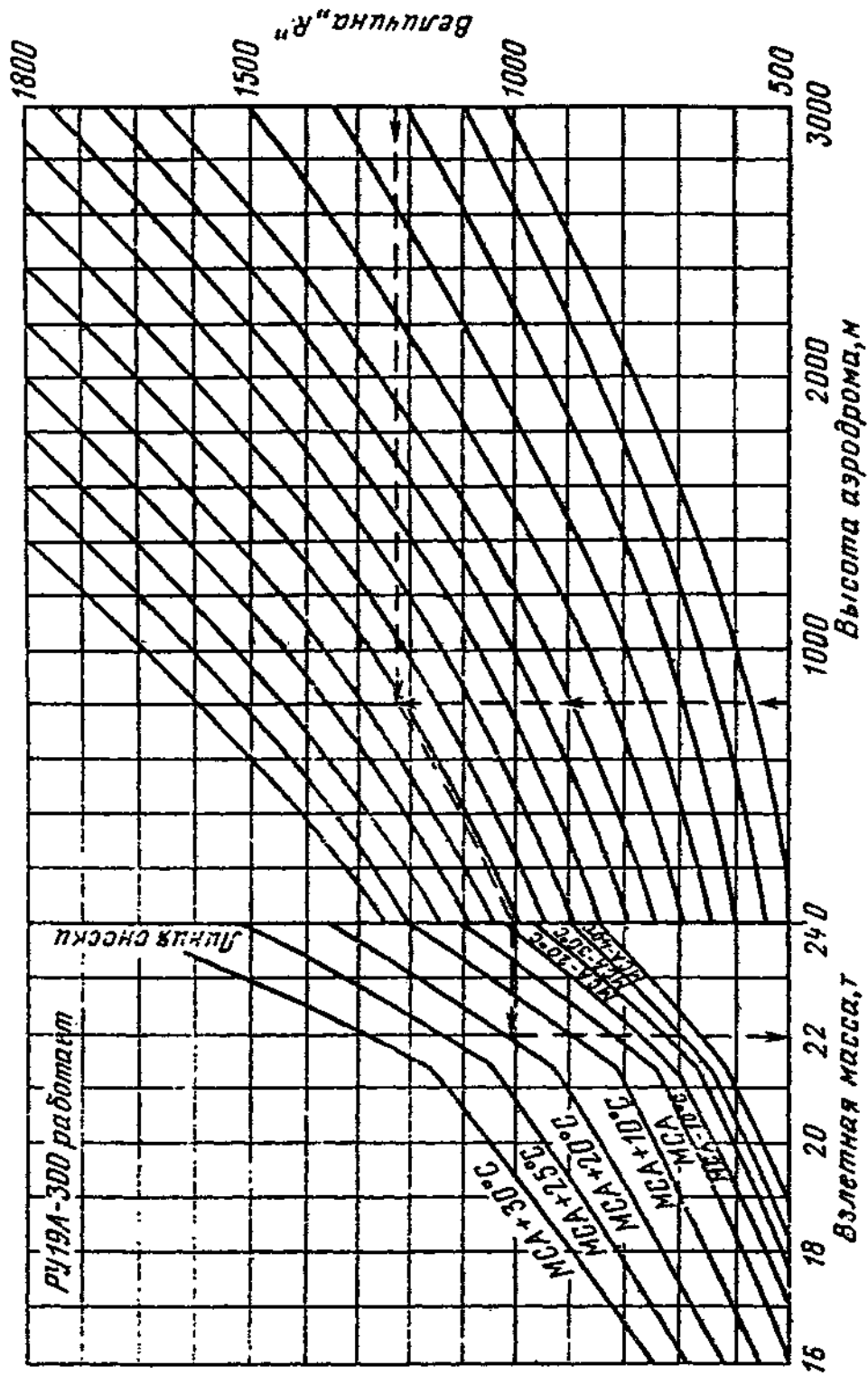


Рис. 6.7-6. График для определения максимально допустимой взлетной массы самолета в зависимости от условной величины «R»

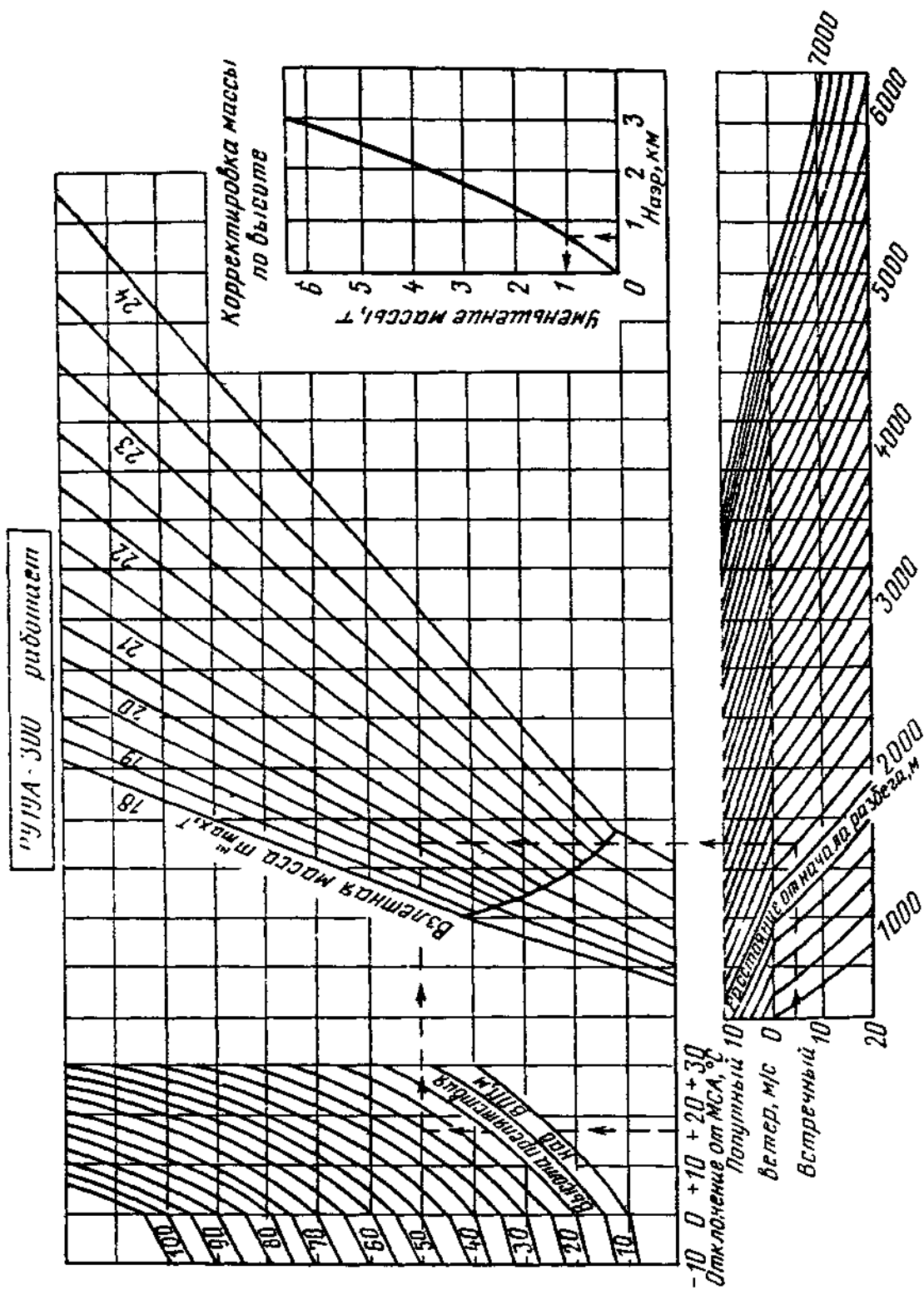


Рис. 6.7-7. График для определения максимально допустимой взлетной массы самолета в зависимости от высоты препятствия в зоне воздушных подходов

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

- Примечания:** 1. При определении критической скорости принятия решения следует учитывать, что она должна быть не менее минимально эволютивной скорости разбега ($V_{\min \text{ эв}} = 190$ км/ч ПР) и не более скорости подъема передней стойки шасси $V_{\text{п ст}}$ (см. рис. 6.7-9).
2. Если при определении максимально допустимой взлетной массы самолета определяющим является расчет по номограмме «D» (см. рис. 6.7-2 - 6.7-4); отношение $V_1/V_{\text{п ст}}$ может быть больше чем 1,0 (до 1,04). При этом V_1 не превышает скорости отрыва, которая на 10 км/ч больше скорости подъема передней стойки ($V_{\text{п ст}}$).
3. При взлете с ВПП, имеющей коэффициент сцепления менее 0,6, для расчета максимально допустимой взлетной массы за располагаемую дистанцию прерванного взлета необходимо брать фактическую длину ВПП+КПБ-50 м, уменьшенную по графику (рис. 6.7-3) для фактического коэффициента сцепления ВПП.
4. При расчете допустимой взлетной массы и скорости принятия решения (V_1) по номограмме принимать величину попутного ветра по максимальному порыву, а встречного - по минимальному значению величины ветра.

Для определенной максимально допустимой взлетной массы самолета по графику на рис. 6.7-9 рассчитываются характерные скорости:

- скорость подъема передней стойки шасси ($V_{\text{п ст}}$);
- безопасная скорость взлета (V_2);
- скорость начального набора высоты (V_1).

Пример.

По заданным аэродромным условиям определить максимально допустимую взлетную массу самолета.

Аэродромные условия:

Располагаемая длина разбега при взлете	1950 м
Располагаемая взлетная дистанция	2350 м
Располагаемая дистанция прерванного взлета	2350 м
Высота расположения аэродрома над уровнем моря	800 м
Температура воздуха	30 °С (МСА+20°С)
Уклон ВПП	1% вверх
Ветер	Встречный. 5 м/с

1. По графику (рис. 6.7-1) в указанном стрелками порядке определяем максимальную взлетную массу самолета ($m'_{\max}=21000$ кг) в зависимости от атмосферных условий старта.
2. По графику (рис. 6.7-2) в указанном стрелками порядке найдем параметр «D» и отношение $V_1/V_{\text{п ст}}$ - «D»=1390, $V_1/V_{\text{п ст}}$ =1,04 (так как экстраполяция графика запрещена, возвращаемся по линии РДВ до пересечения с линией $V_1/V_{\text{п ст}}=1,04$).
3. По-графику (рис. 6.7-4) согласно найденному значению «D» и заданным атмосферным условиям взлета ($H_{\text{аэп}}=800$ м, $t_n=\text{МСА}+20^\circ\text{С}$) определяем максимальную взлетную массу $m''_{\max}=22000$ кг.
4. По графику (рис. 6.7-5) для заданных условий взлета определяем параметр «R» и соответствующее отношение $V_1/V_{\text{п ст}}$: «R» =1220, $V_1/V_{\text{п ст}}=1.0$ (так как экстраполяция графика

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

запрещена, возвращаемся по линии РДР до пересечения с линией $V_1/V_{п.ст} = 1,0$.

5. По графику (рис. 6.7-6) согласно величине «R», заданным атмосферным условиям старта найдем максимальную взлетную массу $m'_{max} = 22\ 000$ кг.

При сравнении максимальных взлетных масс, полученных по номограммам в зависимости от атмосферных условия взлета (рис. 6.7-1), от характеристик аэродрома вылета «R» и «D» (рис. 6.7-2-6.7-6), видно, что меньшей является масса, определенная по номограмме на рис. 6.7-1 ($m'_{max} = 21\ 000$ кг). Следовательно, это - максимально допустимая взлетная масса самолета для заданных аэродромных условий.

6. Определим для максимально допустимой взлетной массы самолета $m_{max\ д.в} = 21\ 000$ кг критическую скорость принятия решения.

Для этого по заданным атмосферным условиям взлета и $m_{max\ д.в} = 21\ 000$ кг по графикам на рис. 6.7-4 и 6.7-6 определим условные величины «D» = 1230 и «R» = 1090, далее по графикам на рис. 6.7-2. и 6.7-5 для указанных величин «D» и «R» находим потребные дистанции взлета, прерванного взлета, разбега и соответствующие им максимальные значения $V_1/V_{п.ст}$.

Из двух значений $V_1/V_{п.ст}$ определенных из графиков «D» и «R». выбирается большее таким образом, чтобы соответствующие ему величины потребных дистанций взлета, разбега и прерванного взлета не превосходили располагаемых ($V_1/V_{п.ст} = 1,0$).

7. Для максимально допустимой взлетной массы $m_{max\ д.в} = 21\ 000$ кг и отношения $V_1/V_{п.ст} = 1,0$ определим по графику рис. 6.7-8 скорость принятия решения $V_1 = 200$ км/ч ПР. по графику рис. 6.7-9 характерные скорости на взлете $V_{п.ст} = 200$ км/ч ПР; $V_2 = 227$ км/ч ПР; $V_4 = 248$ км/ч ПР.

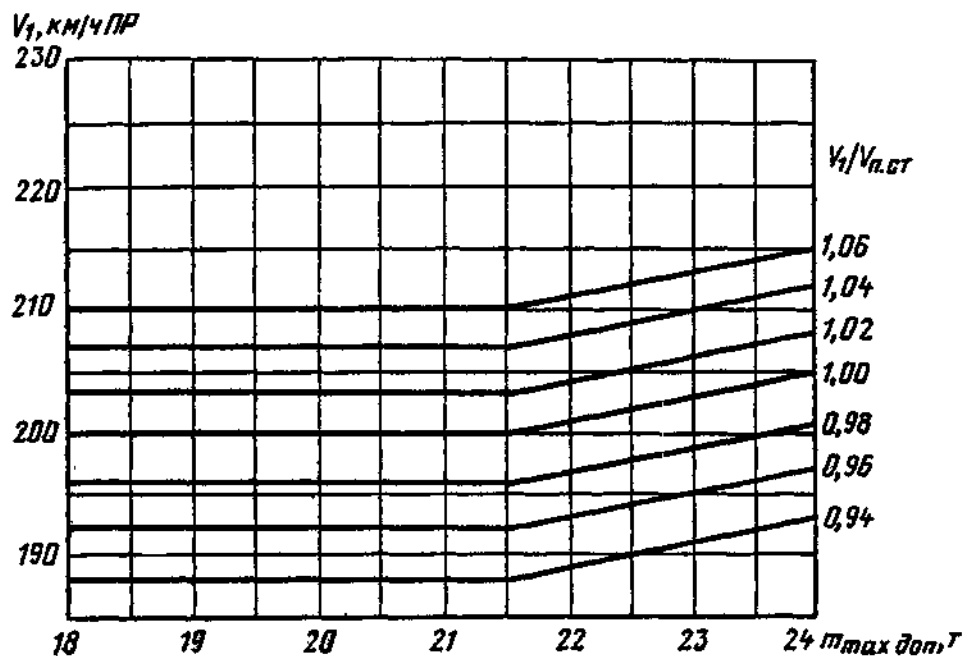


Рис. 6.7-8. График для определения скорости принятия решения V_1 в зависимости от отношения скоростей $V_1/V_{п.ст}$

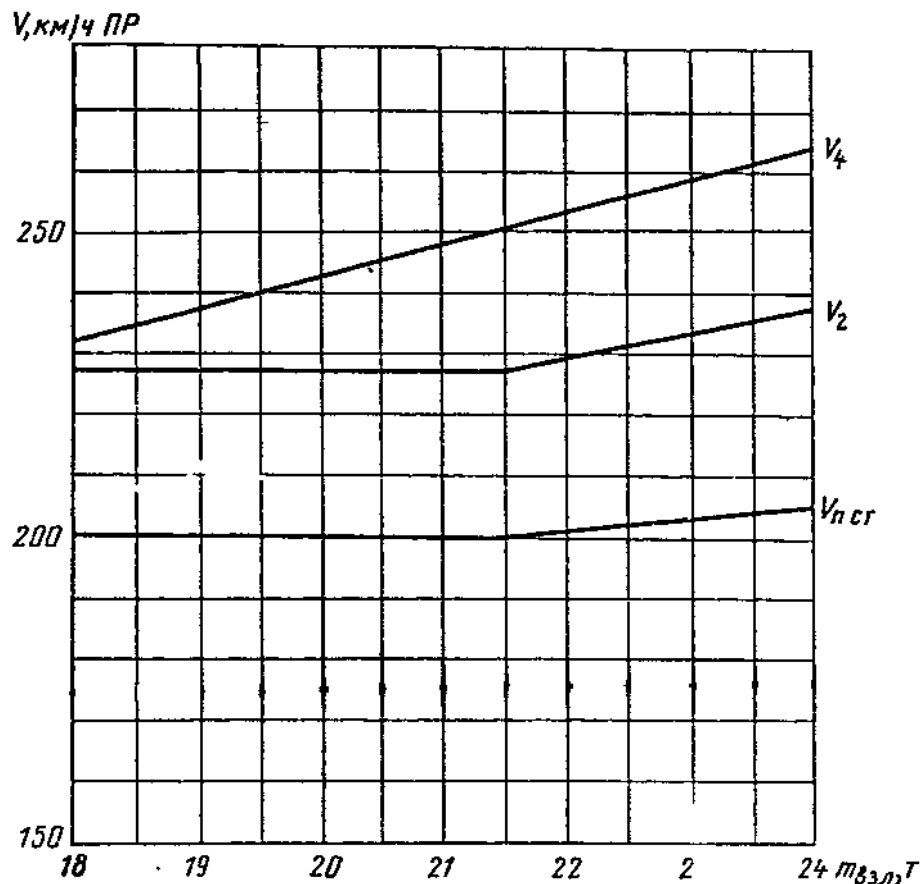


Рис. 6.7-9. График для определения безопасной скорости взлета V_2 , скорости подъема передней стойки шасси $V_{n cr}$ и скорости начального набора высоты V_4

6.8. ВЗЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ С НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ РУ19А-300

В отдельных случаях со взлетной массой не более 21 000 кг разрешается производить взлет с работающими двигателями АИ-24ВТ на взлетной мощности (100° по УПРТ-2) и с неработающим двигателем РУ19А-300. При этом длина разбега в стандартных атмосферных условиях увеличивается на 20-25%, а взлетная дистанция (до высоты 107 м) - на 18-23% по сравнению с аналогичными характеристиками при работающем двигателе РУ19А-300 на номинальном режиме.

Техника пилотирования и характерные скорости при взлете с неработающим РУ19А-300 практически не отличаются от техники пилотирования и характерных скоростей при взлете с работающим РУ19А-300.

Перед выполнением полета (взлета с неработающим двигателем РУ19А-300) необходимо определить максимально допустимую массу, при которой обеспечивается безопасность взлета при располагаемой длине ВПП и данных атмосферных и аэродромных условиях.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

В зависимости от полученной максимальной взлетной массы определить скорости $V_{п ст.}$, V_1 и V_2 .

Перечисленные параметры рассчитываются по графикам, приведенным на рис. 6.7-3, 6.7-7, 6.7-8, 6.8-1, 6.10-1.

Пример.

Исходные данные:

Располагаемая длина разбега при взлете	1750 м
Располагаемая взлетная дистанция	2650 м
Располагаемая дистанция прерванного взлета	2150 м
Высота аэродрома над уровнем моря	750 м
Температура воздуха	20 °С (МСА+10°С)
Уклон ВПП	1 % вверх
Ветер встречный	3 м/с

1. В зависимости от барометрической высоты аэродрома и температуры наружного воздуха определяется максимально допустимая взлетная масса (рис. 6.8-1): $m_{взл макс} = 19\ 100$ кг.

2. По располагаемой взлетной дистанции, дистанции прерванного взлета, уклону ВПП и составляющей ветра определяются величина «D» и отношение $V_1/V_{п ст.}$ (рис. 6.8-2): $D = 1550$; $V_1/V_{п ст.} = 0,995$.

3. По величине «D», барометрической высоте аэродрома и температуре наружного воздуха рассчитывается максимально допустимая взлетная масса для располагаемой взлетной дистанции и дистанции прерванного взлета (рис. 6.8-3): $m_{взл макс} = 20\ 850$ кг.

4. В зависимости от располагаемой длины разбега, располагаемой дистанции прерванного взлета, уклона ВПП и составляющей ветра определяется величина «R» и отношение $V_1/V_{п ст.}$ (рис. 6.8-4): $R = 1470$; $V_1/V_{п ст.} = 0,988$.

5. По величине «R», барометрической высоте аэродрома и температуре наружного воздуха рассчитывается максимально допустимая взлетная масса для располагаемой длины разбега и дистанции прерванного взлета (рис. 6.8-5): $m_{взл макс} > 21\ 000$ кг.

6. Сравниваются максимально допустимые массы, полученные в пп. 1, 3 и 5 и меньшая из них принимается за максимально допустимую взлетную массу в данных условиях, то есть $m_{взл макс} = 19\ 100$ кг.

7. Находится отношение $V_1/V_{п ст.}$. Так как меньшей допустимой по аэродромным условиям оказалась масса, рассчитанная по метеорологическим условиям старта (рис. 6.8-1), для определения $V_1/V_{п ст.}$ необходимо пользоваться графиками на рис. 6.8-2, 6.8-3.

По графику на рис. 6.8-3 согласно заданным атмосферным условиям, высоте и массе 19 100 кг находится $D = 1210$. затем на рис. 6.8-2 согласно величине «D», располагаемой взлетной дистанции, дистанции прерванного взлета, уклону ВПП и составляющей ветра - два отношения $V_1/V_{п ст.}$, равные 0,82 и 1,18. Из них выбирается большее, но не более 1,0. то есть $V_1/V_{п ст.} = 1,0$.

На графике (рис. 6.7-8) по значению $m_{взл макс} = 19\ 100$ кг рассчитываются безопасная скорость взлета $V_2 = 227$ км/ч ПР и скорость подъема передней стойки $V_{п ст.} = 200$ км/ч ПР.

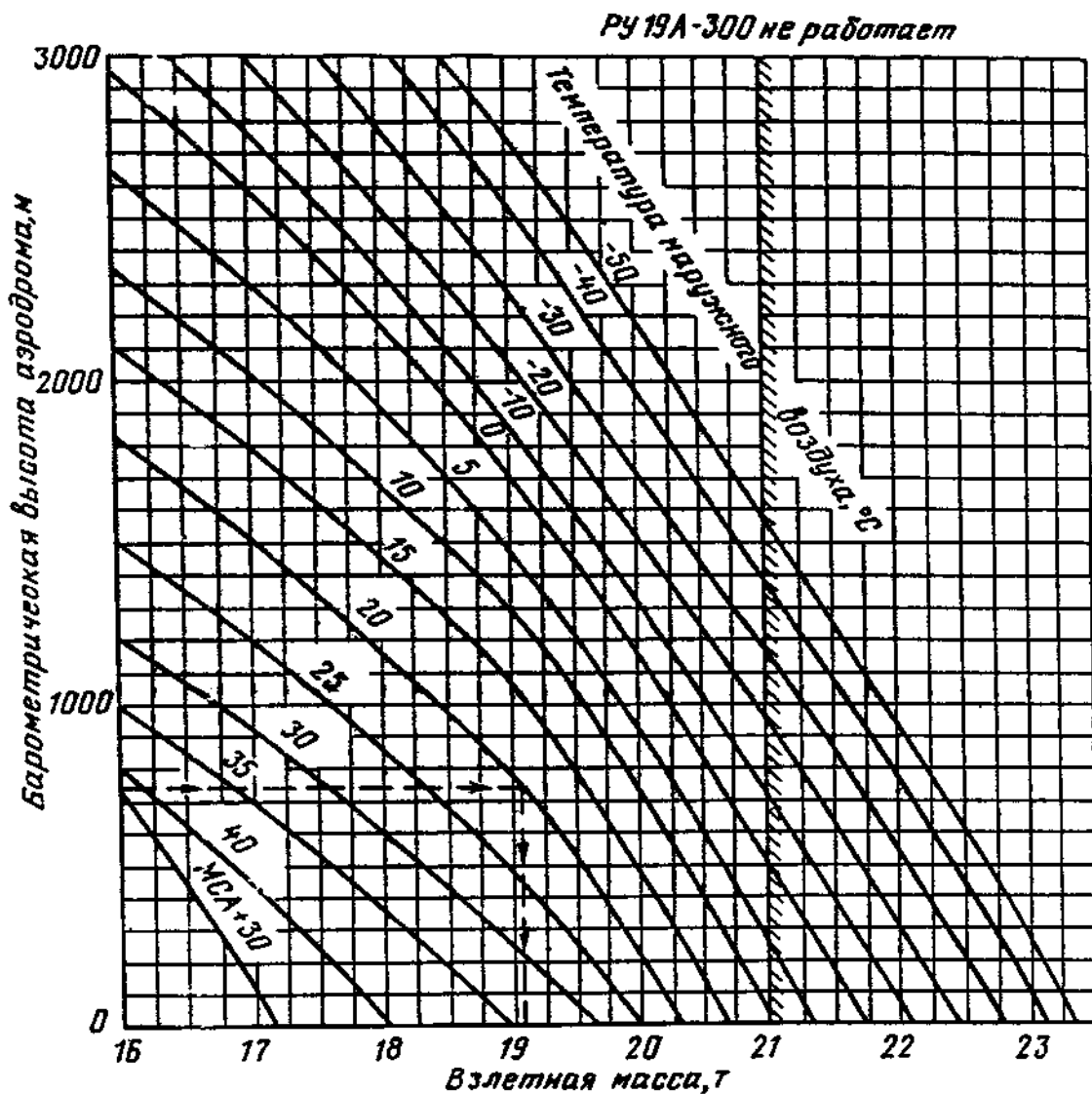


Рис. 6.8-1. График для определения максимально допустимой взлетной массы самолета в зависимости от температуры наружного воздуха

На графике рис (6.7-7) по отношению $V_1/V_{п ст} = 1,0$ и максимально допустимой взлетной массе $m_{взл max} = 19\ 100$ кг определяется критическая скорость $V_1=200$ км/ч ПР.

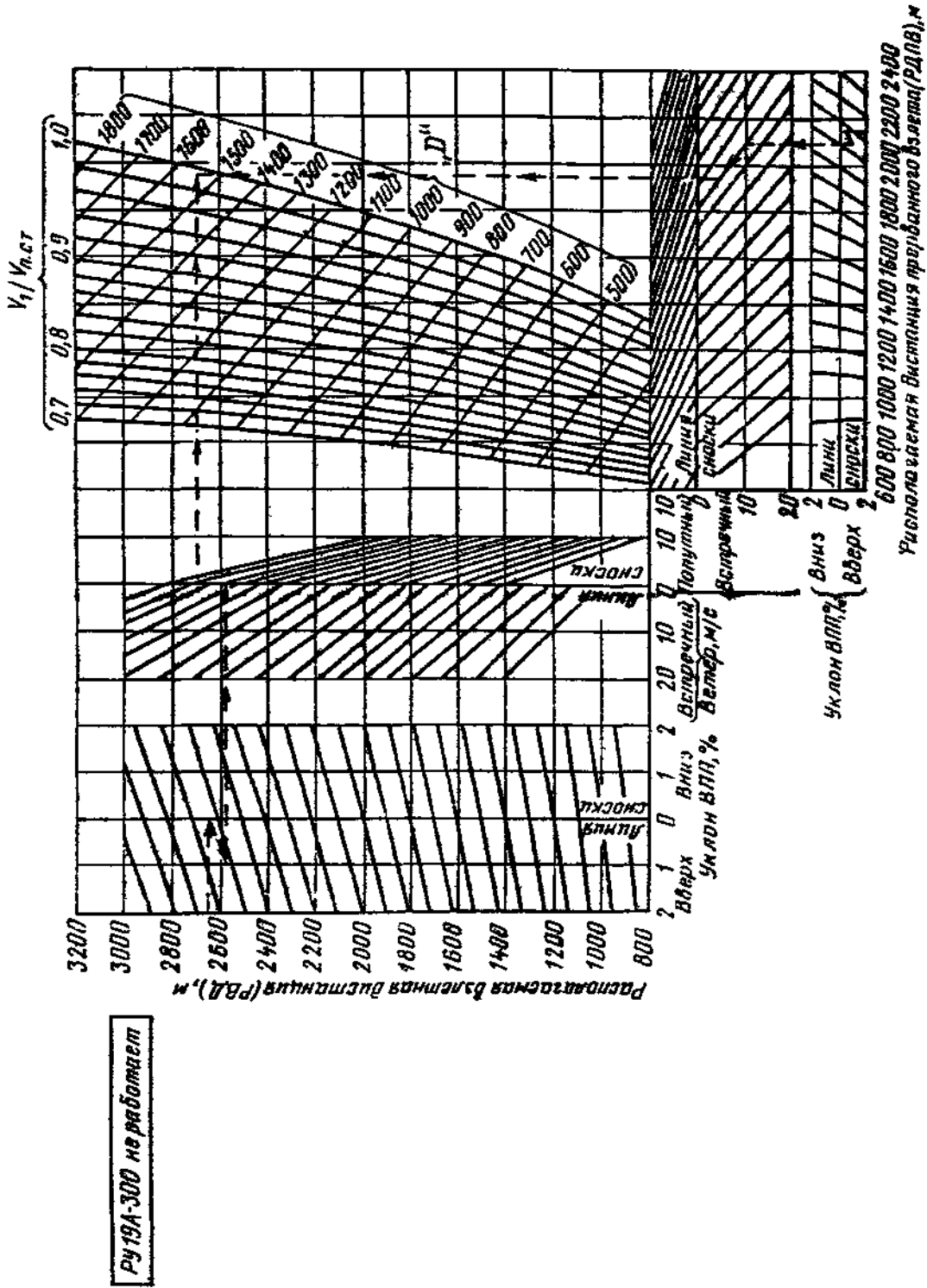


Рис. 6.8-2. Зависимость величины D и отношения $V_1/V_{кр}$ от располагаемых взлетной дистанции и дистанции прерванного взлета

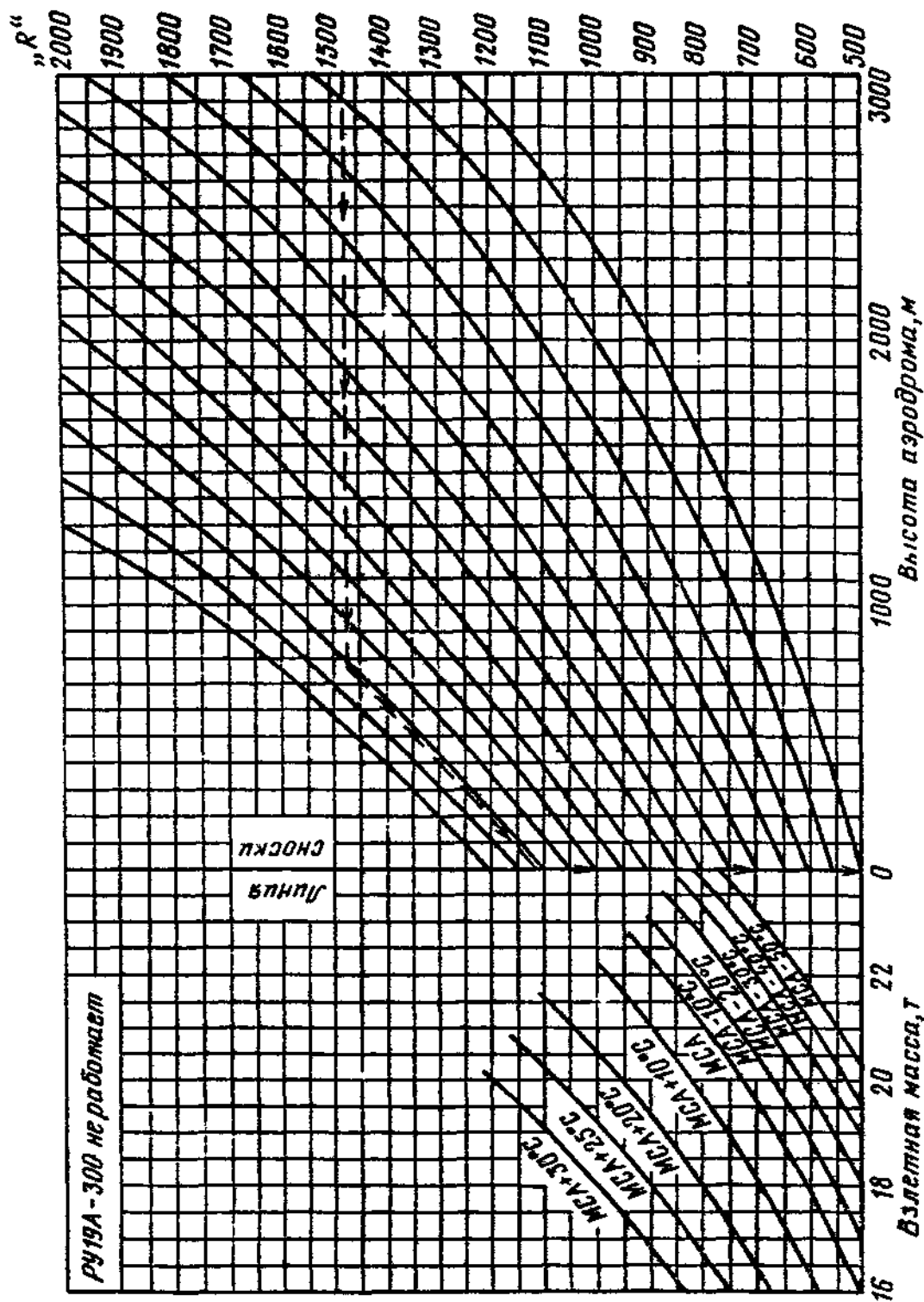


Рис. 6.8-3. Зависимость максимальной взлетной массы самолета от располагаемых взлетной дистанции и высоты аэродрома

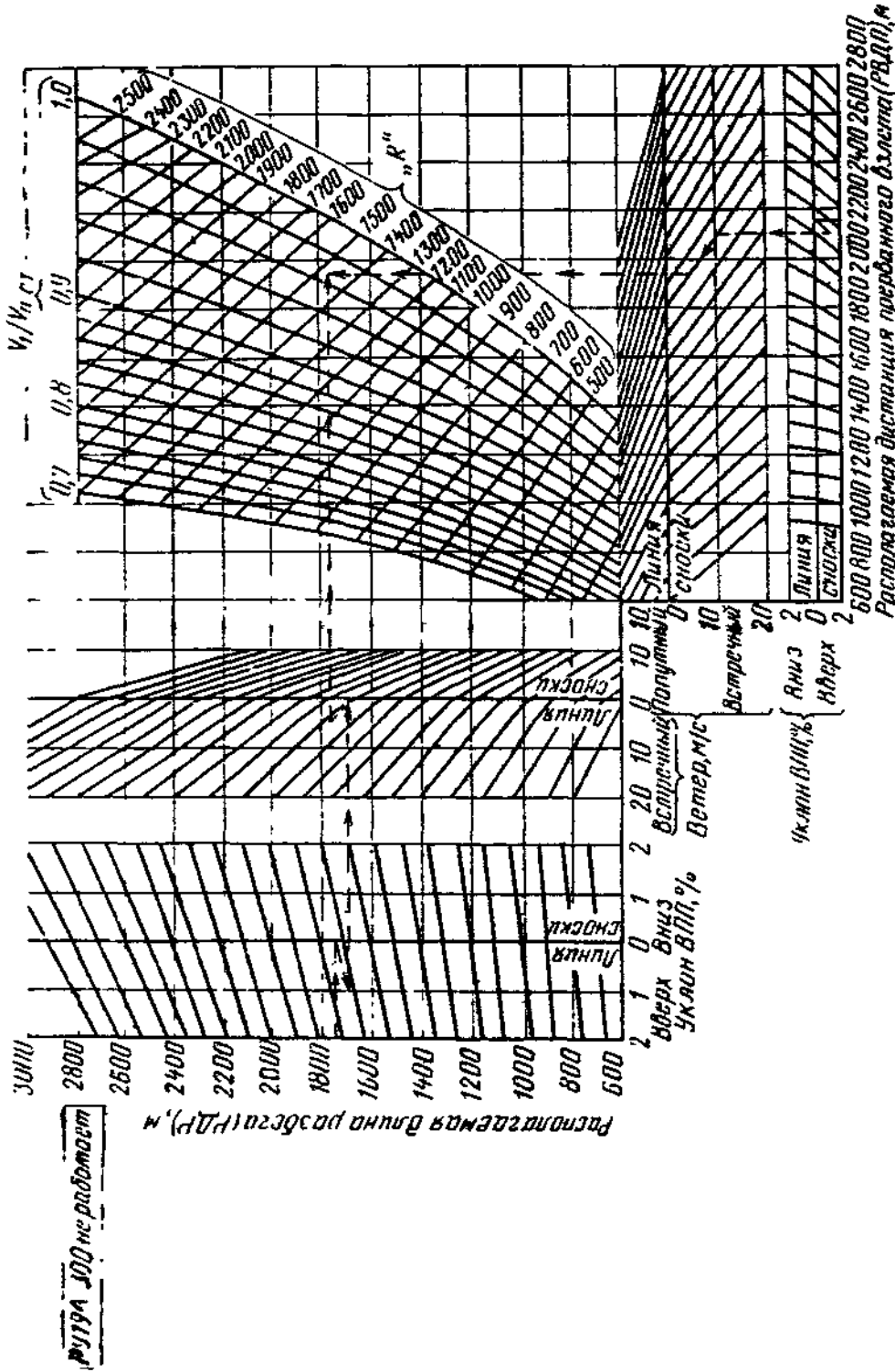


Рис. 6.8-4. Зависимость величины «R» и отношения $V_1/V_{ст}$ от располагаемых длины разбега и дистанции прерванного взлета

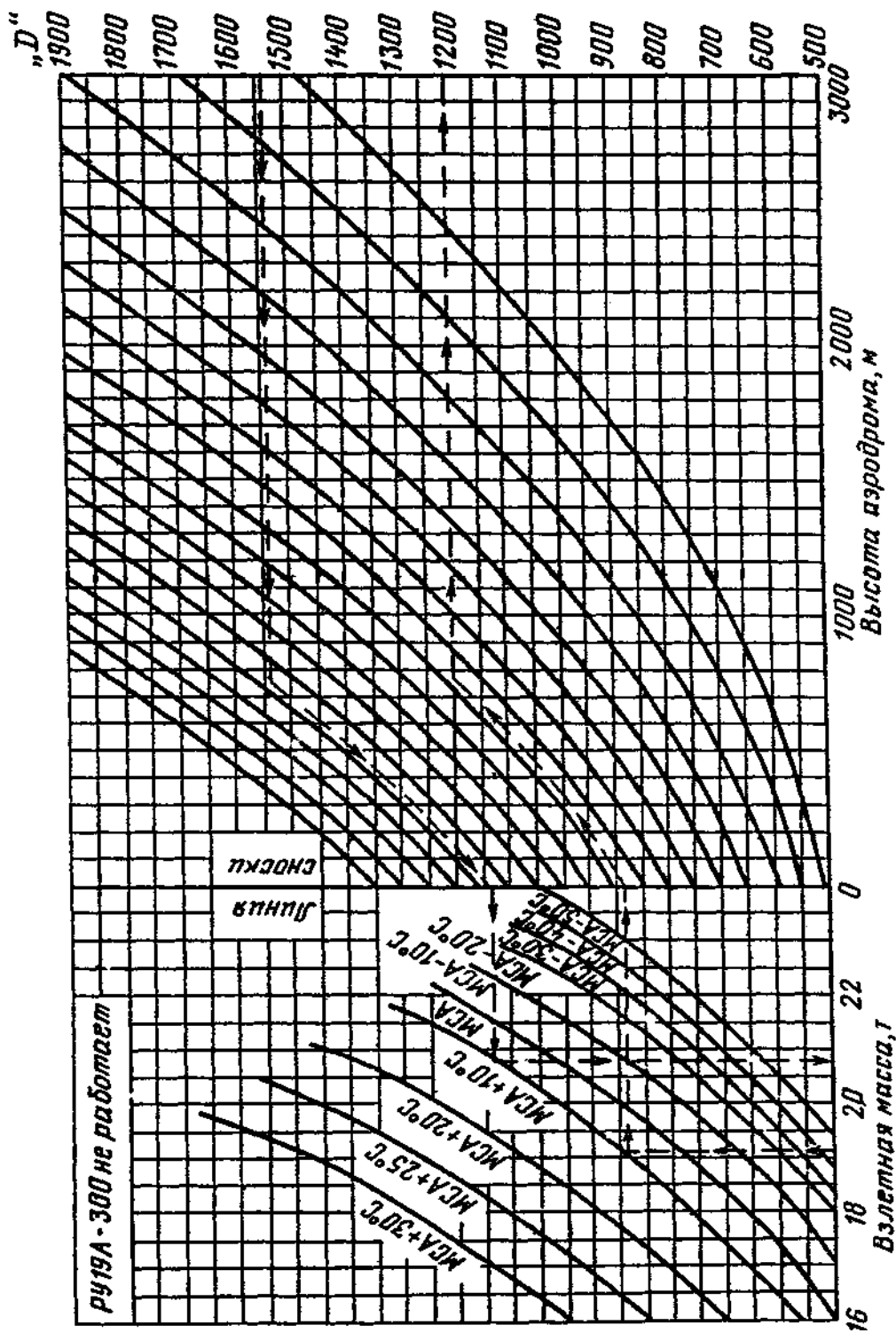


Рис. 6.8-5. Зависимость максимальной взлетной массы самолета от располагаемых длины разбега и дистанции прерванного взлета

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

6.9. ЧИСТАЯ ТРАЕКТОРИЯ ВЗЛЕТА С ОТКАЗАВШИМ ДВИГАТЕЛЕМ АИ-24ВТ

1. Построение чистой траектории взлета с отказавшим двигателем АИ-24ВТ производится по участкам траектории, соответствующим этапам полной взлетной дистанции (см. рис. 6.1-1), при этом:

- точка начала отсчета траектории взлета расположена в конце дистанции 1-го этапа на высоте 10,7 м над уровнем ВПП в точке отрыва самолета;
- участок, соответствующий 4-му этапу, разделяется условно на три участка: а - участок от точки на высоте 120 м до точки, достигаемой самолетом за время взлета, определяемое по графику на рис. 6.9-5; б - участок разгона, продолжается от конца участка 4а до точки, достигаемой самолетом через 5 мин после начала взлета, на этом участке происходит разгон самолета по горизонтали; в - участок набора высоты 400 м или другой заданной высоты при полетной конфигурации самолета;
- чистый градиент набора высоты на участке 3 определяется по графику на рис. 6.9-1.

Примечание. График на рис. 6.9-1 рассчитан для взлета с отказавшим левым двигателем АИ-24ВТ и работающим двигателем РУ19А-300 на номинальном режиме. Винт отказавшего двигателя зафлюгирован;

- чистые градиенты набора высоты на участках 2, 4а, 4в определяются по графику на рис. 6.9-2 в зависимости от величины чистого градиента набора высоты на участке 3;
- высота самолета в конце участков 2, 3 и 4а рассчитывается по графику на рис. 6.9-3;
- дистанции участков 2, 3, 4а, 4в определяются по формуле $D = \frac{\Delta H \cdot 100}{h}$,

где D - дистанция участка, м,

ΔH - превышение высоты на участке, м,

h - чистый градиент набора высоты на участке, %.

- дистанция горизонтального участка 4б рассчитывается по графику на рис. 6.9-4;
- время взлета до точки начала участка 4б определяется с момента начала разбега самолета (по графику на рис. 6.9-5).

2. Для примера, в табл. 6.9-1 сведены результаты расчета параметров чистой траектории взлета с отказавшим двигателем АИ-24ВТ при следующих условиях:

- взлетная масса самолета 21 000 кг;
- высота аэродрома $H_{\text{аэр}} = 1000$ м;
- температура наружного воздуха 20 °С (МСА+11,5 °С);
- продольная (встречная) составляющая скорости ветра 10 м/с.

Чистая траектория взлета, построенная по данным табл. 6.9-1. указана на рис. 6.9-6.

3. После построения чистой траектории взлета с отказавшим двигателем АИ-24ВТ необходимо убедиться в возможности пролета препятствий, расположенных в зоне воздушных подходов. В момент пролета препятствия должен обеспечиваться необходимый запас высоты.

Если пролет препятствия не обеспечивается, то необходимо рассчитать радиус разворота самолета при облете препятствия (рис. 6.9-7) и пройденное расстояние самолетом за время разворота при обходе препятствия (рис. 6.9-8).

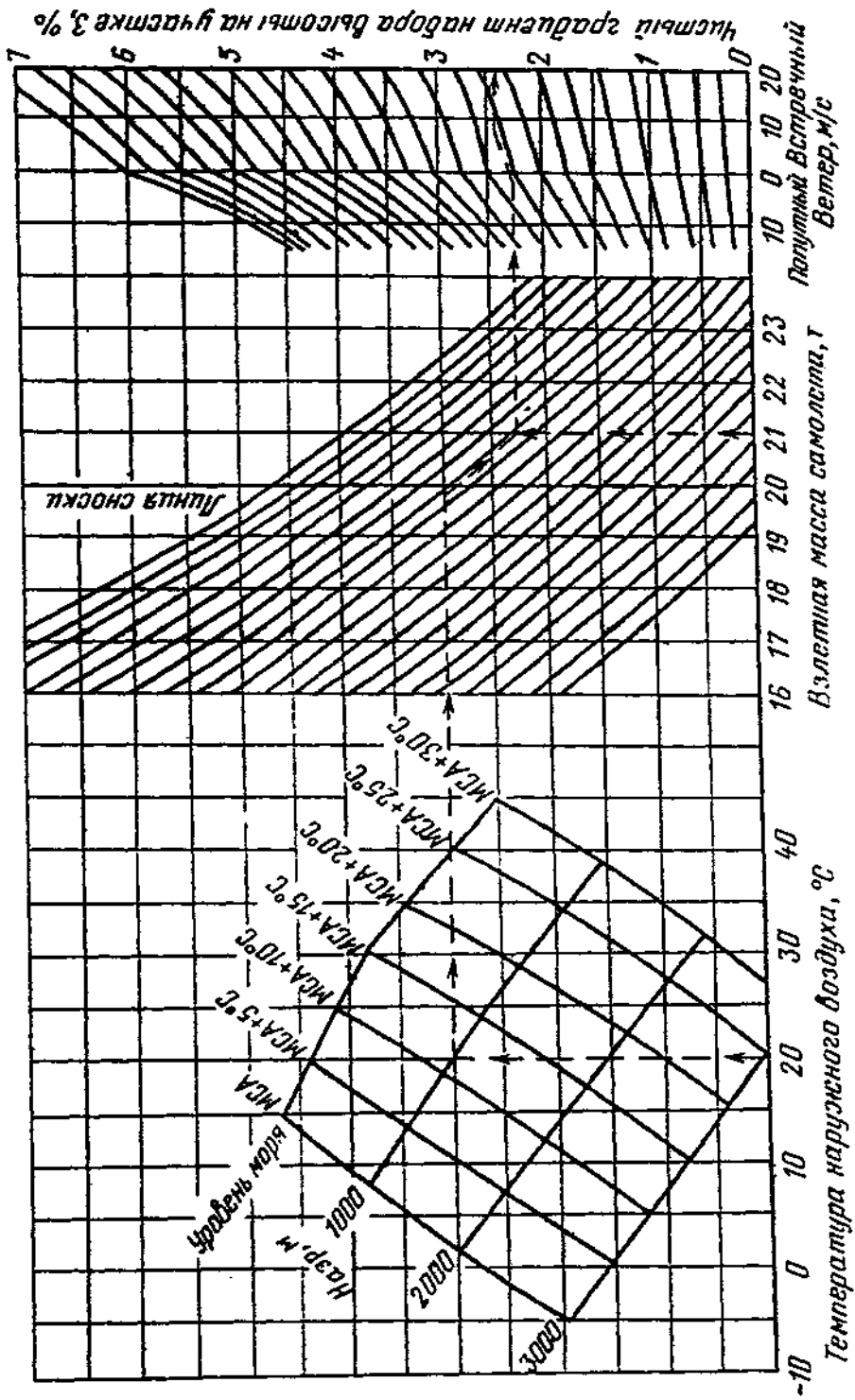


Рис. 6.9-1. График для определения чистого градиента набора высоты на участке 3 траектории взлета с отказавшим двигателем АИ-24ВТ

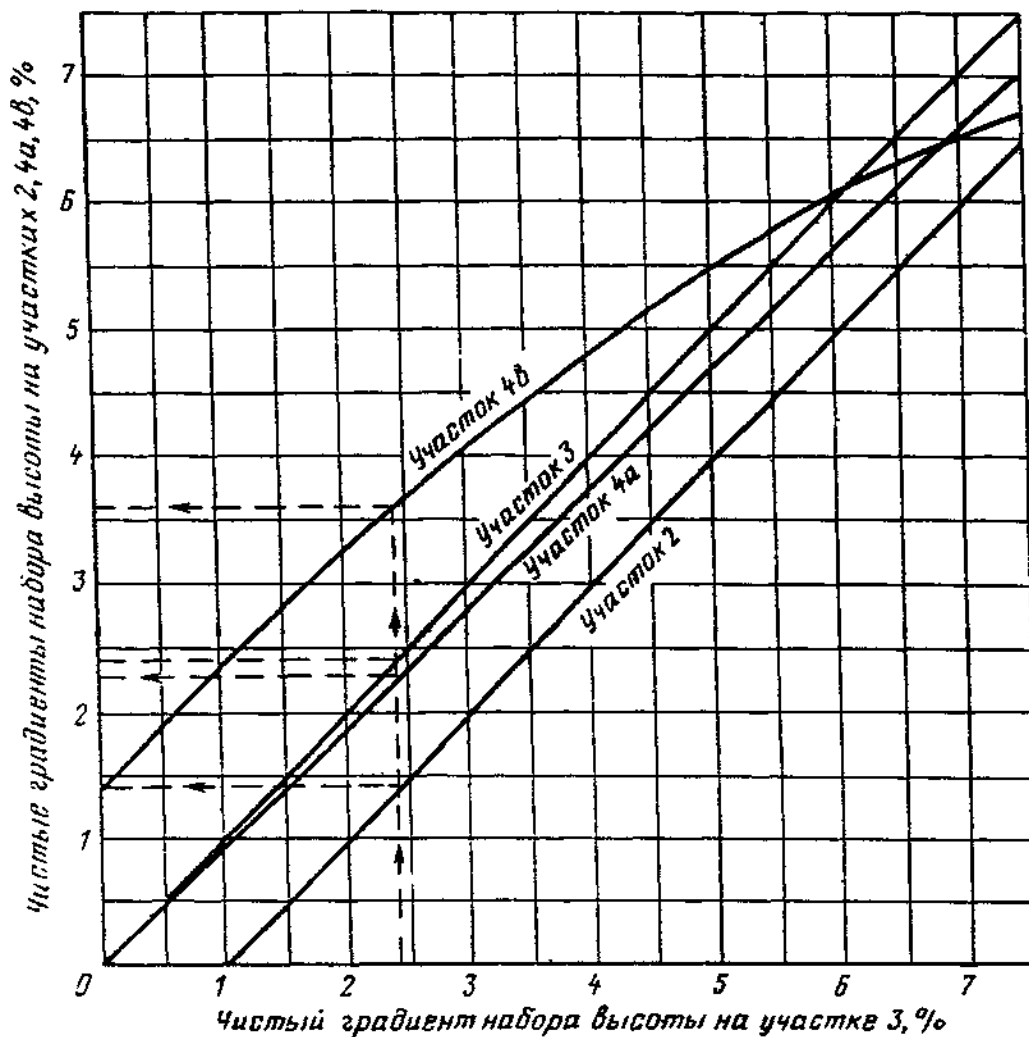


Рис 6.9-2 .График для определения чистых градиентов набора высоты на участках 2, 4а, 4в траектории взлета с отказавшим двигателем АИ-24ВТ

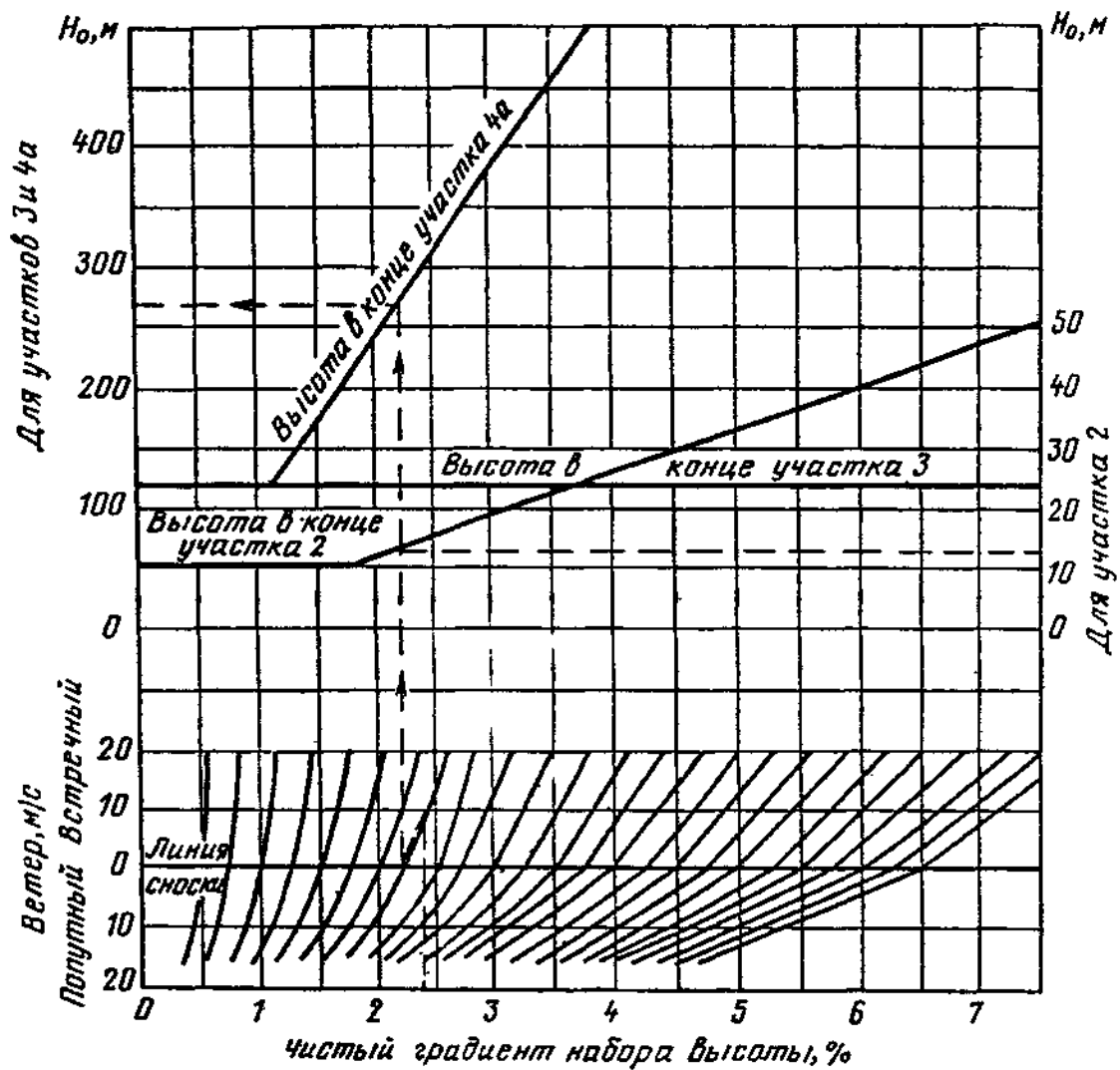


Рис. 6.9-3. График для определения высоты самолета в конце участков 2, 3, 4а траектории взлета с отказавшим двигателем АИ-24 ВТ

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

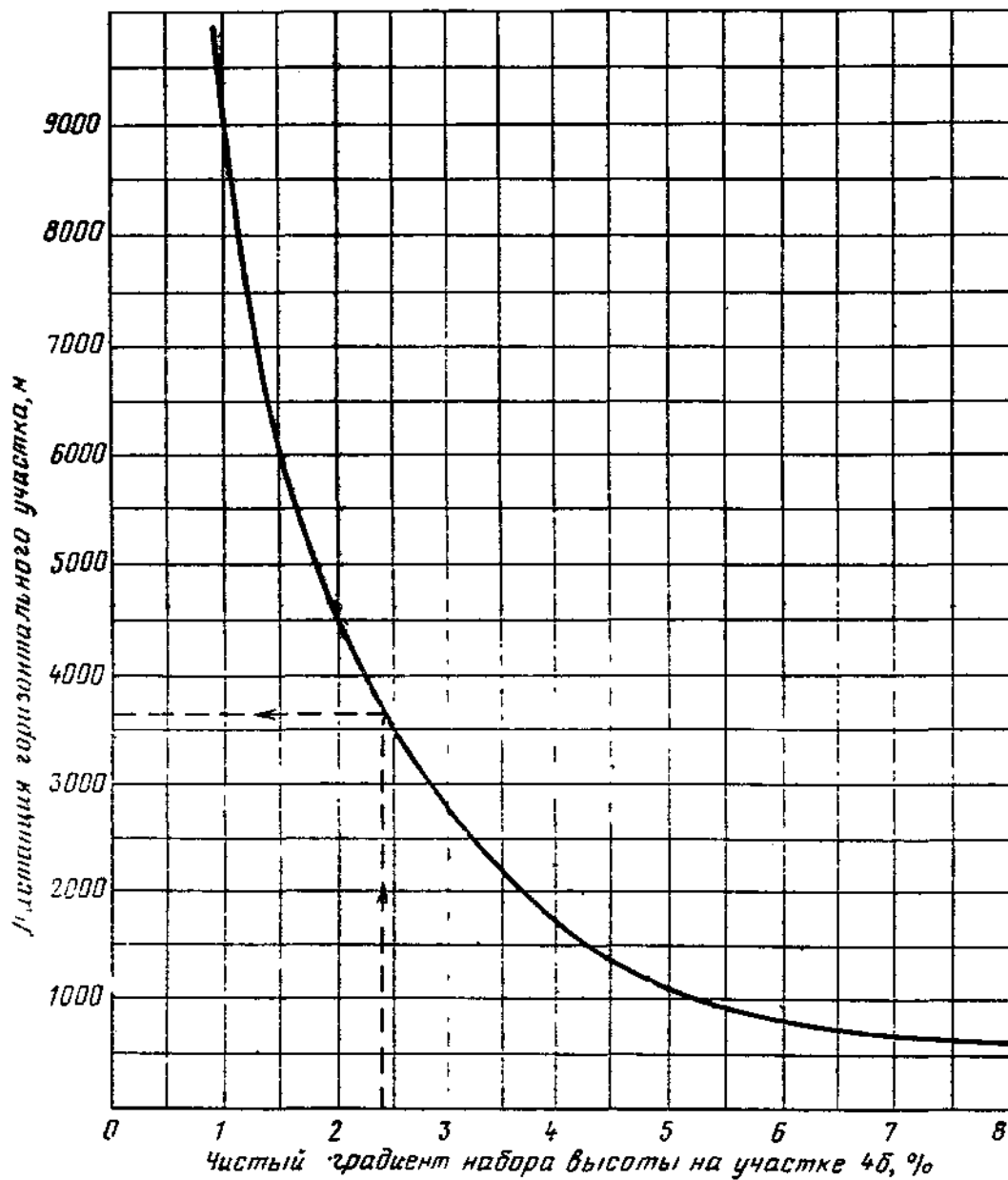


Рис. 6.9-4. График для определения дистанции горизонтального участка 4б траектории взлета с отказавшим двигателем АИ-24ВТ

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

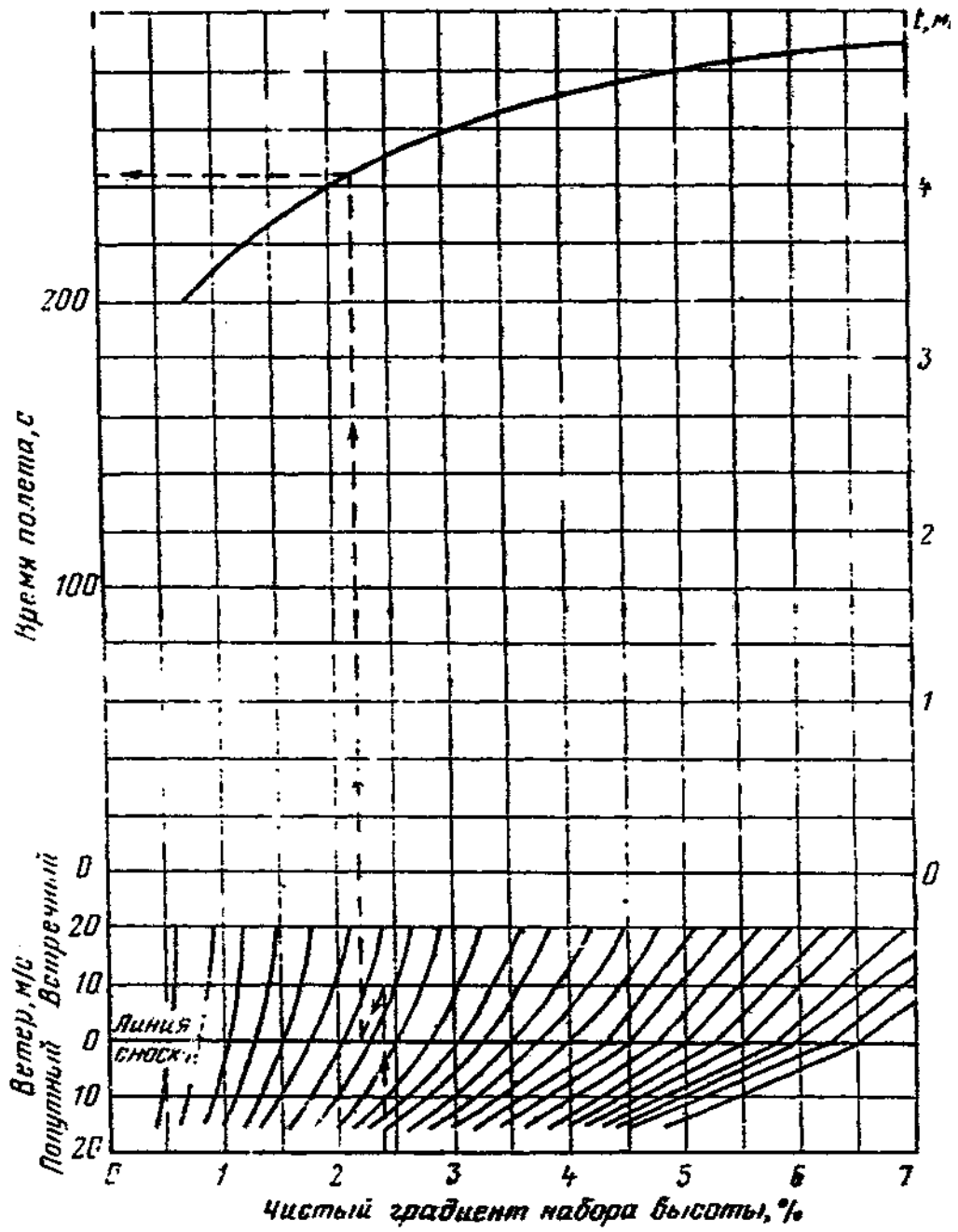


Рис. 6.9-5. График для определения времени взлета до точки начала участка 46 траектории взлета с отказавшим двигателем АИ-24ВТ

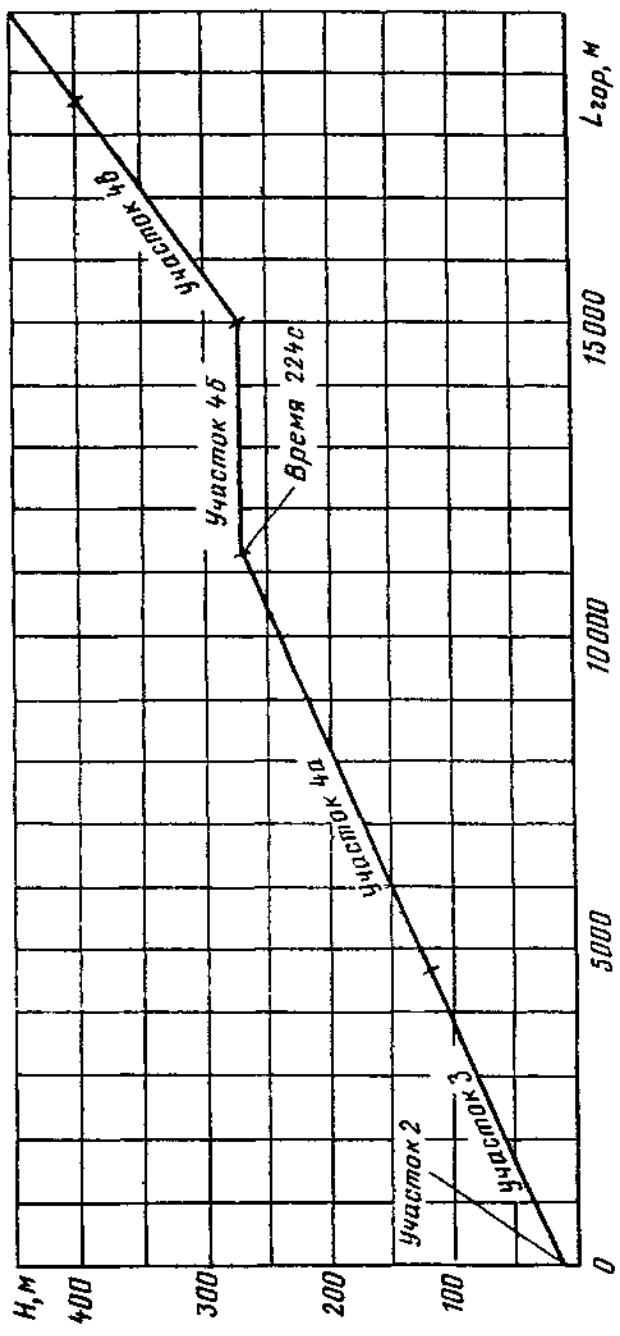


Рис. 6.9-6. Чистая траектория взлета (пример)

Примечание. Отсчет участка 3 начинать с высоты 10,7 м

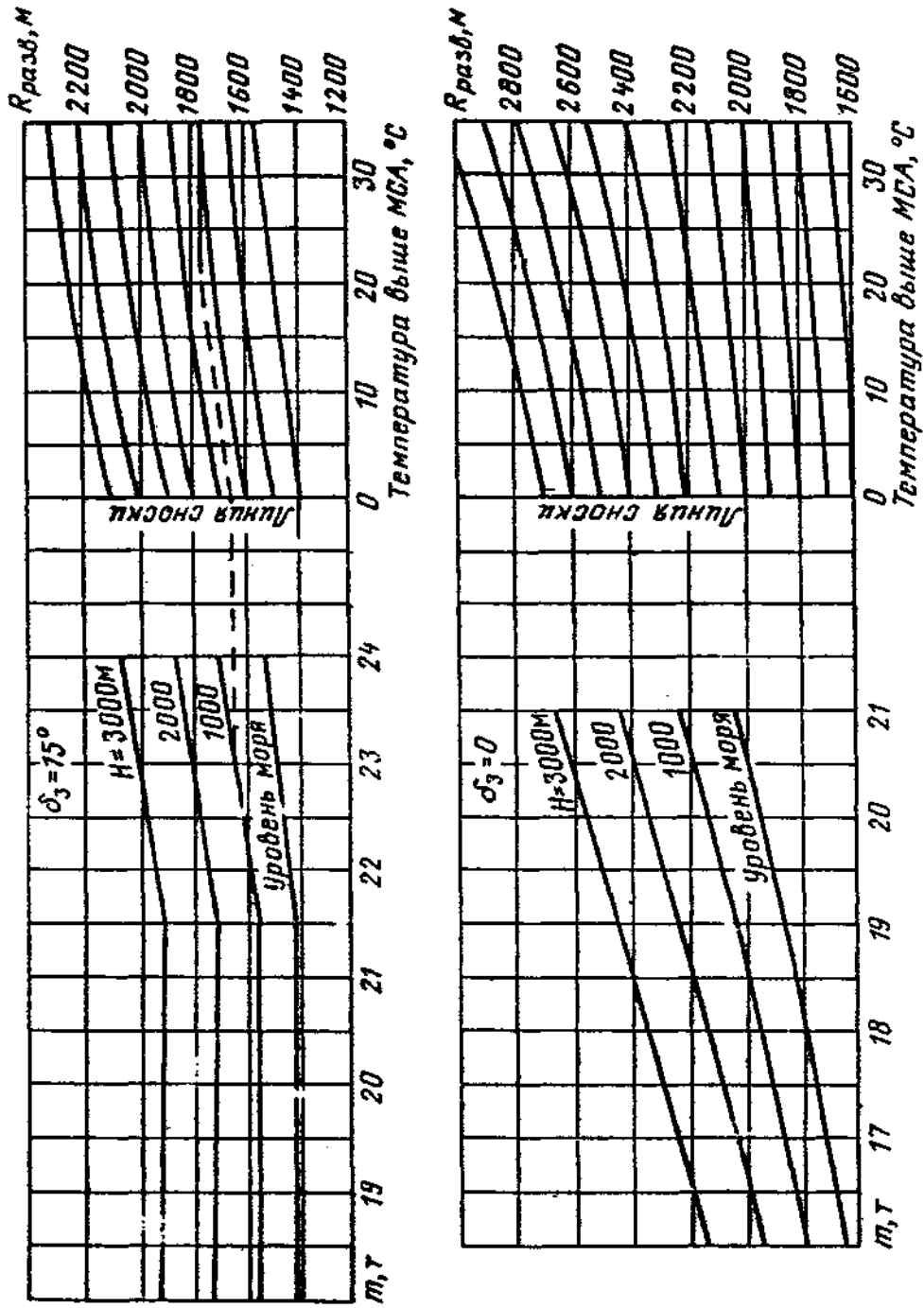


Рис. 6.9-7. График для определения радиуса разворота при облете препятствия с креном 15°

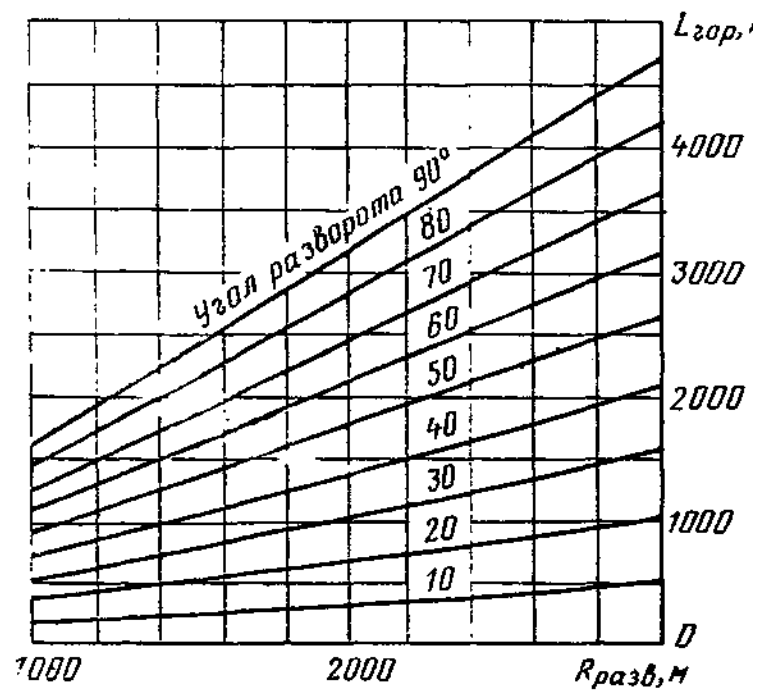
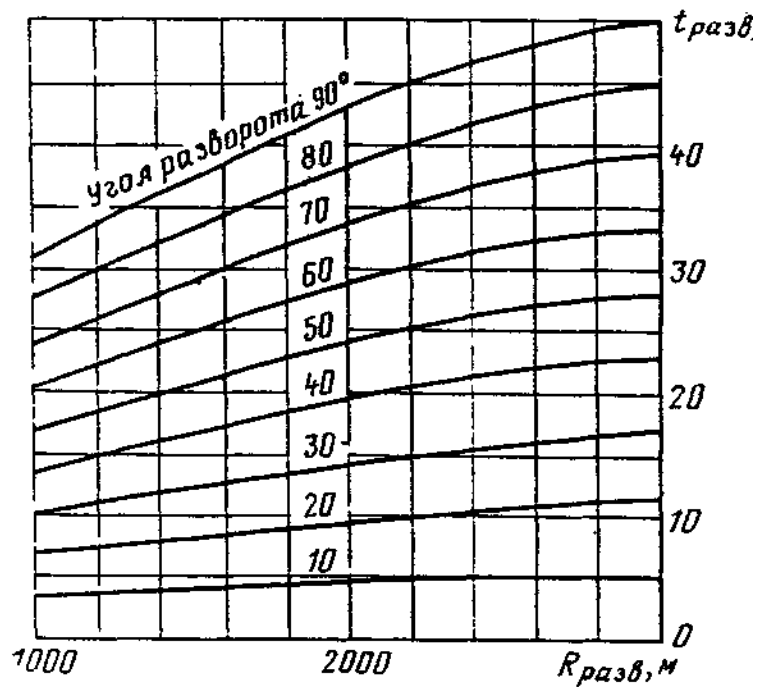


Рис. 6.9-8. Графики для определения времени разворота и пройденного расстояния за время разворота при облете препятствия с креном 15°

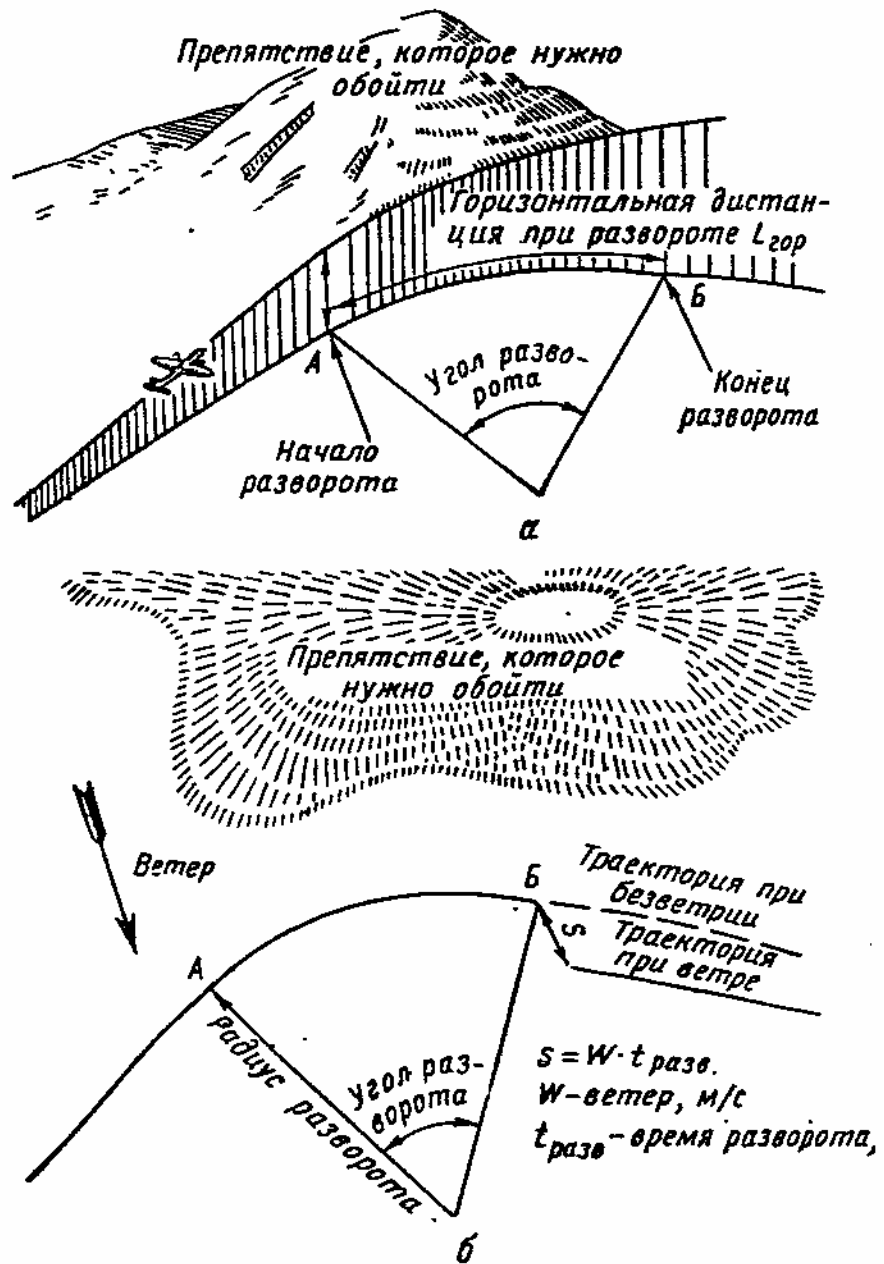


Рис. 6.9-9. Схема облета препятствия:
 а – вид сбоку; б – вид в плане

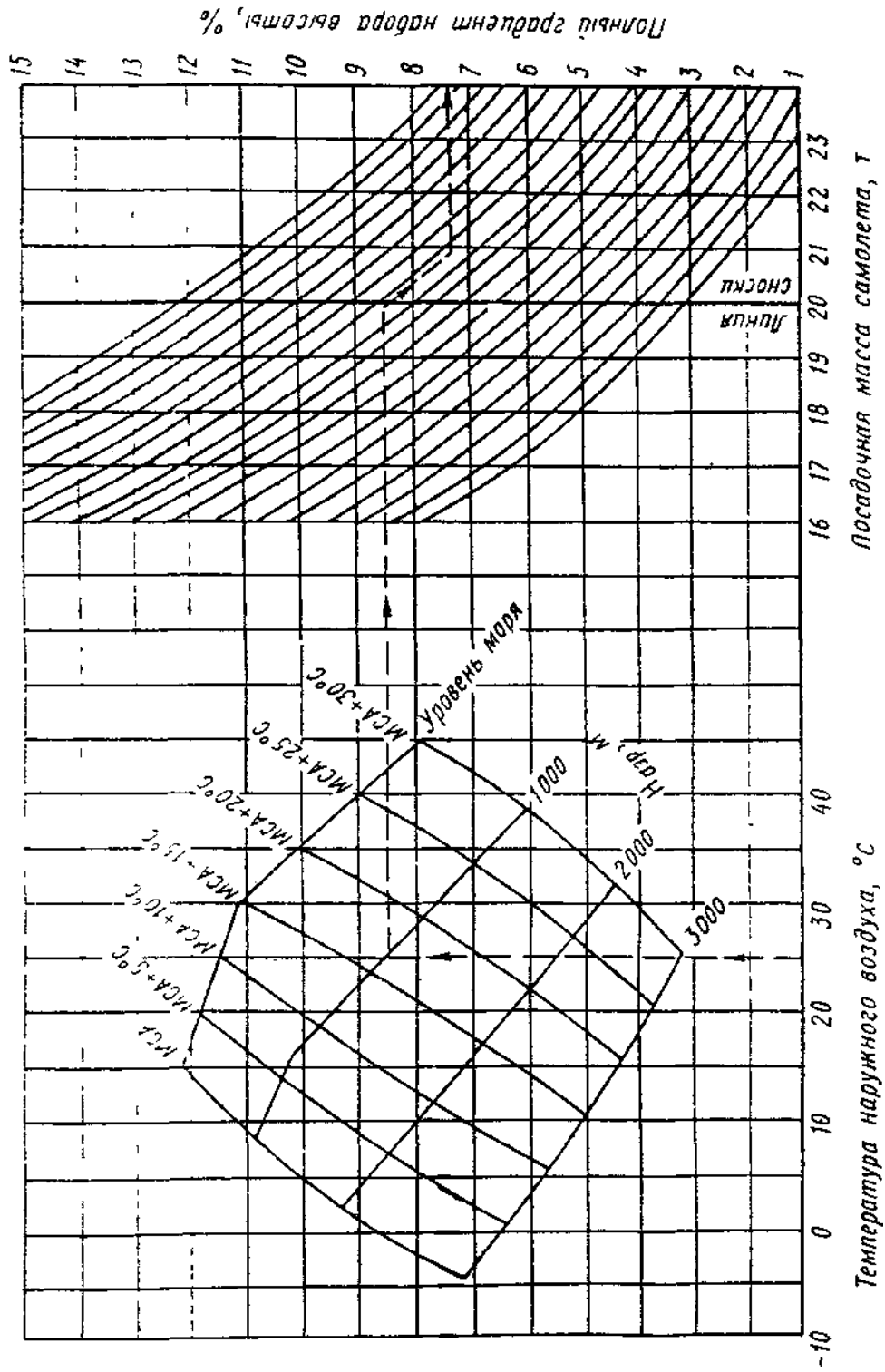


Рис. 6.9-10. График для определения полного градиента набора высоты на участке 3 траектории взлета при нормальном взлете (работают все двигатели)

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Графики на рис. 6.9-7 даны, для постоянной величины крена, равной 15°, и следующих скоростей полета:

V_2 - безопасная скорость взлета при закрылках, выпущенных на 15°;

V_4 - скорость набора высоты с убранными закрылками.

Графики (рис. 6.9-7 и 6.9-8) не действительны для определения радиуса разворота на участке 4б.

Схема облета препятствия указана на рис. 6.9-9.

При построении траектории взлета с облетом препятствия необходимо учитывать следующее:

- фактическая траектория взлета при облете препятствия с углами отворота более 15° будет располагаться по всей длине ниже расчетной траектории;
- если после разворота самолета существенно изменяется составляющая ветра на продольную ось самолета, то это необходимо учитывать при расчете параметров следующих участков траектории (см. рис. 6.9-9).

4. На рис. 6.9-10 дан график для определения полного градиента набора высоты на участке 3 траектории взлета при работе всех двигателей. График приведен для ориентировочной оценки степени уменьшения вертикальной скорости набора высоты в случае отказа одного двигателя АИ-24ВТ на взлете. Во сколько раз чистый градиент набора высоты, определенный по графику на рис. 6.9-1 для штиля, будет меньше полного градиента набора высоты, определенного по графику на рис. 6.9-10, во столько раз уменьшится вертикальная скорость набора высоты после отказа одного двигателя АИ-24ВТ на взлете.

Таблица 6.9-1

Номер участка	Высота, м			Чистый градиент набора высоты, %	Горизонтальная дистанция	
	в начале участка	в конце участка	приращение высоты на участке		приращение на участке	общая от начала отсчета
2	10,7	13,2	2,5	1,4	180	180
3	13	120	107	2,4	4450	4630
4а	120	270	150	2,25	6650	12280
4б	270	270	0	-	3650	14930
4в	270	400	130	3,6	3620	18550

**6.10. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ПОПРАВКИ К ВЫСОТОМЕРАМ,
УКАЗАТЕЛЯМ СКОРОСТИ И ТЕМПЕРАТУРЫ НАРУЖНОГО ВОЗДУХА**

Табл. 6.10-1 - 6.10-4 должны использоваться для составления бортовой таблицы показаний высотомера на заданных высотах эшелона с учетом инструментальных и аэродинамических поправок для расчетной крейсерской скорости полета.

Бортовые таблицы для высотомеров должны составляться после очередной лабораторной проверки высотомеров.

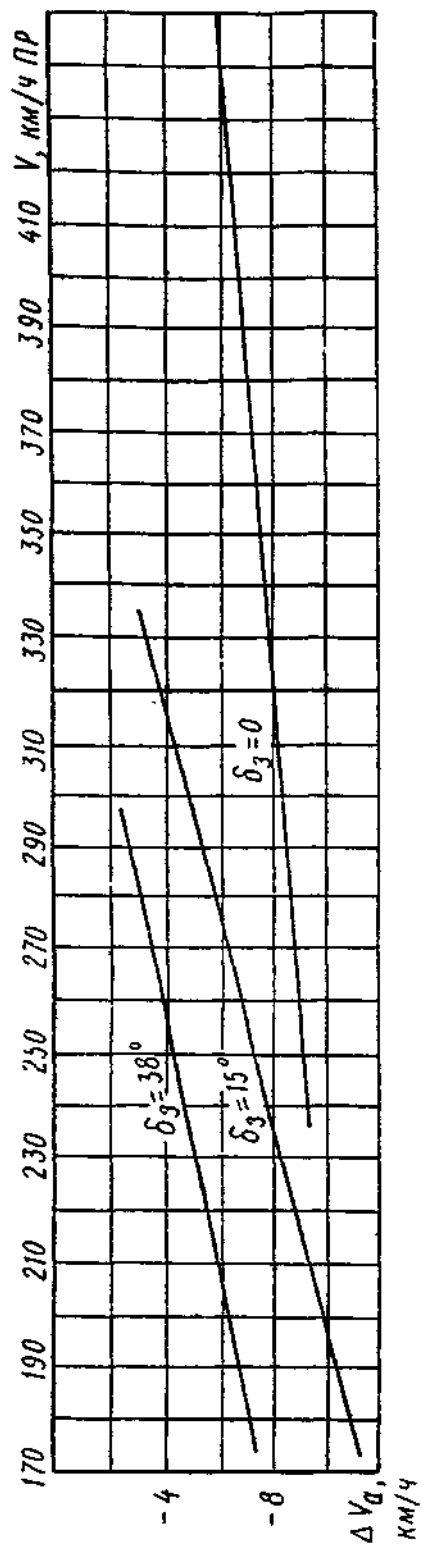


Рис. 6.10-1. График для определения аэродинамических поправок к указателям скорости командира воздушного судна, второго пилота и штурмана

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

При отклонении скорости полета от расчетной крейсерской величины для данного эшелона аэродинамическая поправка практически не изменяется.

Полет самолета будет проходить на заданной высоте эшелона в том случае, если показание высотомера равно величине, указанной в бортовой таблице.

При переключении на резервный приемник статического давления высоту полета выдерживать без учета поправок с обязательным запросом УВД радиолокационного контроля и освобождения соседних эшелонов.

На самолетах, выполняющих международные рейсы, для метровых высотомеров устанавливаются по две бортовые таблицы показаний на эшелонах СССР и ИКАО, для футомеров - бортовые таблицы показаний на эшелонах ИКАО в футах.

Таблица 6.10-1

Аэродинамические поправки к приемникам ПВД-7 самолета Ан-26

Высота эшелона, м	Приборная скорость, км/ч			
	300	350	400	450
	Аэродинамическая поправка ΔH_a , м			
600	-20	-20	-20	-15
900	-20	-20	-20	-15
1200	-20	-20	-20	-15
1500	-25	-20	-20	-15
1800	-25	-25	-20	-15
2100	-25	-25	-20	-15
2400	-25	-25	-20	-20
2700	25	-25	-20	-20
3000	-25	-25	-20	-20
3300	-30	-25	-25	-20
3600	-30	-30	-25	-20
3900	-30	-30	-25	-20
4200	-30	-30	-30	-20
4500	-30	-30	-30	-25
4800	-35	-30	-30	-25
5100	-35	-35	-30	-25
5400	-35	-35	-30	-25
5700	-35	-35	-35	-30
6000	-35	-35	-35	-30
6300	-40	-35	-35	-30
6600	-40	-40	-35	-30
6900	-40	-40	-40	-30
7200	-45	-40	-40	-30
7500	-45	-45	-40	-35
7800	-45	-45	-45	-35
8100	-50	-50	-45	-35

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Таблица 6.10-2

**Аэродинамические поправки к приемникам статического давления самолета Ан-26 (с ПВД-7)
на крейсерской скорости на эшелонах России**

Высота эшелона, м	Приборная скорость, км/ч	Аэродинамическая поправка ΔH_a , м
600	360	-20
900	360	-20
1200	360	-20
1500	360	-20
1800	360	-25
2100	360	-25
2400	360	-25
2700	360	-25
3000	360	-25
3300	360	-25
3600	360	-30
3900	360	-30
4200	350	-30
4500	350	-30
4800	340	-30
5100	330	-35
5400	330	-35
5700	320	-35
6000	320	-35
6300	320	-40
6600	320	-40
6900	320	-40
7200	320	-45
7500	320	-45
7800	320	-45
8100	320	-50

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Таблица 6.10-3

**Аэродинамические поправки к приемникам статического давления самолета Ан-26 (с ПВД-7)
на крейсерской скорости на эшелонах ИКАО, в метрах**

Высота эшелона		Приборная скорость, км/ч	Аэродинамическая поправка ΔH_a м
фут	м		
1000	300	360	
2000	610	360	-20
3000	910	360	-20
4000	1220	360	-20
5000	1520	360	-20
6000	1830	360	-25
7000	2130	360	-25
8000	2440	360	-25
9000	2740	360	-25
10000	3050	360	-25
11000	3350	360	-25
12000	3660	360	-30
13000	3960	360	-30
14000	4270	350	-30
15000	4570	350	-30
16000	4880	340	-30
17000	5180	330	-35
18000	5490	330	-35'
19000	5790	320	-35
20000	6100	320	-35
21000	6400	320	-40
22000	6700	320	-40
23000	7010	320	-40
24000	7310	320	-45
25000	7620	320	-45
26000	7920	320	-45
27000	8230	320	-50

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Таблица 6.10-4

Аэродинамические поправки к приемникам статического давления самолета Ан-26 (с ПВД-7) на крейсерской скорости на эшелонах ИКАО, в футах

Высота эшелона, фут	Приборная скорость, км/ч	Аэродинамическая поправка ΔH_a , фут
1000	360	
2000	360	-65
3000	360	-65
4000	360	-65
5000	360	-65
6000	360	80
7000	360	-80
8000	360	-80
9000	360	-80
10000	360	-80
11000	360	-80
12000	360	-100
13000	360	-100
14000	350	-100
15000	350	-100
16000	340	-100
17000	330	-115
18000	330	-115
19000	320	-115
20000	320	-115
21000	320	-130
22000	320	-130
23000	320	-130
24000	320	-150
25000	320	-150
26000	320	-150
27000	320	-165

2 На графике (рис 6.10-1) указаны аэродинамические поправки к указателям скорости пилотов и штурмана при различных положениях закрылков. Аэродинамические поправки при закрылках, выпущенных на 15 и 38°, действительны для высот полета менее 3000 м

3 Аэродинамические поправки к указателю температуры наружного воздуха указаны на рис. 6.10-2.

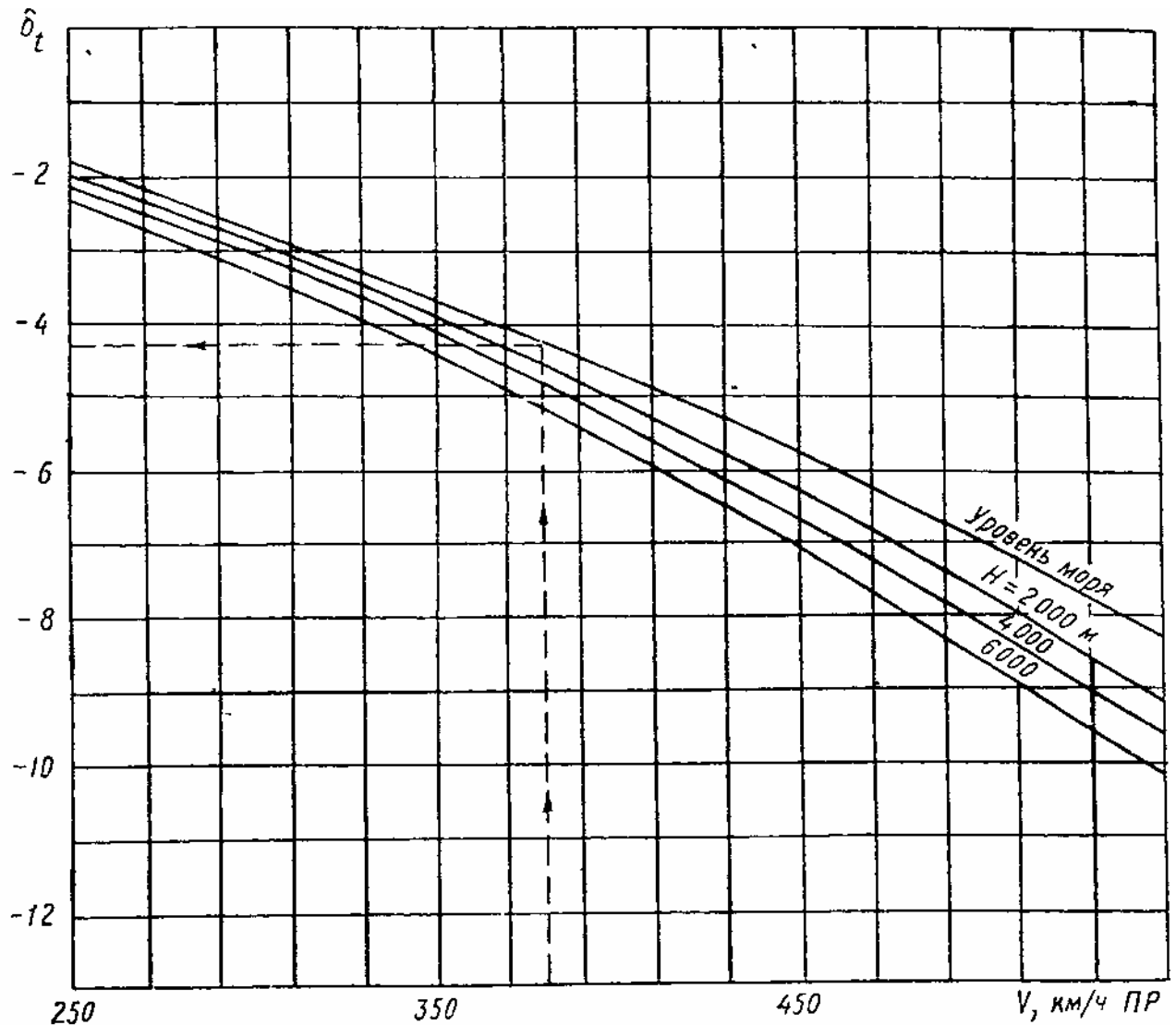


Рис. 6.10-2. График для определения поправки к указателю температуры наружного воздуха в зависимости от приборной скорости полета

6.11. РЕЖИМЫ НАБОРА ВЫСОТЫ

Набор высоты должен производиться на одном из указанных режимов работы двигателей:

- АИ-24ВТ и РУ19А-300 - номинальный;
- АИ-24ВТ - максимальный, РУ19А-300 - номинальный.
- АИ-24ВТ - максимальный, РУ19А-300 – выключен.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Характеристики набора заданной высоты полета с убранными шасси и закрылками при различных режимах работы двигателей даны в табл. 6.11-1 - 6.11-3 в стандартных условиях. При взлетной массе менее 22000 кг набор высоты рекомендуется производить при максимальном режиме работы двигателей АИ-24ВТ и выключенном двигателе РУ19А-300. В этом случае выдерживать приборную скорость, указанную в табл. 6.11-2.

Если самолет попадет в болтанку, необходимо увеличить приборную скорость до 330 – 360 км/ч (самолет на практический потолок выходить не будет).

Вертикальная скорость, расход топлива, пройденное расстояние и время набора высоты с учетом фактической температуры наружного воздуха определяются по графикам на рис. 6.11-1 и 6.11-2.

Таблица 6.11-1

Характеристики набора высоты при работе двигателей АИ-24ВТ и РУ19А-300 на номинальном режиме при убранных шасси и закрылках в стандартных условиях

Взлетная масса, кг	Высота, м	Скорость по прибору, км/ч	Расход топлива, кг	Путь, км	Время, мин
22000	0	305	0	0	0
	1000	305	70	10	2
	2000	305	145	20	4
	3000	305	220	35	6
	4000	305	295	50	9
	5000	305	375	70	13
	6000	305	465	90	17
	7000	305	575	120	29
	7800	305	700	170	34
24000	0	310	0	0	0
	1000	310	85	10	2
	2000	310	170	25	5
	3000	310	265	40	8
	4000	310	365	60	11
	5000	310	475	85	16
	6000	310	620	125	22
	7000	310	770	180	33
	7350	310	820	210	40

В табл. 6.11-1 - 6.11-3 не учтены время и расход топлива, потребные для взлета и выхода самолета на режим набора высоты.

Время и расход топлива, потребные на взлет и выход самолета на режим набора высоты, составляют 2 мин и 75 кг соответственно. Расход топлива при рулении, проверке работы двигателей и в полете по кругу приведен на рис. 6.11-3.

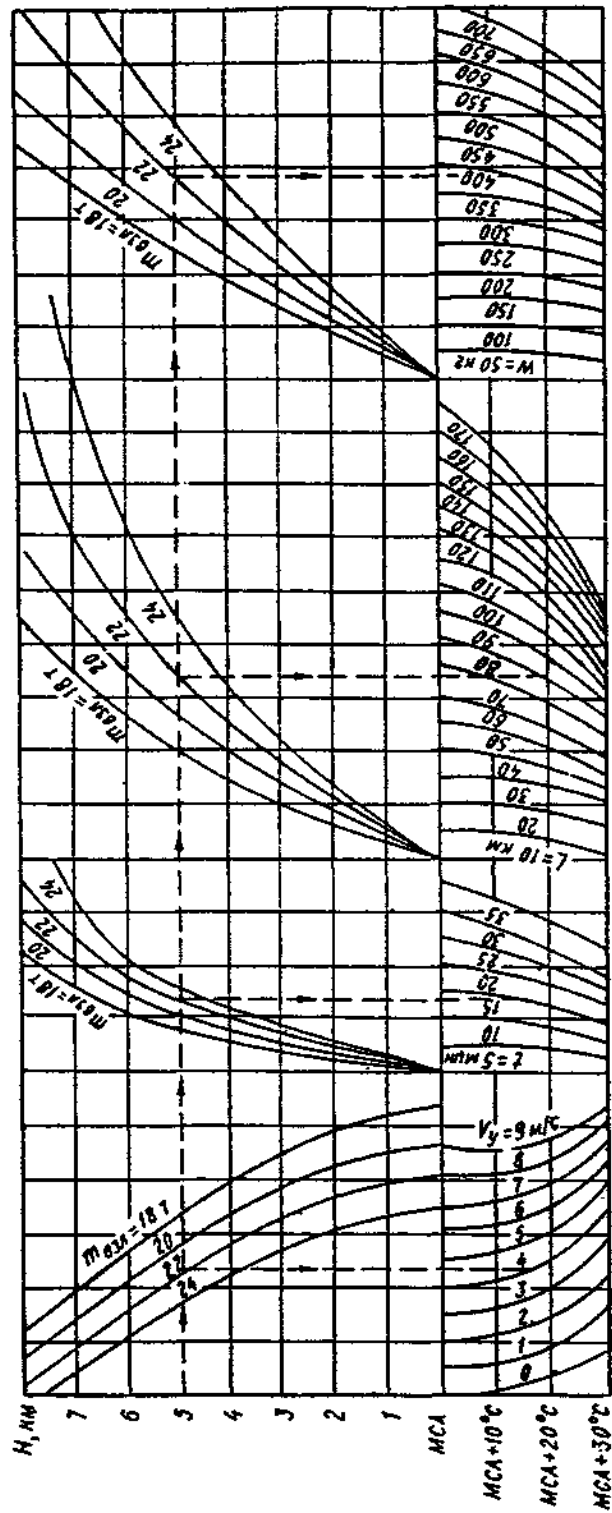


Рис. 6.11-1. Характеристики набора высоты при работе двигателями АИ-24ВТ и РУ19А-300 на номинальном режиме

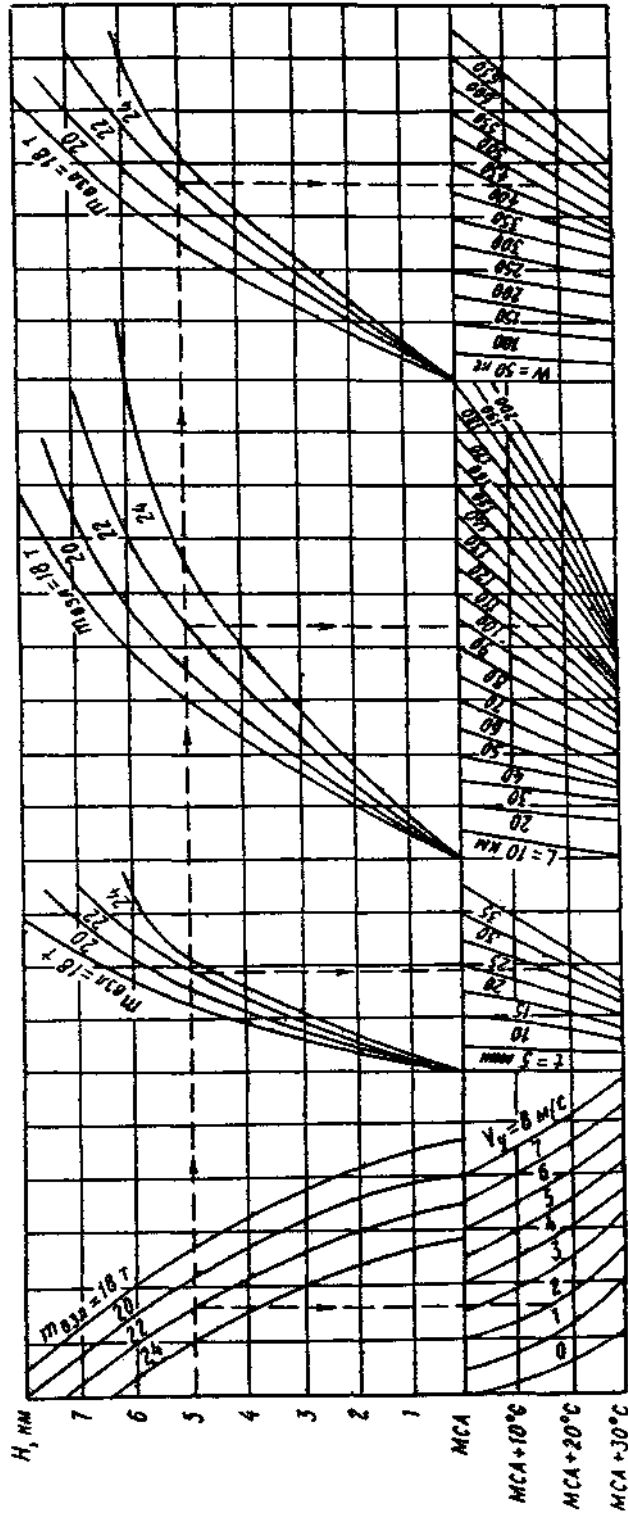


Рис. 6.11-2. Характеристики набора высоты при работе двигателей АИ-24ВТ на максимальном режиме и при выключенном двигателе РУ19А-300

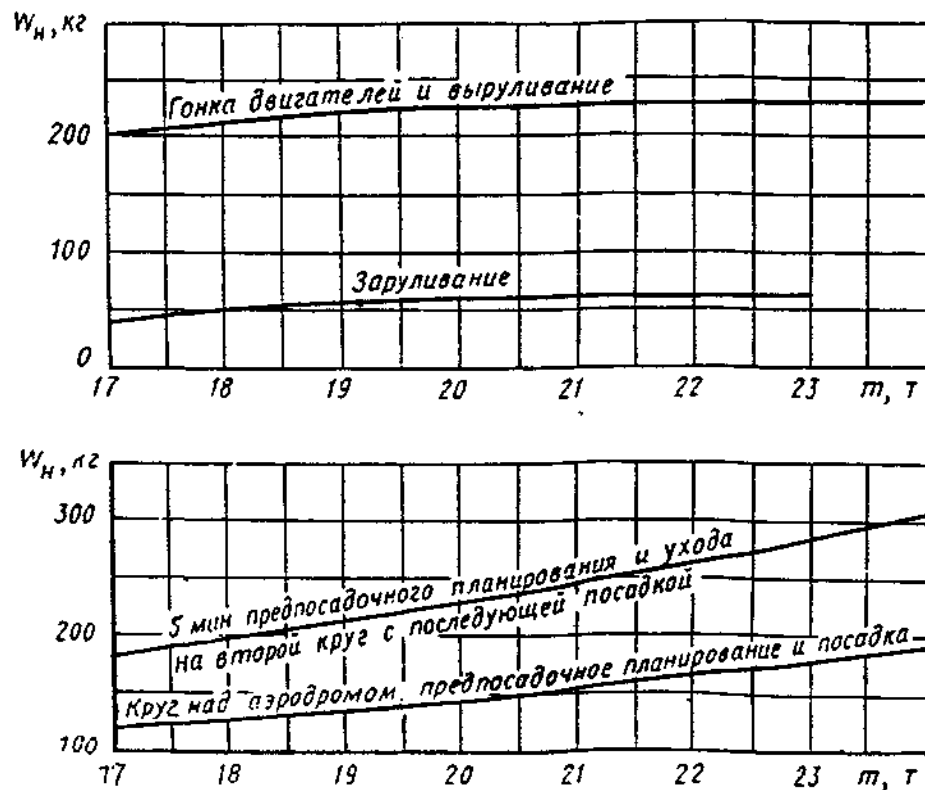


Рис. 6.11-3. Зависимость норм расхода топлива от полетной массы самолета

Таблица 6.11-2

Характеристики набора высоты при работе двух двигателей АИ-24ВТ на максимальном режиме при убранных шасси и закрылках в стандартных условиях

Взлетная масса, кг	Высота, м	Скорость по прибору, км/ч	Расход топлива кг	Путь, км	Время, мин
22 000	0	305	0	0	0
	1000	305	60	15	2
	2000	305	125	30	5
	3000	305	195	45	9
	4000	305	270	65	14
	5000	305	360	90	19
	6000	305	460	120	27
	7000	305	610	180	36
24 000	0	310	0	0	0
	1000	310	70	15	3
	2000	310	145	35	6

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Окончание табл. 6.11-2

Взлетная масса, кг	Высота, м	Скорость по прибору, км/ч	Расход топлива, кг	Путь, км	Время, мин
24 000	3000	310	220	55	10
	4000	310	305	80	15
	5000	310	415	110	22
	6000	310	575	180	33
	6150	310	640	200	37

Таблица 6.11-3

Характеристики набора высоты при работе двух двигателей АИ-24ВТ на максимальном режиме и РУ-19А-300 на номинальном режиме при убранных шасси и закрылках в стандартных условиях

Взлетная масса, кг	Высота, м	Скорость по прибору, км/ч	Расход топлива, кг	Путь, км	Время, мин
22 000	0	305	0	0	0
	1000	305	75	10	2
	2000	305	155	20	3
	3000	305	235	30	5
	4000	305	310	45	8
	5000	305	400	65	11
	6000	305	500	85	15
	7000	305	620	110	25
	8000	305	800	200	33
24 000	0	310	0	0	0
	1000	310	90	10	2
	2000	310	180	25	4
	3000	310	280	40	7
	4000	310	380	60	10
	5000	310	500	80	14
	6000	310	650	115	19
	7000	310	800	180	28
	7600	310	923	245	37

6.12. НАИВЫГОДНЕЙШАЯ ВЫСОТА ПОЛЕТА

1. Наивыгоднейшие высоты полета, рассчитанные по минимуму себестоимости перевозок в зависимости от расстояния и температуры наружного воздуха, указаны в табл. 6.12-1 –

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

6.12-3. Таблицы составлены с учетом расхода топлива и средней скорости полета от взлета до посадки (режимы набора высоты, горизонтального полета и снижения соответствуют режимам, указанным в подразд. 6.11, 6.13, 6.14).

Если величина эквивалентного встречного ветра ($W-V$) увеличивается с высотой на каждые 1000 м более чем на 20 км/ч, то полет целесообразно выполнять на меньшей высоте.

Величина эквивалентного ветра рассчитывается с помощью табл. 6.12-4 по данным прогноза скорости и направления ветра на высоте. Угол ветра, то есть угол между направлением ветра и направлением полета определяется в штурманских расчетах.

Рекомендуемые эшелоны в зависимости от дальности полета:

Таблица 6.12-1
Условия: МСА и ниже

Расстояние, км	До 100	100 - 200	200 - 300	300 - 500	500 - 700	700 - 1000	Свыше 1000*
Наивыгоднейшие эшелоны полета, м	900 - 1200	1500 - 2400	2400 - 3300	3600 - 4800	4800 - 5400	5400 - 5700	5400 - 5700 - 6000

*Эшелон 6000 м разрешается занимать при полетной массе 22 000 кг и менее

Таблица 6.12-2
Условия: от МСА до МСА + 10°C

Расстояние, км	До 100	100 - 200	200 - 300	300 - 500	500 - 700	700 - 1000	Свыше 1000*
Наивыгоднейшие эшелоны полета, м	900 - 1200	1500 - 2400	2400 - 3300	3600 - 4800	4800 - 5400	5400 - 5700	5100 - 5400 - 5700 - 6000

*Эшелон 5700 м разрешается занимать при полетной массе 21 000 кг и менее, эшелон 6000 м – при полетной массе 20 500 кг и менее.

Таблица 6.12-3
Условия: выше МСА + 10°C

Расстояние, км	До 100	100 - 200	200 - 300	300 - 500	500 - 700	700 - 1000	Свыше 1000*
Наивыгоднейшие эшелоны полета, м	900 - 1200	1500 - 2400	2400 - 3300	3600 - 4800	4800 - 5100 - 5400	5100 - 5400	4800 - 5100 - 5400 - 5700 - 6000

*Эшелон 5400 м разрешается занимать при полетной массе 21 500 кг и менее, эшелон 5700 м – при полетной массе 20 500 кг и менее, эшелон 6000 м – при полетной массе 19 500 кг и менее.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Таблица 6.12-4

Эквивалентный ветер для самолетов с крейсерской воздушной скоростью 350-500 км/ч

Угол ветра, град		Скорость ветра, км/ч										
		20	40	60	80	100	120	140	160	180	200	
0	360	20	40	60	80	100	120	140	160	180	200	Попутный ветер +
5	355	20	40	60	80	100	120	140	160	180	200	
10	350	20	39	59	78	98	117	137	156	176	196	
15	345	19	38	58	77	96	115	134	152	171	190	
20	340	19	37	56	74	93	111	129	147	165	183	
25	335	18	36	54	71	89	106	123	140	157	173	
30	330	17	34	51	68	84	100	116	131	147	162	
35	325	16	32	48	63	78	93	107	122	135	149	
40	320	15	30	44	58	72	85	98	111	123	135	
45	315	14	27	40	53	65	77	88	99	109	119	
50	310	13	25	36	47	58	68	77	86	95	102	
55	305	11	22	32	41	50	58	66	73	79	85	
60	300	10	19	27	35	42	48	54	59	63	67	
65	295	8	15	22	28	33	35	41	44	46	48	
70	290	6	12	17	21	24	27	29	30	30	29	
75	285	5	9	12	14	16	16	16	15	13	10	
80	280	3	5	6	7	7	5	3	0	4	8	
85	275	1	2	1	0	2	5	9	14	20	27	
90	270	1	2	4	7	11	16	22	28	36	44	
95	265	2	5	9	14	20	26	34	42	51	62	
100	260	4	9	14	21	28	36	45	55	66	78	
105	255	6	12	19	27	36	46	57	68	80	93	
110	250	7	15	24	34	44	55	67	80	93	108	
115	245	9	18	29	40	51	66	77	91	106	121	
120	240	10	21	33	45	58	72	86	101	117	133	
125	235	12	24	37	51	65	80	95	111	127	145	
130	230	13	27	41	56	71	85	103	120	137	155	
135	225	14	29	44	60	76	93	110	127	145	164	
140	220	15	31	47	64	81	99	116	134	153	171	
145	215	16	33	50	68	86	104	122	140	159	179	
150	210	17	35	53	71	89	108	127	146	165	184	
155	205	18	36	53	74	93	112	131	150	169	189	
160	200	19	38	57	76	95	115	134	153	173	193	
165	195	19	39	58	78	97	117	137	157	176	196	
170	190	20	39	59	79	99	118	138	158	178	198	
175	185	20	40	60	80	100	120	140	160	180	200	
180	180	20	49	60	80	100	120	140	160	180	200	

Встречный ветер –

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Таблица 6.13-1

Полетная масса, кг	Высота полета, м	Режимы крейсерского полета в стандартных условиях											
		Б				В				Г			
		режим наибольшей дальности полета				режим наибольшей крейсерской мощности [(51+2) ^о по УПРТ]				номинальный режим работы двигателей [(63+2) ^о по УПРТ]			
		V, км/ч ПР	V, км/ч ИС	q, кг/км	Q, кг/ч	V, км/ч ПР	V, км/ч ИС	q, кг/км	Q, кг/ч	V, км/ч ПР	V, км/ч ИС	q, кг/км	Q, кг/ч
19 000	500	350	350	2,72	960								
	1000	350	360	2,61	935								
	2000	345	370	2,41	890	385	416	2,47	1025				
	3000	335	380	2,21	835	375	424	2,28	960	390	448	2,40	1070
	4000	325	390	2,03	785	360	427	2,11	900	380	457	2,20	1010
	5000	315	395	1,87	735	340	425	1,93	820	360	454	1,99	900
	6000	310	405	1,73	700	320	418	1,77	735	335	447	1,85	825
21 000	500	360	360	2,78	1000								
	1000	360	370	2,66	980								
	2000	355	380	2,46	935	380	414	2,48	1025				
	3000	345	390	2,26	880	370	420	2,31	960	390	446	2,41	1070
	4000	335	400	2,08	830	355	421	2,14	900	380	453	2,23	1010
	5000	325	405	1,93	780	335	417	1,97	820	355	450	2,01	900
	6000	310	410	1,80	730	310	409	1,80	735	330	440	1,88	825
23 000	500	370	370	2,84	1050								
	1000	370	380	2,73	1030								
	2000	360	390	2,50	975	380	410	2,51	1025				
	3000	350	400	2,31	920	365	413	2,35	960	385	438	2,44	1070
	4000	340	405	2,13	860	345	412	2,18	900	370	445	2,27	1010
	5000	330	410	2,00	810	325	406	2,02	820	350	440	2,05	900
	6000	315	415	1,89	785	300	394	1,86	735	325	430	1,92	825

6.13. РЕЖИМЫ КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЕТА

Характеристики режимов крейсерского полета рассчитаны для стандартных условий при выключенной противообледенительной системе крыла и оперения и указаны в табл. 6. 3-1.

Режим Б (наибольшей дальности полета) задается величиной приборной скорости. На этом режиме километровый расход топлива минимальный. Режим рекомендуется для маршрутных, полетов с ограниченным запасом топлива и для полетов с попутным ветром.

Режим В (наибольшей крейсерской мощности) задается установкой двигателям АИ-24ВТ режима (51+2)° по УПРТ-2 (0,85 номинального). Режим рекомендуется для полетов со встречным ветром и в штиль.

Режим Г (номинальный режим работы двигателей) задается установкой двигателям АИ-24ВТ режима (63+2)° по УПРТ-2. Режим рекомендуется использовать при выходе из зоны обледенения при обходе зон грозовой деятельности и т. п. При использовании режима Г следует учитывать повышенный расход топлива относительно предусмотренного графиком на рис. 6.5-1. Поэтому при расчете топлива на полет (подразд. 6.5) в сложных метеоусловиях необходимо учитывать возможность использования номинального режима работы двигателей и расчет топлива на полет производить по табл. 6.13-1.

При отклонении температуры от стандартной следует на режиме Б выдерживать заданную в табл. 6.13-1 скорость по прибору, изменив режим работы двигателей. Режимы В и Г выдерживать согласно указанным в таблице, если при этом скорость полета не превышает максимально допустимую 460 км/ч ПР.

Характеристики режимов крейсерского полета для полетных масс и высот, не указанных в табл. 6.13-1, должны определяться интерполированием или приниматься равными характеристикам, соответствующим ближайшим величинам полетной массы и высоты, приведенным в таблице.

6.14. РЕЖИМЫ СНИЖЕНИЯ

Данные о режимах снижения до высоты 500 м приведены в табл.6.14-1. При снижении с высоты эшелона до 1200 м выдерживать скорость 450 км/ч ПР, далее до высоты круга скорость 400 км/ч ПР и режим работы двигателей 51° по УПРТ-2.

Таблица 6.14-1

**Характеристики снижения с вертикальной скоростью 6-8 м/с на
режиме работы двигателей 51° по УПРТ-2**

Высота, м	Приборная скорость, км/ч	Время, мин	Путь, км	Расход топлива, км
7000	450	16	136	220
6000	450	13,5	112	195
5000	450	11	90	165
4000	450	8,5	68	130
3000	450	6,5	48	95
2000.	450	4,0	28	60
1000	400	1,5	10	20
500 '	400	0	0	0

6.15. РАСЧЕТНЫЕ ПАРАМЕТРЫ, НЕОБХОДИМЫЕ ДЛЯ ПОСАДКИ

1. Продольная и боковая составляющие скорости ветра высота аэродрома и отклонение температуры наружного воздуха от стандартного значения определяются по графикам на рис. 6.6-1, 6.6-2, 6.6-3.
2. Максимально допустимая посадочная масса самолета в зависимости от метеорологических условий посадки и длины ВПП рассчитывается по графикам на рис. 6.15-1, 6.15-2 и 6.15-4 и выбирается как наименьшая величина из двух посадочных масс.

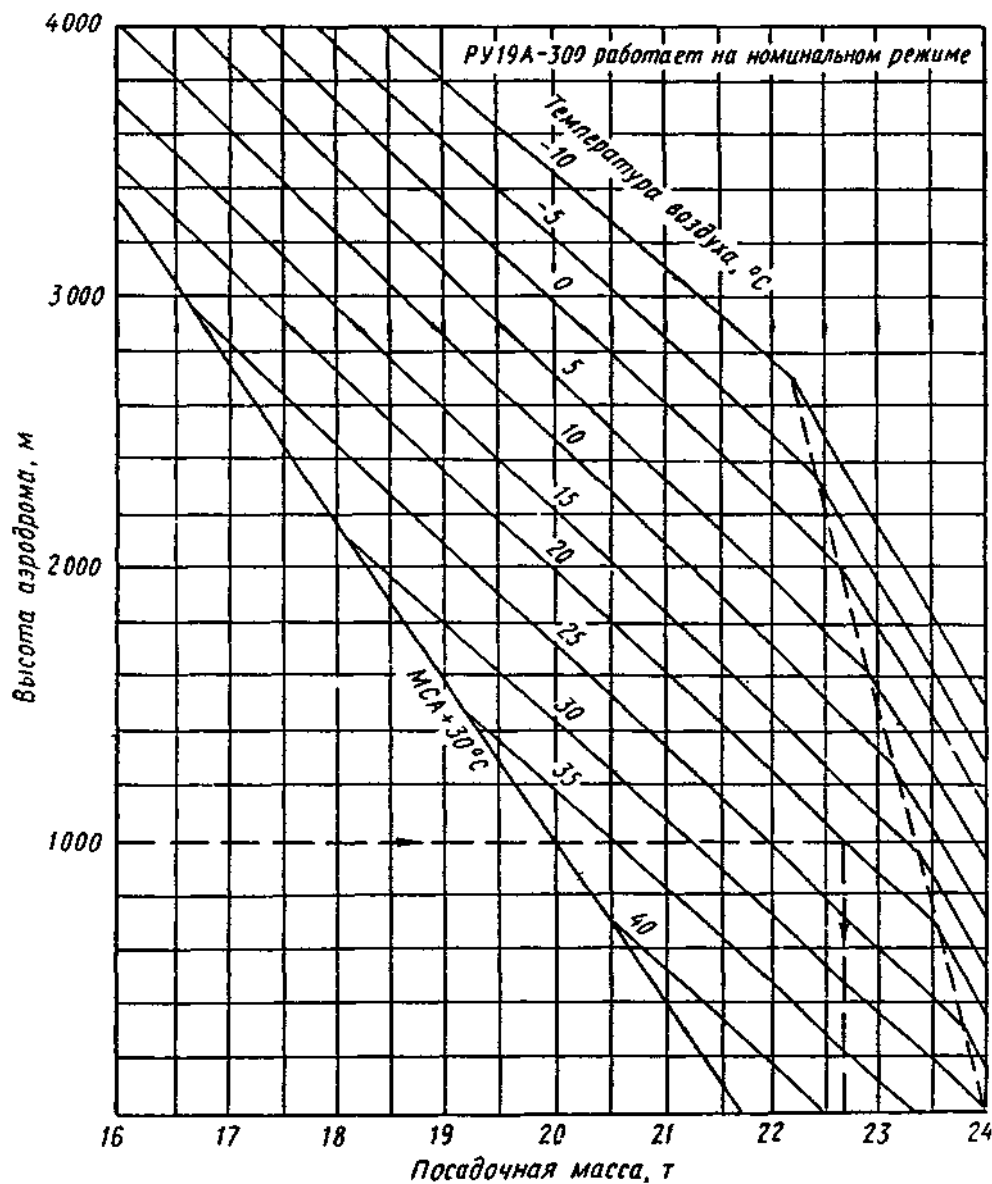


Рис. 6.15-1. График для определения максимально допустимой посадочной массы самолета в зависимости от метеорологических условий при работе двигателя РУ19А-300

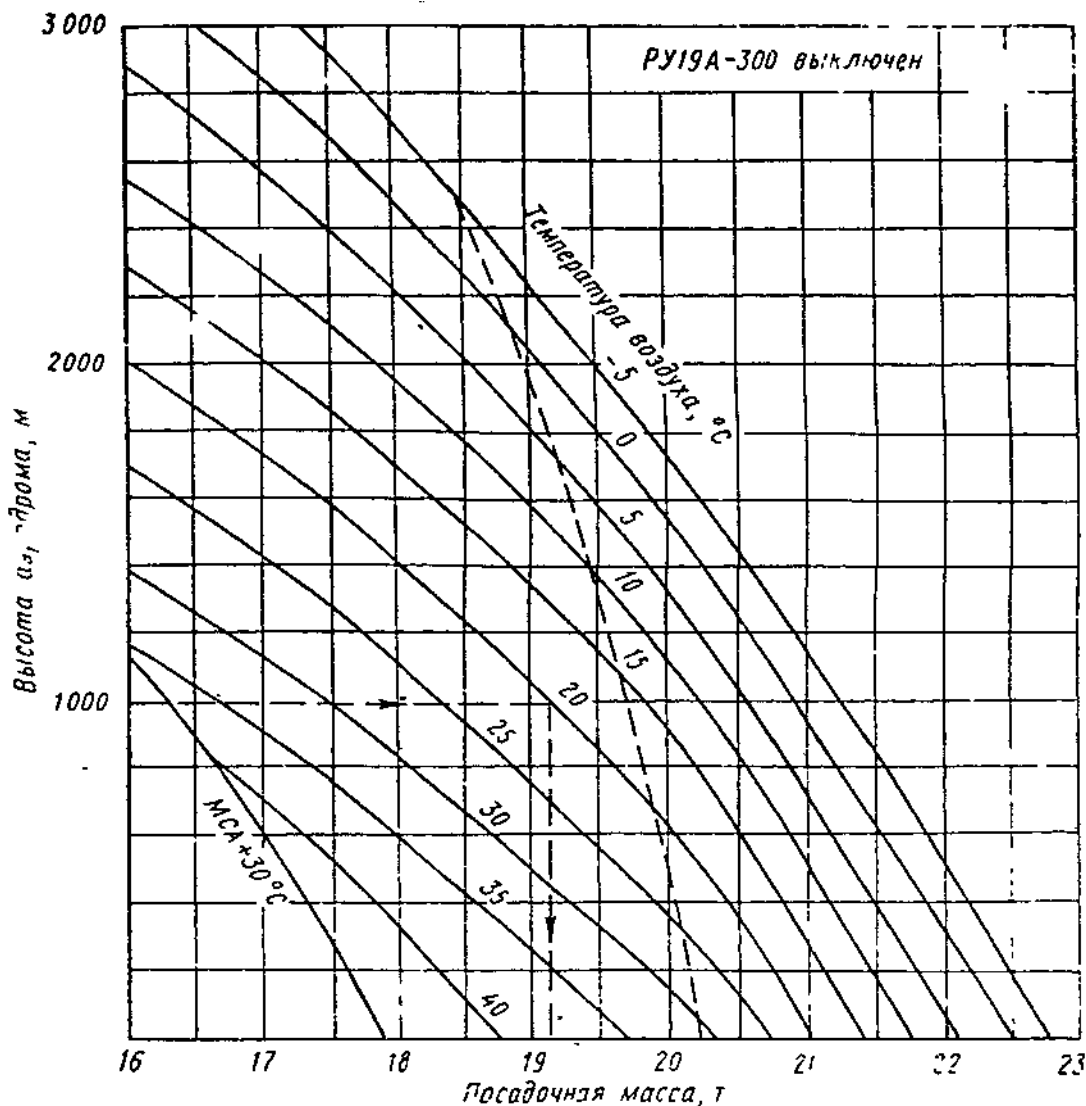


Рис. 6.15-2. График для определения максимально допустимой посадочной массы самолета в зависимости от метеорологических условий при выключенном двигателе РУ19А-300

3. Скорость планирования при закрылках, выпущенных на 38° ($V_{пл}$), определяется по графику на рис. 6.15-3.

4. Максимально допустимая посадочная масса самолета в зависимости от располагаемой посадочной дистанции рассчитывается по графику на рис 6.15-4. В правой части графика имеются две шкалы, от которых начинается отсчет для определения максимально допустимой массы самолета при выполнении посадки:

- на основной аэродром (шкала с коэффициентом длины ВПП 1,67);
- на запасной аэродром (шкала с коэффициентом длины ВПП 1,43)

Примечание. При выполнении посадки на запасной аэродром имеющий коэффициент сцепления ВПП менее 0,5, отсчет располагаемой посадочной дистанции вести от линии как для основного аэродрома (шкала с коэффициентом длины ВПП 1,67).

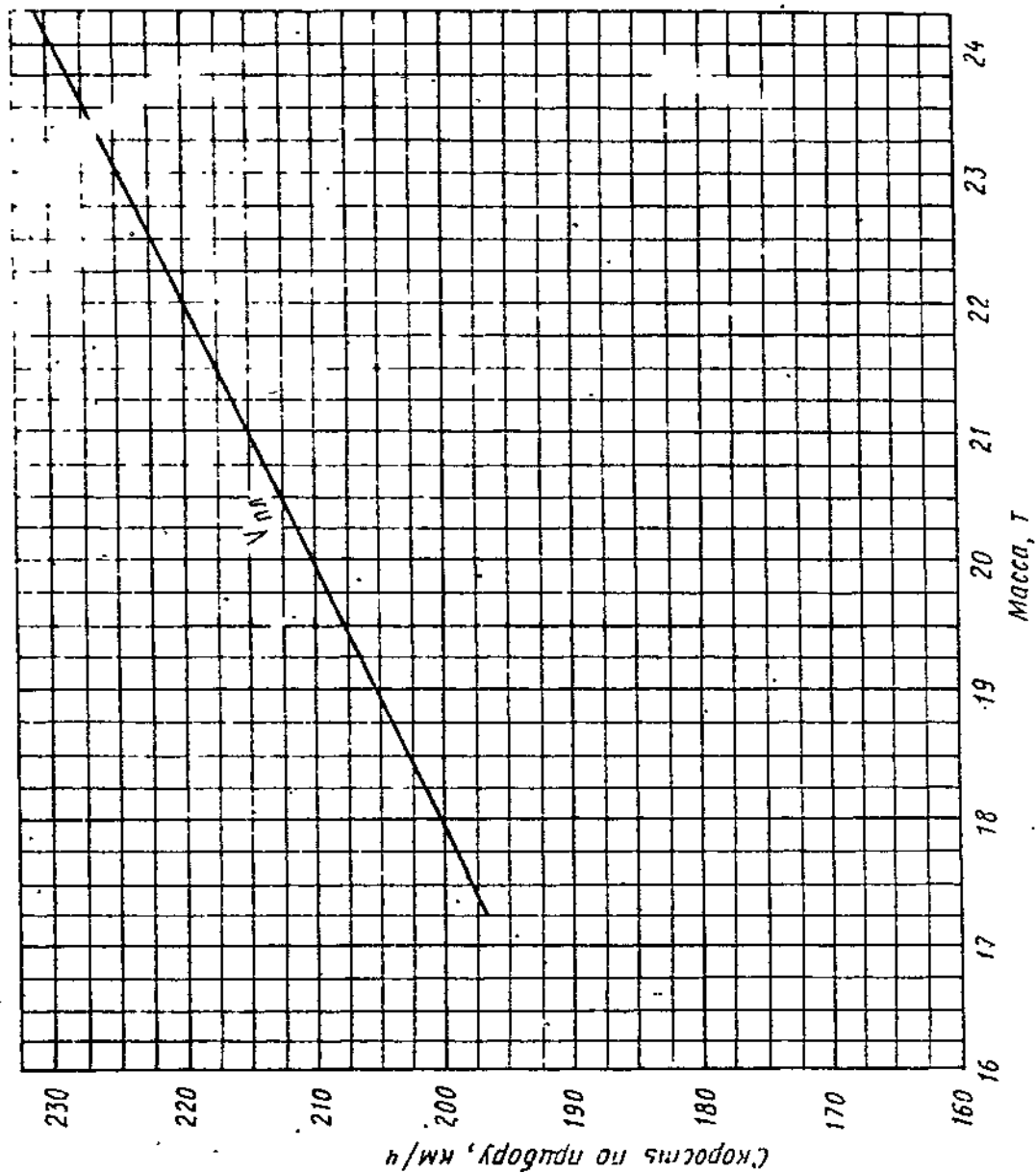


Рис. 6.15-3. График для определения скорости планирования $V_{пл}$ при закрылках, отклоненных на 38°

5 Полный градиент набора высоты при уходе на второй круг с высоты выравнивания определяется по графику на рис. 6.15-5 при следующих условиях:

- а) оба двигателя АИ-24ВТ работают на взлетном режиме, двигатель РУ19А-300 выключен;
- б) закрылки выпущены на 38° ;
- в) скорость полета $1,2 V_{C0}$.

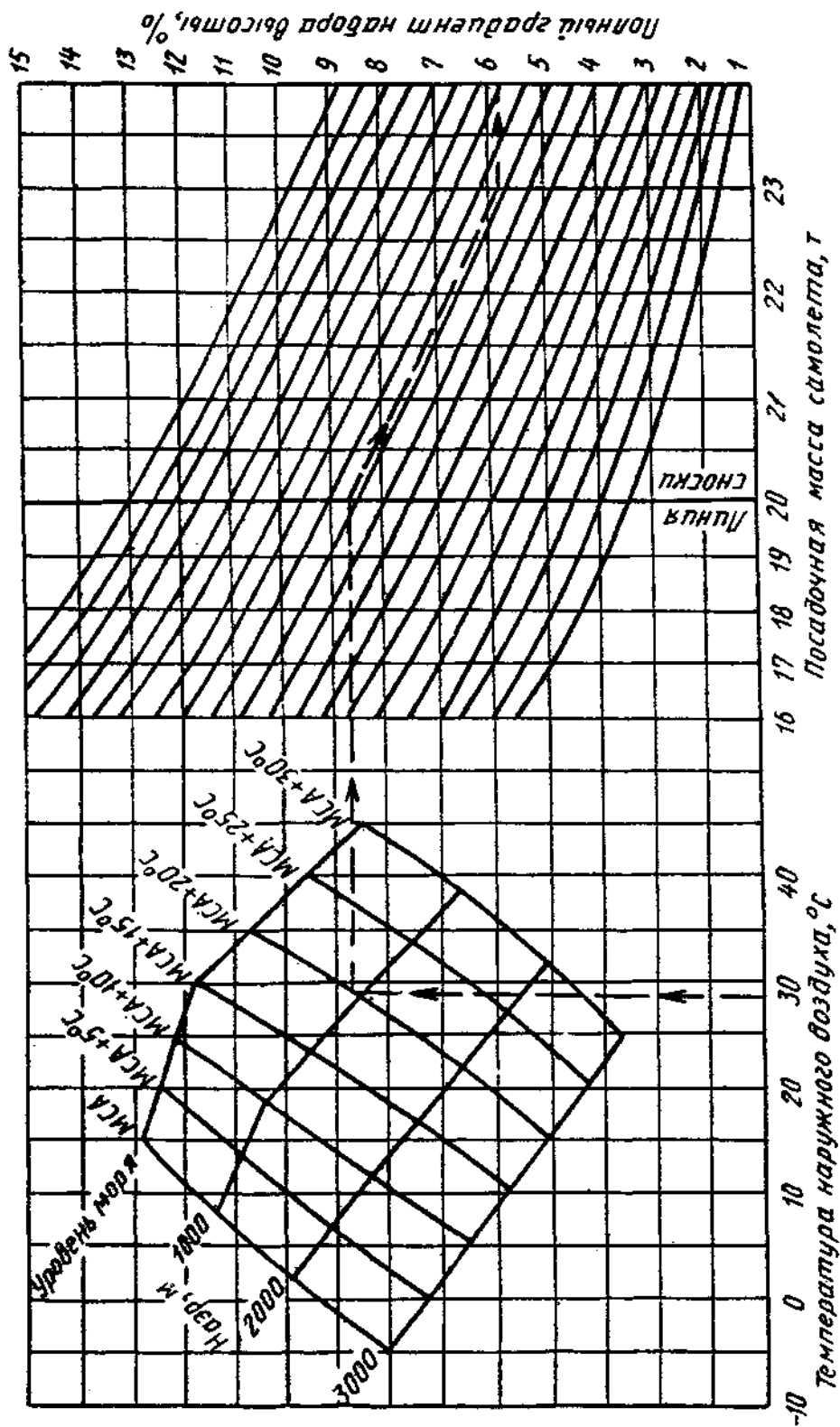


Рис. 6.15-5. График для определения градиента набора высоты при нормальном уходе на второй круг с высоты выравнивания (работают двигатели АИ-24ВТ, РУ19А-300 выключен)

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
7.1. Двигатели самолета	4
7.1.1. Краткие сведения о двигателях АИ-24ВТ и РУ19А-300	4
7.1.2. Система запуска двигателей	4
7.1.3. Приборы контроля за работой двигателей	5
7.1.4. Подготовка двигателей к запуску на земле	5
7.1.5. Запуск двигателя на земле	10
7.1.6. Прогрев и проверка работы двигателей	15
7.1.7. Контроль за виброперегрузками двигателей при эксплуатации	28
7.1.8. Останов двигателей на земле	29
7.1.9. Запуск двигателя РУ19А-300 в полете	31
7.1.10. Особенности эксплуатации двигателей в различных, климатических условиях	33
7.1.11. Возможные неисправности и действия экипажа	35
7.2. Топливная и масляная системы	38
7.2.1. Топливная система	38
7.2.2. Масляная система	50
7.3. Система управления	53
7.4. Система пожаротушения	60
7.5. Гидравлическая система	65
7.5.1. Уборка и выпуск шасси	69
7.5.2. Эксплуатация шасси после прерванного взлета	1
7.5.3. Управление поворотом колес передней стойки шасси	71
7.5.4. Управление торможением колес	72
7.5.5. Управление стеклоочистителями	73
7.5.6. Управление рампой грузового люка	73
7.5.7. Управление аварийным люком экипажа	79
7.5.8. Аварийное флюгирование винта и останов двигателя от гидро- системы	79
7.5.9. Возможные неисправности и действия экипажа	79
7.6. Противообледенительная система (ПОС)	80
7.7. Высотное оборудование	86
7.7.1. Система кондиционирования воздуха (СКВ)	86
7.7.2. Система регулирования давления воздуха в кабине (СРД)	90
7.8. Кислородное оборудование	94
7.9. Система электроснабжения	99
7.9.1. Система электроснабжения постоянного тока	99
7.9.2. Система электроснабжения переменного тока 115 В	104
7.9.3. Система электроснабжения переменного трехфазного тока 36 В	106
7.9.4. Характерные отказы электрооборудования и их устранение	107
7.9.5. Перечень потребителей, подключенных к аварийным шинам	108
7.10. Пилотажно-навигационное оборудование	110
7.10.1. Системы питания приборов полным и статическим давлением	110
7.10.2. Высотомер УВИД-30-15к	115

	Стр.
7.10.3. Высотомер ВМФ-50КГ	116
7.10.4. Высотомер ВЭМ-72ФГ	116
7.10.5. Курсовая система ГМК-1ГЭ	117
7.10.6. Гироиндукционный компас ГИК-1 и магнитный компас КИ-13	120
7.10.7. Гирополукомпас ГПК-52АП	121
7.10.8. Навигационный индикатор НИ-50БМК	122
7.10.9. Автомат углов атаки и перегрузок АУАСП-24КР	124
7.10.10. Автопилот АП-28Л1Д	126
7.10.11. Система индикации и контроля пространственного положения	135
7.11. Радиотехническое оборудование	147
7.11.1. Радиолокационная станция «Гроза»	147
7.11.2. Система ближней навигации РСБН-2С	149
7.11.3. Автоматический радиокompас АРК-11	154
7.11.4. Автоматический радиокompас АРК-УД	159
7.11.5. Радиовысотомер РВ-4	160
7.11.6. Аппаратура посадки СП	161
7.11.7. Аппаратура навигации и посадки «Курс МП-70»	163
7.11.8. Изделие «023М» («020М»)	168
7.12. Радиосвязное оборудование	169
7.12.1. Самолетное переговорное устройство СПУ-7	169
7.12.2. Связная КВ и СВ-радиостанция	170
7.12.3. Связная КВ-радиостанция «Микрон»	172
7.12.4. Связная УКВ-радиостанция «Ландыш-20»	174
7.12.5. Связная УКВ-радиостанция «Баклан-20»	175
7.13. Осветительное оборудование	177
7.14. Регистрирующие приборы	182
7.14.1. Система регистрации режимов полета МСРП-12-96	182
7.14.2. Самописец КЗ-63	184
7.14.3. Самолетный магнитофон МС-61Б	184
7.15. Погрузочное и швартовочное оборудование	185
7.16. Бытовое оборудование	190
7.17. Бортовое аварийно-спасательное оборудование	190

7.1. ДВИГАТЕЛИ САМОЛЕТА

7.1.1. КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О ДВИГАТЕЛЯХ АИ-24ВТ И РУ19А-300

Двигатель АИ-24ВТ - высотный турбовинтовой, работающий с флюгерным четырехлопастным воздушным винтом АВ-72Т. Он состоит из дифференциально-планетарного редуктора с измерителем крутящего момента, из лобового картера, осевого десятиступенчатого компрессора, кольцевой камеры сгорания, осевой трехступенчатой турбины; нерегулируемого реактивного сопла и агрегатов, обслуживающих работу двигателя и самолета. Двигатель снабжен системой автоматического флюгирования воздушного винта по крутящему моменту, оборудован системой отбора воздуха для наддува гермокабины, противообледенительных систем самолета и двигателя, а также системой сигнализации и тушения пожара.

Двигатель РУ19А-300 - турбореактивный, с осевым семиступенчатым компрессором, 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;
- бортовой запуск двигателей АИ-24ВТ;
- питание электроэнергией бортовой сети самолета на стоянке при неработающих двигателях АИ-24ВТ;
- питание самолета электроэнергией в полете при отказе генераторов СТГ-18ТМ.

Двигатель оборудован системой ограничения максимальной температуры газа за турбиной ОМТ-29, которая предотвращает превышение этой температуры по двум ступеням:

I ступень - с момента нажатия кнопки «Запуск» до частоты вращения $(63 \pm 2) \%$ - $850 \text{ }^\circ\text{C}$;

II ступень - с частоты вращения $(63 \pm 2) \%$ и до максимальных - $760 \text{ }^\circ\text{C}$.

Для сигнализации срабатывания системы ОМТ-29 служит светосигнализатор «Работа ОМТ-29».

Для проверки работоспособности системы ОМТ-29 при работающем двигателе РУ19А-300 служит переключатель «Контр. ОМТ-29 - Лампа ОМТ-29».

Примечание. При установке переключателя проверки системы ОМТ-29 в положение «Контр. ОМТ-29» система ОМТ-29 перестраивается и ее срабатывание на I и II ступенях ограничения происходит соответственно при температуре $(550 \pm 15) \text{ }^\circ\text{C}$ и $(510 \pm 15) \text{ }^\circ\text{C}$.

7.1.2. СИСТЕМА ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЕЙ

Двигатели АИ-24ВТ запускаются стартер-генераторами СТГ-18ТМ, работающими в системе программного запуска СПЗ-27. Автоматика запуска обеспечивает:

- запуск двигателей на земле и в воздухе;
- прекращение запуска двигателей;
- холодную прокрутку двигателей.

Двигатель РУ19А-300 запускается от трех бортовых аккумуляторных батарей 12САМ-28, от стартер-генераторов СТГ-18ТМ или от аэродромных источников электропитания с рас-

круткой ротора двигателя генератором ГС-24Б, работающим в стартерном режиме.

7.1.3. ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ ЗА РАБОТОЙ ДВИГАТЕЛЕЙ

Контроль за работой двигателей АИ-24ВТ осуществляется следующими приборами и светосигнализацией:

- тахометру ИТЭ-2 (частота вращения ротора двигателя);
- термометрам ИТГ-2 выходящего газа из двигателей;
- трехстрелочным индикаторам ЭМИ-ЗРТИ (указателю температуры масла, давлений топлива и масла);
- указателю масломера МЭС-1857В;
- расходомерам топлива РТМС-0,85-Б1;
- светосигнализаторам наличия обледенения двигателей и автоматического включения противообледенительной системы двигателей;
- светосигнальному табло «Отказ двиг»;
- указателям УПРТ-2;
- вольтметрам системы ПРТ и светосигнализаторам «Отказ ПРТ»;
- указателям виброперегрузок;
- светосигнализаторам «Отказ фильтра лев», «Отказ фильтра прав», «Давл. топл. двиг. лев» и «Давл. топл. двиг. прав»;
- указателям крутящего момента УМ-100;
- светосигнализаторам отказа двигателей в кнопках флюгирования КФЛ-37;
- сигнализаторам снятия винтов с упора и расфлюгирования;
- светосигнализаторам работы флюгерного насоса;
- светосигнальному табло «Стружка в масле лев. (прав.) дв».

Контроль за работой двигателя РУ19А-300 осуществляется следующими приборами и светосигнализацией:

- тахометру ИТА-15К;
- термометру выходящего газа двигателя ТВГ-1;
- трехстрелочному индикатору ЭМИ-ЗРТИ (указателю температуры масла, давлений топлива и масла);
- зеленому светосигнализатору открытого положения ленты перепуска воздуха;
- зеленому светосигнализатору работы панели запуска ПТ-29;
- красному светосигнализатору отказа тахометрической сигнальной аппаратуры ТСА-15УМ;
- желтому светосигнализатору «Работа ОМТ-29».

7.1.4. ПОДГОТОВКА ДВИГАТЕЛЕЙ К ЗАПУСКУ НА ЗЕМЛЕ

Обязанности членов экипажа при подготовке к запуску

Командиру воздушного судна:

1. Убедиться, что:

- стояночная площадка очищена от посторонних предметов;

- под колесами установлены колодки;
- сняты все заглушки;
- около самолета имеются средства пожаротушения;
- связь со связным на земле по СПУ надежная (связь с техническим составом на земле по СПУ должна поддерживаться на протяжении всего времени - от подготовки к запуску до окончания запуска);
- технический состав занял свои места;
- нет льда на воздухозаборниках двигателей и лопастях воздушных винтов.

2. Дать команду экипажу: «Приготовиться к запуску».

Бортрадисту:

- убедиться, что все самолетные генераторы и преобразователи выключены;
- включить все АЗС и АЗР на щитке АЗС;
- включить бортовые аккумуляторы и АЗР «ПТ-1000Ц» на щите аккумуляторов;
- установить переключатель «Борт - Аэродром» в положение, соответствующее выбранному источнику питания.

Бортмеханику (по команде командира воздушного судна: «Приготовиться к запуску»):

- привести систему пожаротушения самолета в состояние готовности к действию (убедиться, что включен АЗС «Противопожарное оборудование» и установить главный переключатель в положение «Пожаротушение»);
- убедиться, что краны шасси и закрылков находятся в положении «Нейтрально» и законтрены.

Примечание. При установке переключателя «Борт - Аэродром» в положение «Аэродром» должны гореть один или оба светосигнализатора включения разъемов:

- убедиться, что переключатель аварийного питания «Автомат - Основная шина - Ручное» находится в положении «Основная шина»; если запуск двигателей предполагается производить от аэродромного источника электроэнергии, то до его включения измерить напряжение на разъемах аэродромного источника электроэнергии АР-1 и АР-2 (оно должно быть 28,5 В);
- включить необходимое освещение;
- включить СПУ;
- установить переключатель вольтметра переменного тока в положение «Осн. шина 115 В», переключатель ПО-750А «Земля - Воздух» в положение «Земля»;
- включить ПО-750А и убедиться по вольтметру в наличии напряжения переменного тока 115 В;
- установить переключатель «Запуск от аэродр.- Запуск от ГС-24Б» в нейтральное положение;
- доложить командиру воздушного судна о готовности электросистемы самолета к запуску двигателей.

Обязанности командира воздушного судна веред запуском двигателя РУ19А-300

При запуске от аэродромного источника электроэнергии или от СТГ-18ТМ, получив доклад членов экипажа о готовности к запуску:

а) убедиться, что:

- входные двери и люки закрыты;
- главный переключатель системы пожаротушения находится в положении «Пожаротушение»;
- топливоподкачивающие насосы расходных баков правой половины крыла включены;
- переключатель «Запуск - Холодная прокрутка» установлен в положение «Запуск»;
- переключатель управления лентой перепуска воздуха установлен в положение «Автомат» (светосигнализатор «Отказ ТСА» не горит) и колпачок переключателя законтрен;
- лента перепуска открыта (светосигнализатор «Лента открыта» горит);

б) проверить легкость хода рычага управления двигателем, установить его на упор в положение «Стоп»;

в) открыть пожарный кран;

г.) установить переключатель «Створка РУ19» в положение «Открыто», при этом загорится светосигнализатор «Створка открыта»;

д) установить главный выключатель запуска в положение «Включено».

При запуске от аккумуляторных батарей:

- выключить все потребители постоянного и переменного тока, за исключением необходимых для запуска двигателя;
- установить переключатель аварийного питания в положение «Ручное» или «Автомат», загорается светосигнальное табло «Авар. пит. 27 В».

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ РУ19А-300 ОТ АККУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЙ, ЕСЛИ НЕ ГОРИТ СВЕТОСИГНАЛЬНОЕ ТАБЛО «АВАР. ПИТ. 27В»;

- установить переключатель вольтметра в положение «Авар. шина»;
- установить переключатель «Борт - Аэродром» в положение «Борт» и убедиться в наличии напряжения 24 В.

Примечание. Включать аварийную станцию для создания давления в гидросистеме самолета после запуска двигателя на частоте вращения 70% и больше.

Обязанности членов экипажа перед запуском двигателей АИ-24ВТ

Командиру воздушного судна:

Убедиться, что:

- двигатели подогреты наземными подогревателями (при низких температурах наружного воздуха).

Примечание. Подогрев двигателей должен быть осуществлён при температуре масла на входе в двигатель ниже минус 15°С (при эксплуатации на маслосмеси) и ниже минус 25 °С (при эксплуатации на масле МН-7,5У) независимо от температуры наружного воздуха.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

- роторы двигателей вращаются легко, без постороннего шума при проворачивании винтов по направлению их вращения; при проворачивании должны прослушиваться щелчки храпового устройства стартер-генератора (вращение воздушных винтов в зимнее время проверяется после подогрева двигателей до температуры масла на входе в двигатель 30 °С);
- лопасти винтов находятся на метке угла запуска (8°);
- входные двери и люки закрыты;
- барабанчики указателей расходомеров топлива установлены в положении, соответствующем заправке самолета топливом.

Бортмеханику:

- убедиться в наличии необходимого количества масла в маслобаках двигателей АИ-24ВТ по масломеру;
- открыть пожарные краны двигателей (загораются зеленые светосигнализаторы);
- убедиться, что переключатель «Стоп-кран» находится в положении «Открыто»;
- включить подкачивающие и соответствующие установленному порядку расходования топлива перекачивающие насосы (загораются зеленые светосигнализаторы работы насосов);
- включить АЗС маслорадиаторов и АЗС системы АРТМ (автоматического регулирования температуры масла);
- убедиться, что система АРТМ работает нормально, для чего открыть створки маслорадиаторов, установив переключатели управления створками в положение «Открыто», а затем в положение «Автомат» (заслонки должны закрыться);
- установить выключатель упора винтов в положение «Винт снят с упора».

Второму пилоту:

1. Убедиться, что:

- краны управления подачей воздуха в кабины на правом пульте в положении «Закр»;
- переключатель «Крыло и опер» в положении «Откл»;
- переключатель «Винт» в положении «Откл»;
- переключатель «Лев. ВНА. Прав.» в положении «Закрыто»;
- переключатель «РУ19» в положении «Выкл»;
- реостаты освещения в положении «Выкл»;
- система регистрации режимов полета МСРП включена.

2. Установить переключатель «Винт» в положение «Осн. сист», при этом загораются светосигнализаторы «Облед. лев. двиг», «Облед. прав. двиг».

Установить переключатель «Винт» в положение «Откл», светосигнализаторы погаснут.

Бортрадисту:

1. При запуске двигателей АИ-24ВТ от генератора ГС-24Б двигателя РУ19А-300:

- установить после запуска двигателя РУ19А-300 переключатель «Борт - Аэродром» в положение «Борт»;
- включить генератор ГС-24Б на бортовую сеть на частоте вращения ротора двигателя РУ19А-300 не менее 70%;

- проверить и при необходимости подрегулировать напряжение генератора ГС-24Б (должно быть 28,5 В);
- по команде командира воздушного судна за 2-3 с до запуска двигателя АИ-24ВТ установить переключатель «Запуск от аэродр.- Запуск от ГС-24Б» в положение «Запуск от ГС-24Б».

1. Перед запуском двигателей АИ-24ВТ от аэродромных источников электроэнергии:

- установить переключатель «Борт - Аэродром» в положение «Аэродром»;
- установить переключатель вольтметра в положение «ЦРУ лев» или «ЦРУ прав»;
- установить переключатель «Запуск от аэродр.- Запуск от ГС-24» в положение «Запуск от аэродр».

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПЕРЕД ЗАПУСКОМ ДВИГАТЕЛЕЙ ОТ АЭРОДРОМНОГО ИСТОЧНИКА ПИТАНИЯ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИЕЙ КАБЕЛЬ ПИТАНИЯ ПЕРЕМЕННЫМ ТОКОМ 115 В ОТКЛЮЧИТЬ ОТ РОЗЕТКИ САМОЛЕТА.

Обязанности командира воздушного судна после доклада членов экипажа о готовности к запуску двигателей

После доклада членов экипажа о готовности к запуску двигателей:

- убедиться, что давление в гидросистеме самолета не ниже 110 кгс/с.м²;
- установить самолет на стояночный тормоз и убедиться в наличии давления в тормозах;
- расстопорить рычаги управления двигателями, проверить легкость их хода и установить их в положение 0° по УПРТ;
- установить переключатель выбора двигателей «Лев.- Прав» в положение, соответствующее запускаемому двигателю;
- установить переключатель «Запуск - Холодная прокрутка» в положение «Запуск»;
- установить переключатель ПРТ в положение «ПРТ-24»;
- убедиться, что выключатель упора винтов стоит в положении «Винт снят с упора»;
- проверить положение стрелок приборов ИВ-41БМ, которые должны находиться на нулевых отметках шкал.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ЗАПРЕЩАЕТСЯ:

- ЗАПУСКАТЬ ДВИГАТЕЛИ ПРИ ОТСУТСТВИИ БОРТОВЫХ АККУМУЛЯТОРОВ НА САМОЛЕТЕ;
- ВКЛЮЧАТЬ ПОС ВИНТОВ, ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ И ВНА В ПРОЦЕССЕ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЕЙ.

2. ПРИ ТЕМПЕРАТУРЕ НАРУЖНОГО ВОЗДУХА 20°С И ВЫШЕ:

- ЗАПУСКАТЬ ДВИГАТЕЛИ С ПОЛНОСТЬЮ ОТКРЫТОЙ СТВОРКОЙ МАСЛОРАДИАТОРА;
- НА ИСПОЛНИТЕЛЬНОМ СТАРТЕ ИЛИ ПРИ ДОСТИЖЕНИИ ТЕМПЕРАТУРЫ МАСЛА НА ВХОДЕ 80°С ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ УПРАВЛЕНИЯ СТВОРКОЙ УСТАНАВЛИВАТЬ В ПОЛОЖЕНИЕ «АВТОМАТИЧЕСКОЕ»;
- ДЛЯ УЛУЧШЕНИЯ ПРОДУВКИ МАСЛОРАДИАТОРА И ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ РОСТА ТЕМПЕРАТУРЫ МАСЛА НЕОБХОДИМО В ПРОЦЕССЕ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ НА РЕЖИМЕ ЗЕМНОГО МАЛОГО ГАЗА ПЕРИОДИЧЕСКИ УВЕЛИЧИВАТЬ РЕЖИМ ДО 13-23° ПО УПРТ-2 ДО УСТАНОВЛЕНИЯ РАВНО-

ВЕСНОЙ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ; РЕЖИМ УВЕЛИЧИВАТЬ ПРИ ДОСТИЖЕНИИ
ТЕМПЕРАТУРЫ МАСЛА НА ВХОДЕ 95°С И ВЫДЕРЖИВАТЬ ЕГО НЕ МЕНЕЕ 2 МИН.

7.1.5. ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЕЙ НА ЗЕМЛЕ

Обязанности членов экипажа при запуске двигателя РУ19А-300

Командиру воздушного судна:

Убедиться в подогреве двигателя от наземного подогревателя (при низких температурах наружного воздуха).

Примечание. Двигатель должен быть подогрет при температуре масла на входе в двигатель ниже минус 25°С (если запуск двигателя будет осуществляться от бортовых аккумуляторных батарей) и ниже минус 30°С (если запуск двигателя будет осуществлен от аэродромного источника электроэнергии или от стартер-генераторов двигателей АИ-24ВТ) независимо от температуры наружного воздуха.

1. Дать команду «От РУ 19».
2. Установить рычаг управления двигателем в положение «Малый газ».

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. УСТАНОВКА РУД ВЫШЕ УПОРА ПРОХОДНОГО ФИКСАТОРА МАЛОГО ГАЗА ПРИ ЗАПУСКЕ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

3. Нажать на 1-2 с и затем отпустить кнопку «Запуск на земле», при этом должен загореться зеленый светосигнализатор «Работа ПТ-29»; не более чем через 40 с при запуске от аэродромных источников электроэнергии и генераторов СТГ-18ТМ и не более чем через 60 с при запуске от бортовых аккумуляторных батарей двигатель должен выйти на частоту вращения в режиме малого газа.

При достижении двигателем частоты вращения (31±2) % отключается система запуска, при этом гаснет зеленый светосигнализатор «Работа ПТ-29». В момент отключения генератора ГС-24Б допускается просадка частоты вращения не более 3%. Если отключение по частоте вращения не произойдет, программный механизм отключит систему запуска через 40 с.

4. В процессе запуска двигателя контролировать:

- а) частоту вращения, которая должна расти до $(36^{+3,0}_{-2,5})$ %;
- б) температуру газа за турбиной, превышение которой должно быть не более 750° С (в течение не более 5с);
- в) давление масла, которое растет с увеличением частоты вращения и на режиме малого газа должно быть не менее 1,2 кгс/см.

Бортрадисту:

- следить за напряжением бортовой сети постоянного тока; в случае падения напряжения ниже 16 В в течение 1-2 с при запуске двигателя от аэродромного источника электроэнергии и ниже 12 В при запуске от бортовых аккумуляторных батарей доложить об этом командиру воздушного судна;
- после выхода двигателя РУ19А-300 на частоту вращения 70% включить генератор ГС-24Б на бортовую сеть и проверить напряжение (28,5 В);
- установить переключатель «Борт - Аэродром» в положение «Борт» (если он находится в положении «Аэродром»);

- доложить командиру воздушного судна о готовности электросистемы самолета к запуску двигателей АИ-24ВТ.

Командиру воздушного судна:

После запуска двигателя РУ19А-300:

- установить главный выключатель запуска в положение «Откл»;
- включить выключатель подкачивающих топливных насосов первой или второй очередей правого полукрыла (в соответствии с очередностью расходования топлива).

Запуск двигателя прекратить, если:

- нет воспламенения топлива в течение 20 с от начала запуска (нет роста частоты вращения; температуры газа за турбиной);
- нет давления масла после 20 с от начала запуска;
- температура газа за турбиной возрастает выше допустимых пределов или загорелся светосигнализатор «Работа ОМТ-29»;
- понижается напряжение бортовой сети ниже 16 В;
- .- произойдет преждевременное отключение стартерного режима генератора ГС-24Б на частоте вращения, меньшей 29 % (контролировать по погасанию светосигнализатора «Работа ПТ-29» и резкому падению нагрузки бортовой сети по амперметру).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ ПРЕКРАТИТЬ ПЕРЕВОДОМ РЫЧАГА УПРАВЛЕНИЯ В ПОЛОЖЕНИЕ «СТОП». ЕСЛИ К ЭТОМУ ВРЕМЕНИ ГЕНЕРАТОР ГС-24Б ЕЩЕ РАБОТАЕТ В СТАРТЕРНОМ РЕЖИМЕ (ГОРИТ ЗЕЛЕНЫЙ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОР «РАБОТА ПТ-29»), ТО ПОСЛЕ ПЕРЕВОДА РЫЧАГА В ПОЛОЖЕНИЕ «СТОП» НАЖАТЬ КНОПКУ «ПРЕКРАЩЕНИЕ ЗАПУСКА».

После неудавшегося запуска, когда топливо в двигатель подавалось, но не воспламенилось, а также при догорании топлива после выключения двигателя очередной запуск производить после продувки двигателя холодной прокруткой. Холодную прокрутку или последующий запуск производить только после полного останова ротора двигателя. Для выполнения холодной прокрутки:

- установить рычаг управления двигателем в положение «Стоп»;
- установить переключатель «Запуск - Холодная прокрутка» в положение «Холодная прокрутка»;
- убедиться, что пожарный кран открыт, подкачивающие насосы правой половины крыла включены.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРОИЗВОДИТЬ ХОЛОДНУЮ ПРОКРУТКУ ДВИГАТЕЛЯ ПРИ ЗАКРЫТОМ ПОЖАРНОМ КРАНЕ ЗАПРЕЩАЕТСЯ;

- нажать и через 2-3 с отпустить кнопку «Запуск на земле»; после нажатия кнопки «Запуск на земле» генератор ГС-24Б раскручивает двигатель в течение 30 с, а затем автоматически выключается.

При холодной прокрутке частота вращения ротора двигателя РУ19А-300 должна быть не менее 11%.

По окончании холодной прокрутки переключатель «Запуск - Холодная прокрутка» установить в положение «Запуск».

- Примечания:** 1. При запуске двигателя допускается кратковременное появление факела пламени на срезе реактивного сопла (за счет выброса топлива из дренажного бачка).
2. При работе двигателя РУ19А-300 на высокогорных аэродромах частота вращения в режиме малого газа увеличивается.
3. Количество попыток запуска, холодных прокруток и интервалов между ними должно соответствовать указанным в Инструкции по эксплуатации и техническому обслуживанию двигателя РУ19А-300.
4. После двух прокруток подряд проверить уровень масла в баке. Если из бака ушло более 1 л, слить масло из коробки агрегатов и дозаправить бак свежим. Если обнаружится неисправность во время холодной прокрутки, немедленно прекратить ее, нажав кнопку «Прекращение запуска» на 1 - 2 с.

Обязанности командира воздушного судна при запуске двигателя АИ-24ВТ от генератора ГС-24Б двигателя РУ9А-300

1. Рычагом управления установить режим работы - двигателя РУ19А-300 0,8 номинала $[(90\pm 1)\%]$.
2. Получив доклад от экипажа о готовности к запуску, подать команду по СПУ: «От винтов».
3. После получения ответа «Есть от винтов» сообщить номер запускаемого двигателя, включить секундомер, нажать на 1-1.5 с и отпустить кнопку «Запуск». При этом должен загореться светосигнализатор работы АПД-27 и двигатель автоматически за время не более 120 с выходит на частоту вращения на режиме малого газа (14 050 \pm 225) об/мин (91 - 94 %).

ВНИМАНИЕ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ:

- ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ НА ЗЕМЛЕ ВКЛЮЧАТЬ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ «ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ»;
- ПОДКЛЮЧАТЬ СТАРТЕР-ГЕНЕРАТОР К БОРТОВОЙ СЕТИ САМОЛЕТА ДО ВЫХОДА ДВИГАТЕЛЯ НА РЕЖИМ «МАЛЫЙ ГАЗ»;
- ПРОИЗВОДИТЬ ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ ПРИ СМЕЩЕННОМ ПОЛОЖЕНИИ РЫЧАГА УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ, А ТАКЖЕ ПЕРЕМЕЩАТЬ ЕГО В ПРОЦЕССЕ ЗАПУСКА ТАК КАК ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ПРЕВЫШЕНИЮ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА ЗА ТУРБИНОЙ И ВЫХОДУ ДВИГАТЕЛЯ ИЗ СТРОЯ;
- ДО ВЫХОДА НА РЕЖИМ «МАЛЫЙ ГАЗ» УСТАНАВЛИВАТЬ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ ВЫБОРА ЗАПУСКАЕМОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ДРУГОЙ ДВИГАТЕЛЬ.

4. В процессе запуска двигателя контролировать:

- частоту вращения, которая должна непрерывно нарастать до выхода на режим «Малый газ»;
- температуру газа за турбиной, она не должна превышать 750 °С;
- ток в цепи запуска 400-500 А и напряжение на шине запуска 55 - 67 В (через 30 - 40 с от начала запуска);
- обороты отключения стартер-генератора, они не должны превышать 48%; если стартер-генератор не отключился на оборотах до 48%, то отключить его, нажав кнопку «Прекращение запуска» (во избежание поломки), и прекратить запуск;

- давление масла в двигателе, которое непрерывно нарастает в процессе запуска и в течение 1 мин после выхода на режим «Малый газ» должно быть не менее 3 кгс/см²;
- напряжение бортовой сети, оно не должно падать ниже 16 В.

При запуске двигателя АИ-24ВТ допускается временное уменьшение частоты вращения ротора двигателя РУ19А-300 не более 2 % и рост температуры газа за турбиной до 750 °С.

Примечание. При запуске и работе двигателя допускается уход масла из маслобака в работающий двигатель не более 12 л с последующим возвратом его в маслобак при останове двигателя.

5. Запуск двигателя прекратить, если:

- через 35 с от начала запуска нет воспламенения топлива;
- температура газа превышает 750°С;
- напряжение бортовой сети устойчиво падает ниже 16 В;
- прекратилось нарастание частоты вращения в процессе разгона (двигатель «завис»);
- не появилось давление масла в двигателе через 30с с момента нажатия кнопки «Запуск»;
- преждевременно отключился стартер-генератор (при частоте вращения ротора двигателя менее 39%);
- загорелось светосигнальное табло «Стружка в масле лев. (прав.) дв»;
- во время работы его стартер-генератора температура газа за турбиной РУ19А-300 превышает 750°С или загорелся светосигнализатор «Работа ОМТ-29».

6. Для прекращения запуска выключатель останова двигателя установить в положение «Останов». При работающем стартер-генераторе запуск прекратить, нажав кнопку «Прекращение запуска». В случае устойчивого понижения напряжения бортсети ниже 16 В запуск двигателя прекратить краном гидравлического флюгирования.

7. При прекращении запуска во избежание догорания топлива на «выбеге» и выхода двигателя из строя запрещается до полного останова двигателя:

- устанавливать выключатель «Останов двигателя» в положение «Открыто»;
- выключать автомат защиты электросети останова;
- отключать электропитание бортовой сети самолета.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЕСЛИ ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ ТЕМПЕРАТУРА ГАЗА ЗА ТУРБИНОЙ 760°С. СОХРАНЯЕТСЯ НЕ БОЛЕЕ 5 С, ДВИГАТЕЛЬ ОСМОТРЕТЬ СОГЛАСНО УКАЗАНИЯМ ИНСТРУКЦИИ ПО ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ДВИГАТЕЛЯ АИ-24ВТ. ЕСЛИ ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПРЕВЫШЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ (760°С) БОЛЕЕ 5 С ИЛИ ТЕМПЕРАТУРА ПОВЫШАЕТСЯ БОЛЕЕ 760°С, ДВИГАТЕЛЬ НЕОБХОДИМО СНЯТЬ.

8. После неудавшегося запуска, когда в двигатель подавалось топливо и не произошло его воспламенения, очередной запуск производить после продувки двигателя холодной прокруткой от стартер-генератора в течение 35 с.

Для холодной прокрутки двигателя:

- переключатель выбора двигателя «Лев.- Прав» установить в положение, соответствующее прокручиваемому двигателю;

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

- установить переключатель «Запуск - Холодная прокрутка» в положение «Холодная прокрутка»;
- установить выключатель останова двигателя в положение «Останов»;
- убедиться, что рычаг управления двигателем установлен в положении 0° по УПРТ-2;
- подать сигнал, предупреждающий о холодной прокрутке двигателя, и на 1 -1,5 с нажать кнопку «Запуск»: после нажатия кнопки «Запуск» стартер-генератор раскручивает двигатель и через 35 с автоматически отключается; при необходимости прекращения холодной прокрутки отключить стартер-генератор, нажав кнопку «Прекращение запуска».

Примечания: 1. Количество повторных запусков двигателя устанавливается Инструкцией по технической эксплуатации двигателя АИ-24ВТ.
2. В связи с блокировкой системы запуска двигателя через систему ПРТ перед ложным запуском и холодной прокруткой включение системы ПРТ обязательно.

Обязанности членов экипажа после выхода двигателя на режим малого газа

Командиру воздушного судна:

установить переключатель выбора двигателя «Лев.- Прав» в нейтральное положение.

Бортмеханику:

установить:

- рычаг управления двигателем РУ19А-300 в положение «Малый газ» и убедиться, что генератор ГС-24Б выключен;
- переключатель выработки топлива в положение «Автом. выроб. топлива»;
- выключатели перекачивающих насосов (1 и 2 очереди) в положение «Отключено».

Бортрадисту:

- проверить напряжение генераторов постоянного тока (должно быть 28,5 В); при необходимости подрегулировать напряжение генераторов с помощью выносных сопротивлений ВС-25Б, а затем подключить генераторы к бортовой сети;
- выключить генератор ГС-24Б;
- установить переключатель аварийного питания «Ручное - Автомат» в положение «Автомат»;
- проверить напряжение генераторов переменного тока (должно быть 115 В); подключить их к бортовой сети самолета, нажав кнопку «Вкл. ГО-16 на бортсеть»;
- установить переключатель «Земля - Воздух» преобразователя ПО-750А в положение «Воздух».

Обязанности командира воздушного судна при запуске двигателя АИ-24ВТ от аэродромного источника электроэнергии

Запуск производится в той же последовательности, что и от генератора ГС-24Б двигателя РУ19А-300.

При этом дать команды:

- подключить к бортовому штепсельному разъему АР-1 розетку; соединенную

с генератором, а к разъему АР-2 - розетку, соединенную с аккумуляторами аэродромного источника питания;

- установить переключатель «Борт-Аэродром» в положение «Аэродром»;
- после выхода двигателей на режим «Малый газ» отключить кабели аэродромного источника электроэнергии и установить переключатель «Борт - Аэродром» в положение «Борт»;
- установить переключатель «Запуск от аэродрома - Запуск от ГС-24» в нейтральное положение.

Примечание. Разрешается проводить подряд пять запусков при работе СТГ-18ТМО не более 55 с (или 4 запуска при продолжительности работы СТГ-18ТМО по 70 с) с перерывами между ними не менее 3 мин. Отсчет времени перерыва между запусками вести от момента отключения генератора или нажатия кнопки «Прекращение запуска». После 5-го запуска сделать перерыв для охлаждения корпуса генератора до 40-50 °С (температуру определять на ощупь) при открытых капотах двигателя.

7.1.6. ПРОГРЕВ И ПРОВЕРКА РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ

Двигатель АИ-24 ВТ

Прогрев и проверку работы выполнять в соответствии с графиком проверки работы двигателя на земле (рис. 7.1-1) в следующем порядке:

1. Прогреть двигатель на режиме земного малого газа (0° по УПРТ) до температуры масла на входе в двигатель не ниже 40 °С. В случае перерыва в работе от 1 до 5 ч прогреть двигатель на указанном режиме не менее 3 мин, а при перерыве в работе более 5ч - не менее 5 мин. На режиме земного малого газа частота вращения ротора двигателя должна быть 91-94%, давление масла - не ниже 3 кгс/см.²

После прогрева разрешается выводить двигатель на рабочий режим.

Примечание. В условиях положительных температур воздуха после запуска и работы на режиме ЗМГ в течение 2 мин при обязательном достижении температуры масла на входе 40°С разрешается выводить двигатели на равновесные режимы до 34° по УПРТ-2 включительно, при этом общая продолжительность прогрева на режиме ЗМГ и равновесных режимах до 34° по УПРТ-2 не должна отличаться от указанной в п. 1.

ВНИМАНИЕ! ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА РЕЖИМАХ В ДИАПАЗОНЕ 0-35° по УПРТ-2 РУД ПЕРЕМЕЩАТЬ ПЛАВНО С ТЕМПОМ 10-15°/С КАК В СТОРОНУ УВЕЛИЧЕНИЯ, ТАК И УМЕНЬШЕНИЯ РЕЖИМА РАБОТЫ.

2. Прогреть масло в цилиндровой группе воздушного винта двукратным изменением режима от «Малый газ» до 0.6 номинальной мощности (34±2° по УПРТ-2), плавно перемещая рычаг управления двигателем.

Примечание. При температуре наружного воздуха 5°С и выше масло в цилиндровой группе винта разрешается прогревать однократным изменением режима от ЗМГ до 0,6 номинального.

3. Плавным перемещением РУД установить режим 0,6 номинальной мощности (34° по

Ан-26 РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

УПРТ-2), при этом в процессе перемещения РУД проверить обороты вступления и работу усилителя корректора оборотов (УКО) (определяется по началу падения давления топлива перед рабочими форсунками при плавном перемещении РУД от 0 до 23° по УПРТ-2).

Проверить работу генераторов постоянного тока и их параллельную работу, генераторов переменного тока, системы высотного оборудования и кондиционирования воздуха, противообледенительных устройств, системы выпуска и уборки закрылков, а также работу подкачивающих топливных насосов (по светосигнализаторам).

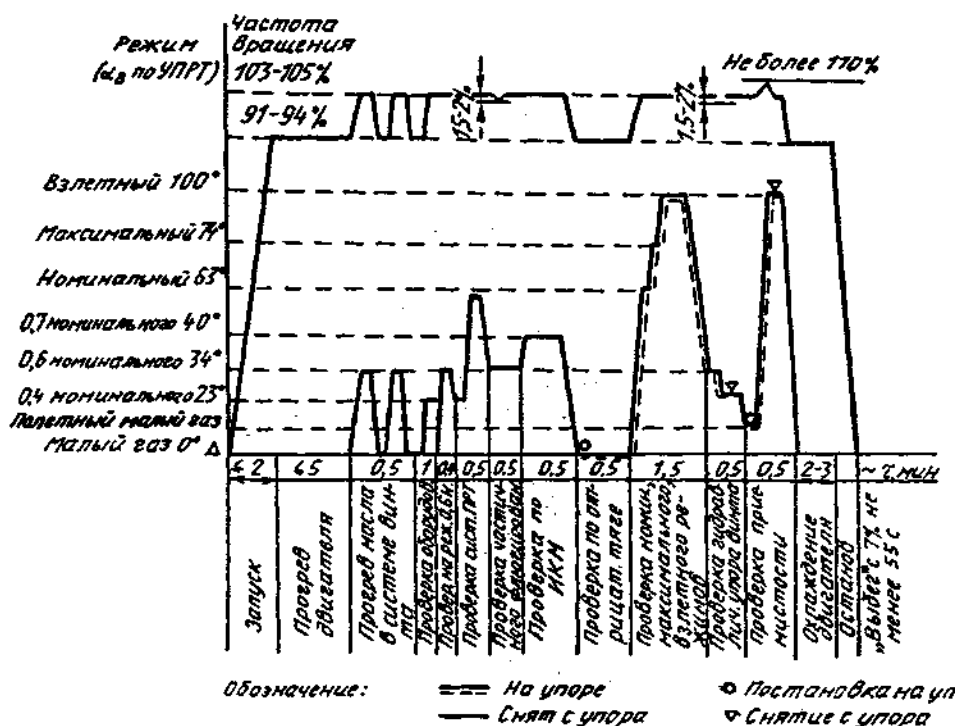


Рис. 7.1-1. График для проверки работы двигателя АИ-24ВТ на земле

Проверить частоту вращения ротора, которая должна быть 103-105%, при этом давление масла на входе в двигатель должно быть $(4^{+0,5})$ кгс/см².

4. Проверить работоспособность системы ПРТ, для чего:

- убедиться, что выключатель упора винтов находится в положении «Винт снят с упора» (светосигнализаторы снятия с упора и вывода из флюгера горят);
- установить режим работы двигателя 0,4 номинальной мощности $[(23 \pm 2)^\circ]$ по УПРТ-2; если температура газа за турбиной по указателю равна или ниже 240 °С, переключатель проверки системы ПРТ нажать в положение «Контр. 240 °С», если выше 240 °С - в положение «Контр. 360 °С»;
- нажать переключатель проверки системы ПРТ и держать его в нажатом положении в течение всей проверки;
- плавно увеличить режим работы двигателя до установления (по вольтметру системы ПРТ) напряжения 0,6-0,8 В. Система ПРТ работает нормально, если после

появления напряжения (по вольтметру) параметры двигателя с увеличением режима не растут;

- не отпуская переключателя проверки системы ПРТ, перевести рычаг управления двигателем до исчезновения напряжения (по вольтметру), после чего отпустить переключатель.

Примечание. Если переключатель проверки был отпущен при работе системы ПРТ в режиме слива и загорелся светосигнализатор отказа ПРТ, выполнить следующее:

- убрать рычаг управления двигателем до 23° по УПРТ-2;
- импульсным нажатием переключателя системы ПРТ добиться погасания светосигнализатора отказа ПРТ и установления стрелки вольтметра на нулевую отметку;
- повторить проверку, как указано выше.

5. Проверить работу системы флюгирования частичным флюгированием, для чего:

- убедиться, что выключатель снятия винтов с упора находится в положении «Винт снят с упора» (светосигнализаторы снятия с упора и вывода из флюгера горят);
- установить режим работы двигателя 0,6 номинальной мощности [(34±2)° по УПРТ-2]
- кратковременно, на время около 0,5 с, нажать кнопку частичного флюгирования и отпустить, при этом частота вращения ротора двигателя должна понизиться на 1,5-2% и вновь восстановиться до равновесной.

Во время нажатия кнопки частичного флюгирования должен гореть светосигнализатор работы флюгерного насоса.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. НЕ ДОПУСКАТЬ ПАДЕНИЯ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ РОТОРА ДВИГАТЕЛЯ НИЖЕ 101 %. ТАК КАК ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РЕЗКОМУ РОСТУ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА И ПОМПАЖУ ДВИГАТЕЛЯ. ЕСЛИ ЧАСТОТА ВРАЩЕНИЯ УПАДЕТ НИЖЕ 101 %, ДВИГАТЕЛЬ НЕОБХОДИМО ОСТАНОВИТЬ.

6. Проверить работу системы автоматического флюгирования винта по падению давления масла в ИКМ.

Проверку начинать с левого двигателя, перед проверкой бортовую сеть 115 В 400 Гц переключить на питание от ГО правого двигателя, установив переключатель ГО левого двигателя в положение «Откл». При проверке правого двигателя питание бортовой сети производить от ГО левого двигателя (переключатель ГО левого двигателя установить во включенное положение и подключить его в бортовую сеть нажатием кнопки «ГО-16 на Б/сеть», переключатель ГО правого двигателя установить в положение «Откл»).

По окончании проверки правого двигателя переключатель ГО правого двигателя установить во включенное положение.

Проверку автофлюгера по ИКМ производить в начале каждого летного дня на предварительном старте.

Порядок проверки:

- установить режим работы двигателя 0,7 номинальной мощности, при этом должен загореться светосигнализатор готовности автофлюгера;
- убедиться, что выключатель упора винтов находится в положении «Винт снят с упора»;

- нажать выключатель проверки автофлюгера по ИКМ;
- перевести рычаг управления двигателем в положение 0° по УПРТ-2; исправность системы автофлюгера по ИКМ контролировать по загоранию светосигнализатора в КФЛ-37 и светосигнального табло «Отказ двигателя», а также светосигнализатора работы флюгер-насоса.

Убедиться в загорании светосигнализатора в КФЛ-37 и светосигнализатора работы флюгер-насоса, а также в погасании светосигнализатора готовности автофлюгирования, отсчитать 3 с и отпустить выключатель проверки автоматического флюгирования.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ РАННЕМ ОТПУСКАНИИ ВЫКЛЮЧАТЕЛЯ ПРОВЕРКИ АВТОФЛЮГЕРА (ДО ЗАГОРАНИЯ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОРА В КФЛ-37 И СВЕТОСИГНАЛИЗАТОРА РАБОТЫ ФЛЮГЕР-НАСОСА) ВОЗМОЖНО САМОПРОИЗВОЛЬНОЕ ФЛЮГИРОВАНИЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА С ОСТАНОВОМ ДВИГАТЕЛЯ.

Через 12 с автомат времени флюгирования отключит электродвигатель флюгер-насоса (светосигнализатор в КФЛ-37 и светосигнальное табло «Отказ двигателя» гаснут).

7. Проверить работу датчика и сигнализации системы автоматического флюгирования винта по отрицательной тяге, для чего:

- установить двигателю режим малого газа (0° по УПРТ-2);
- установить выключатель упора винта в положение «Винт на упоре»;
- на режиме 0° по УПРТ-2 нажать выключатель проверки системы автофлюгера по отрицательной тяге, при этом должен загореться красный светосигнализатор в КФЛ-37 и светосигнальное табло «Отказ двигателя» (загорание светосигнализатора свидетельствует об исправности датчика автофлюгера по отрицательной тяге);
- отпустить выключатель проверки системы автофлюгера винта по отрицательной тяге, при этом светосигнализатор в КФЛ-37 и светосигнальное табло «Отказ двигателя» должны погаснуть.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. НА ОСТАНОВЛЕННОМ ДВИГАТЕЛЕ, ПРИ ЗАПУСКАХ И ОСТАНОВЕ ДВИГАТЕЛЯ, ПРИ ПОСАДКЕ САМОЛЕТА ПОСЛЕ УСТАНОВКИ РЫЧАГА УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ В ПОЛОЖЕНИЕ 0° ПО УПРТ-2 В МОМЕНТ СНЯТИЯ ВИНТА С УПОРА СВЕТОСИГНАЛИЗАТОР СРАБАТЫВАНИЯ ДАТЧИКА АВТОФЛЮГЕРА И СВЕТОСИГНАЛЬНОЕ ТАБЛО «ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ» ДОЛЖНЫ ГОРЕТЬ, ТАК КАК ДАВЛЕНИЕ МАСЛА В КОМАНДНОМ КАНАЛЕ ВИНТА НИЖЕ 2,5 КГС/СМ².

8. Проверить устойчивость работы двигателя и винта на всех режимах, для чего:

- убедиться, что выключатель упора винтов находится в положении «Винт на упоре»;
- плавно перемещая рычаг управления двигателем, перевести двигатель с режима малого газа на режим номинальной мощности, а затем на режимы максимальной и взлетной мощностей; параметры работы двигателя должны соответствовать параметрам, указанным в табл. 7.1-1.

На взлетном режиме давление масла в системе ИКМ должно быть:

(92_{-1}^{+2}) кгс/см² - при ограничении мощности (напряжение по вольтметру ПРТ равно нулю);

меньше (92_{-1}^{+2}) кгс/см² - при работе температурного ограничителя (наличие напряжения по вольтметру ПРТ).

Начало вступления в работу системы ПРТ определять по графику на рис. 7.1-2.

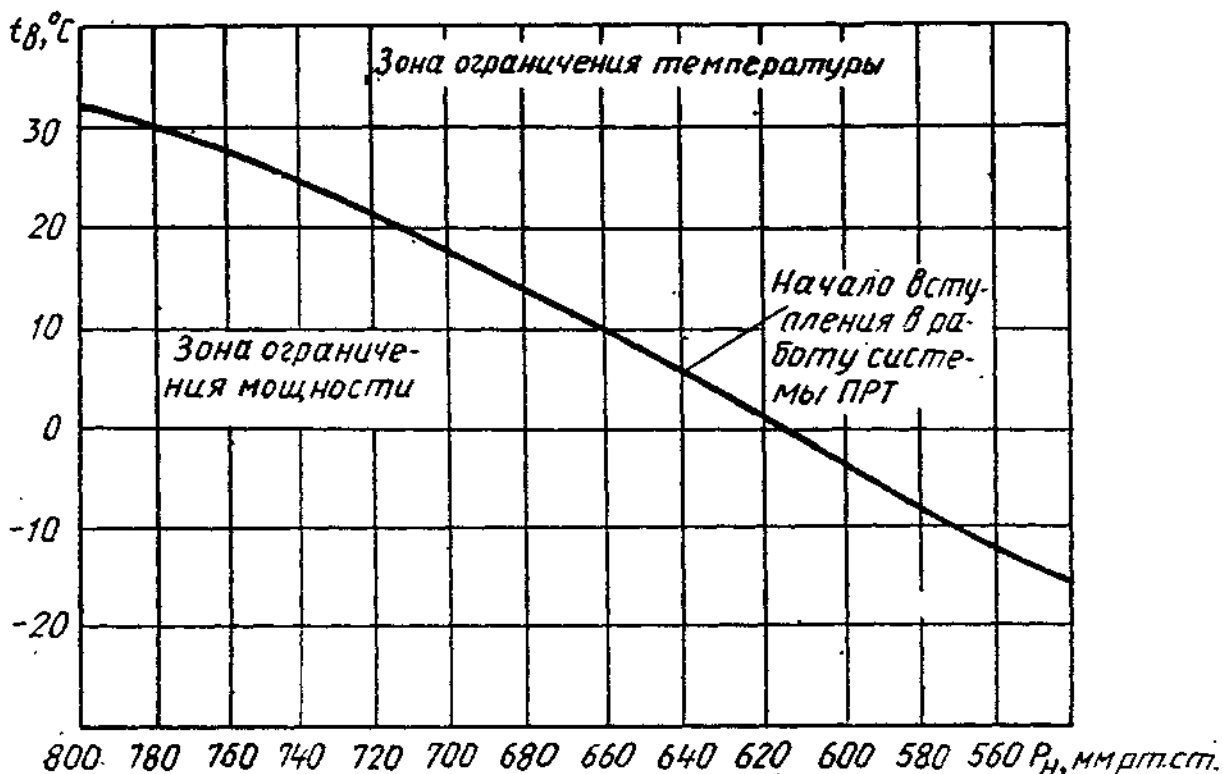


Рис. 7.1-2. График для определения начала работы системы ПРТ двигателя АИ-24ВТ в зависимости от барометрического давления и температуры наружного воздуха при работе на взлетном режиме на земле (данные расчетные)

- Примечания:** 1. При работе двигателя на взлетном режиме в зоне ограничения мощности допускаются колебания частоты вращения ротора в пределах $\pm 1\%$ и давления топлива на рабочих форсунках $\pm 10 \text{ кгс/см}^2$.
2. При работе двигателя на установившемся режиме в зоне ограничения температуры газа за турбиной допускаются колебания давления масла в системе ИКМ в пределах $\pm 2 \text{ кгс/см}^2$ и частоты вращения ротора $\pm 1\%$.

9. Проверить работу гидравлического упора винта, для чего:

- установить рычаг управления двигателем на режим 0,6 номинальной мощности [(34 \pm 2) $^\circ$ по УПРТ-2];
- плавно убрать рычаг управления двигателем до падения частоты вращения ротора двигателя на 1,5-2% со 103-105%, после чего выключатель упора винтов установить в положение «Винт снят с упора», в результате этого частота вращения ротора двигателя должна восстановиться до равновесной.

10. Проверить приемистость двигателя, для чего:

- плавно перевести рычаг управления двигателем в положение «Полетный малый газ»;
- установить выключатель упора винта в положение «Винт на упоре»;
- за 1,5-2 с перевести рычаг управления двигателем с режима «Полетный малый газ» на режим взлетной мощности [(100 \pm 2) $^\circ$ по УПРТ-2], время установления

Таблица 7.1-1

Параметры работы двигателя АИ-24ВТ

Режим работы двигателя	Угол поворота сектора газа по УПРТ-2, град	Частота вращения		Давление масла в двигателе, кгс/см ²		Температура газа за турбиной по термометру ТГ-2А, °С	Температура масла на входе в двигатель, °С			Давление топлива перед форсунками, кгс/см ²	Время непрерывной работы, мин	Время работы двигателя в % от ресурса
		об/мин	% по тахометру ИТЭ-2	на земле	в воздухе		Рекомендуемая	Минимально допустимая	Максимально допустимая (не более)			
Взлетный	100±2	15800±150 7 1	103-105	4,0-4,5 1	Не менее 4 3,5	Согласно графика на рис. 7.1-3	От 65 до 80	40	90	Не более 65	Не более 5	Не более 3
Максимальный	4±2	5800±150 6 1	03-105	0-4,5 1	Не менее 4 3,5	То же	От 65 до 80	40	90	Не более 60	Не более 60	Не более 15
Номинальный	3±2	5800±150 5 1	03-105 1	0-4,5 4	Не менее 3,5	«	От 65 до 80	40	90	Не более 65	Без ограничений	Не более 45
0,85 номинального	1±2	5800±150 4 1	03-105 1	0-4,5 4	Не менее 3,5	«	От 65 до 80	40	90	Не более 65	То же	Без ограничений
0,7 номинального	0±2	5800±150	03-105	0-4,5	Не менее 3,5	«	От 65 до 80	40	90	Не более 65	«	То же

0,6 номинального	34±2	15800±150	103-105	4,0-4,5	Не менее 3,5	Согласно графика на рис. 7.1-3	От 65 до 80	40	90	Не более 9	Без ограничений	Без ограничений
0		1		1	4				4	65		
,4 номинального	3±2	5800±150	03-105	,0-4,5	Не менее 3,5	То же	От 65 до 80	0	0	Не более 9	То же	То же
«		1		1	4				4	65		
Полетный малый газ»	3-23	5800±150	03-105	,0-4,5	Не менее 3,5	«	От 65 до 80	0	0	Не более 9	«	«
(в зависимости от t _в)		1		9					-	65		
« Малый газ»	0	4050±225	1-94	Не менее 3	Не менее 3	-	От 65 до 80	15	0	Не более 65	Не более 30	«

Примечание. При полете с одним работающим двигателем АИ-24ВТ разрешается непрерывная работа исправного двигателя на взлетном режиме не более 1,5 ч. При непрерывной работе на взлетном режиме не бол 1,5 ч после посадки самолета осмотреть лопатки третьей ступени турбины и масляный фильтр лобового картера. Результаты осмотра записать в формуляр двигателя. Вопрос о дальнейшей его эксплуатации решить с представителем завода-изготовителя.

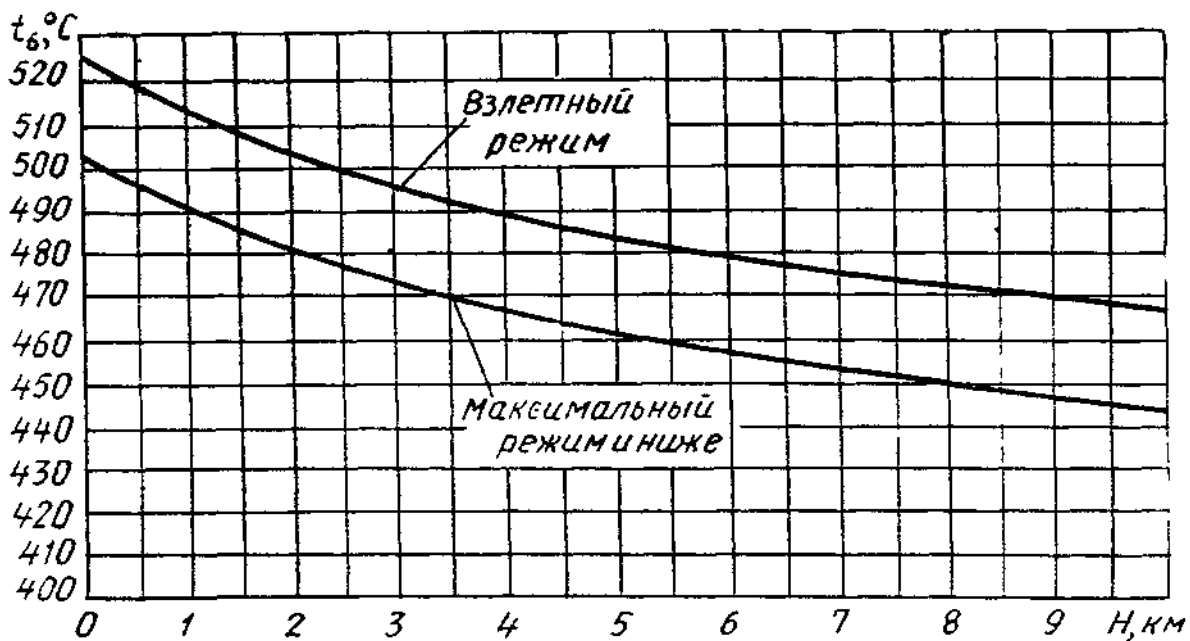


Рис. 7.1-3. График для определения максимально допустимой температуры газа за турбиной при работе двигателя в полете на различных высотах

Высота, км	0	0,5	1,0	1,5	2,0	2,5	3,0	3,5	4,0	4,5	5,0	5,5	6,0
Максимально допустимая температура на максимальном режиме, град	503	496	490	485	481	477	473	470	467	464	461	459	457
Максимально допустимая температура на взлетном режиме, град	525	518	512	507	503	499	495	492	489	486	483	483	479

взлетного режима при пробе приемистости не должно превышать 15 с и определяется по давлению топлива в рабочих форсунках (давление, достигнув своего максимального значения остается практически неизменным) превышение частоты вращения при приемистости не должно быть более 110%;

- проработать на взлетном режиме 10-15 с, установить выключатель упора винта в положение «Винт снят с упора» и перевести рычаг управления двигателем за 1,5-2 с в положение 0° по УПРТ-2. Двигатель должен плавно перейти на режим «Земной малый газ».

Примечания: 1. При работе двигателя на режимах от «Малый газ» до 0,4 номинального допускается температура масла на входе в двигатель 100°C в течение не более 15 мин работы при полностью открытой створке маслорадиатора. При этой температуре разрешается производить взлет.

2. Значение α по УПРТ-2 (режим «Полетный малый газ») устанавливать в зависимости от температуры наружного воздуха согласно табл. 4.2-2.

3. Максимально допустимая температура газа за турбиной при запуске двигателя на земле не более 750°C (при запуске в полете не более 700°C).

4. При возникновении отрицательных перегрузок в полете допускается кратковременное падение давления масла ниже $3,5 \text{ кгс/см}^2$.
5. При запуске двигателя в воздухе температура масла на входе в двигатель должна быть не менее 20°C .
6. В полете на одном двигателе АИ-24ВТ (второй двигатель АИ-24ВТ отказал) разрешается непрерывная работа исправного двигателя на взлетном режиме в течение 1 ч 30 мин.
7. При работе двигателя на ограничителе ИКМ или на баростате температура газа за турбиной (см. рис. 7.1-3) снижается в зависимости от понижения температуры наружного воздуха: на каждый градус снижения температуры наружного воздуха ниже температуры вступления в работу системы ПРТ (см. рис. 7.1-2) температура за турбиной снижается примерно на 3°C .
8. Если проба правого двигателя производится при работе левого двигателя в режиме «Земной малый газ», то на всех режимах работы правого двигателя происходит снижение показаний ИКМ в пределах $3-12 \text{ кгс/см}^2$ 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-2.
9. В полете перемещение РУД производить плавно с темпом $10-15^\circ$ в секунду. При необходимости допускается перевод РУД из одного положения в другое за 1,5-2 с во всем диапазоне режимов работы двигателя.

Двигатель РУ19А-300

При проверке работы двигателя параметры должны соответствовать указанным в табл. 7.1-2 на определенных режимах работы двигателя.

Прогрев и проверку работы двигателя производить в соответствии с графиком прогрева и проверки работы двигателя на земле (рис. 7.1-4) в следующем порядке:

- проработать на режиме «Малый газ» 30-40 с, проверить показания приборов контроля за работой двигателя;
- на частоте вращения, равной $(36_{-2,5}^{+3}) \%$, проверить работоспособность системы ОМТ-29 на I ступени ограничения, для чего:

а) установить переключатель «Контр. ОМТ-29 - Лампа ОМТ-29» в положение «Лампа ОМТ-29». При этом загорается светосигнализатор «Работа ОМТ-29»;

б) установить переключатель в положение «Контр. ОМТ-29». При этом загорается светосигнализатор «Работа ОМТ-29» и происходит снижение частоты вращения ротора двигателя. При снижении частоты вращения на 1-2 % установить переключатель в нейтральное положение.

Примечание. При проверке работоспособности системы ОМТ-29 на частоте вращения, равной $(36_{-2,5}^{+3}) \%$, возможно снижение частоты вращения ниже $33,5 \%$;

- плавно увеличить частоту вращения до $(90 \pm 0,5) \%$ (0,8 номинального режима); проверить показания приборов, контролирующих работу двигателя и работу системы ОМТ-29 на II ступени ограничения, для чего переключатель «Контр. ОМТ-29 - Лампа ОМТ-29» установить в положение «Контр. ОМТ-29»; загорается светосигнализатор «Работа ОМТ-29», происходит снижение частоты вращения ротора двигателя.

температура газа снижается до $(510 \pm 15)^\circ\text{C}$, после чего светосигнализатор начинает мигать. После двух-трех срабатываний системы установить переключатель в нейтральное положение. Если при проверке системы на II ступени ограничения частота вращения ротора двигателя снизится до значения менее $(63 \pm 2)\%$, система перейдет на I ступень ограничения.

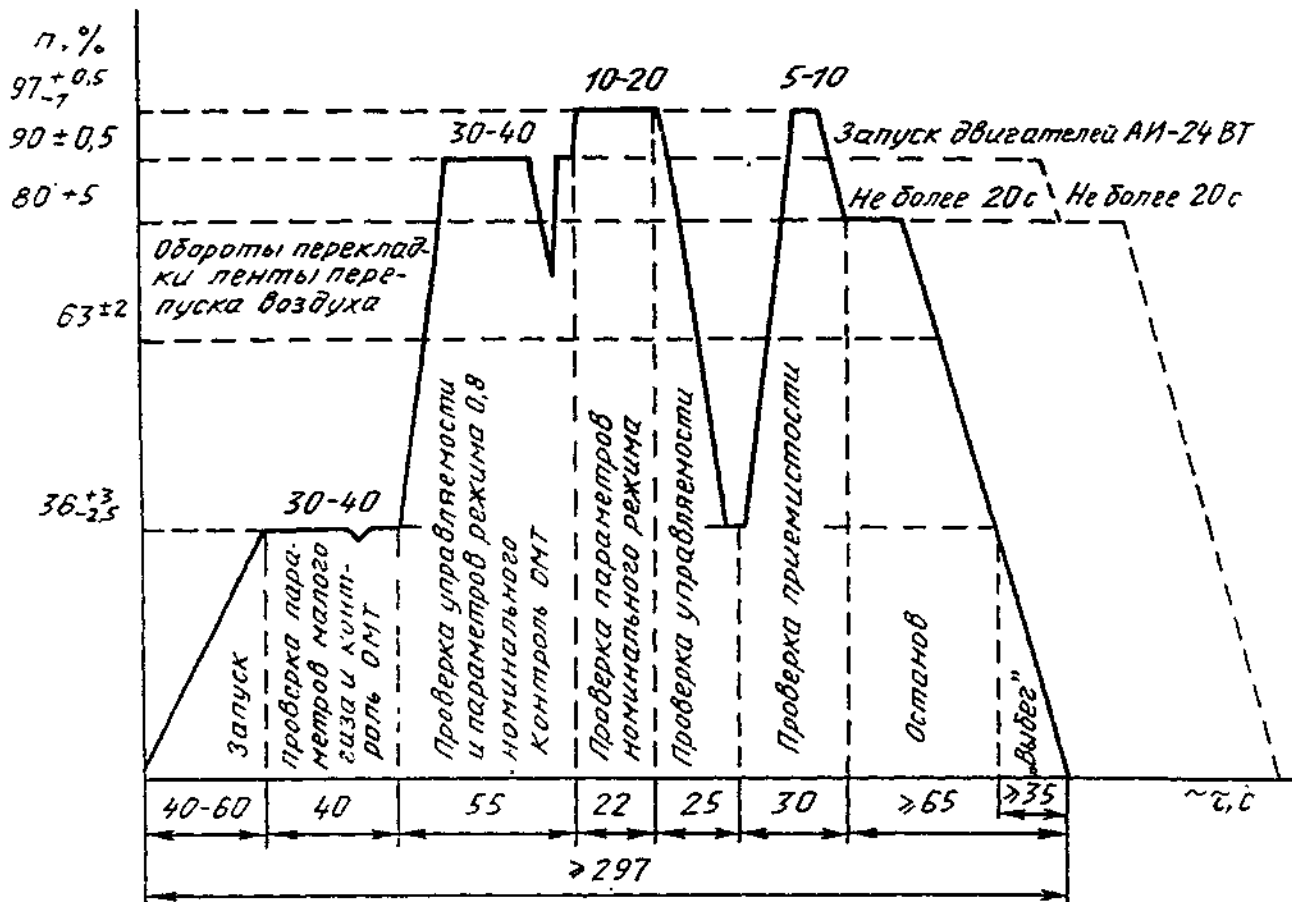


Рис. 7.1-4. График для проверки работы двигателя РУ19А-300 на земле

ВНИМАНИЕ: 1. ПРИ НЕИСПРАВНОЙ СИСТЕМЕ ОМТ-29 ЭКСПЛУАТАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ РУ19А-300 ЗАПРЕЩАЕТСЯ.
 2. В СЛУЧАЕ ОТКАЗА СИСТЕМЫ ОМТ-29 ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЯ РУ19А-300 В ПОЛЕТЕ (НЕПРЕРЫВНО ГОРИТ СВЕТОСИГНАЛЬНОЕ ТАБЛО «РАБОТА ОМТ-29» И ТЕМПЕРАТУРА ГАЗА ЗА ТУРБИНОЙ НЕПРЕРЫВНО ПОНИЖАЕТСЯ) ВЫКЛЮЧИТЬ АЗС-10 «ОМТ». КОНТРОЛИРОВАТЬ ТЕМПЕРАТУРНЫЙ РЕЖИМ ДВИГАТЕЛЯ РУ19А-300. ПЕРЕД ВЫКЛЮЧЕНИЕМ АЗС-10 «ОМТ-29» ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕНТОЙ ПЕРЕПУСКА ВОЗДУХА ДВИГАТЕЛЯ РУ19А-300 НЕОБХОДИМО ПЕРЕВЕСТИ ИЗ ПОЛОЖЕНИЯ «АВТОМАТ» В ПОЛОЖЕНИЕ «ЛЕНТА ЗАКРЫТА» И ДАЛЬНЕЙШЕЕ УПРАВЛЕНИЕ ЛЕНТОЙ ПЕРЕПУСКА ОСУЩЕСТВЛЯТЬ ВРУЧНУЮ;

проработать на режиме 0,8 номинального 30-40 с. затем плавно увеличить частоту вращения до $(97 \pm 0,5) \%$ (номинальный режим) на 10-20 с и проверить показания приборов, после чего установить режим «Малый газ»;

- проверить приемистость двигателя, для чего через 5-10 с работы на малом газе плавно за 1-2 с переместить рычаг из положения «Малый газ» в положение «Номинал»; время выхода с частоты вращения в режиме малого газа на частоту вращения на 2 % ниже фактически отрегулированной на упоре «Максимал» (номинальный режим) по лимбу агр. 745А в зависимости от температуры наружного воздуха определять по графику на рис. 7.1-5.

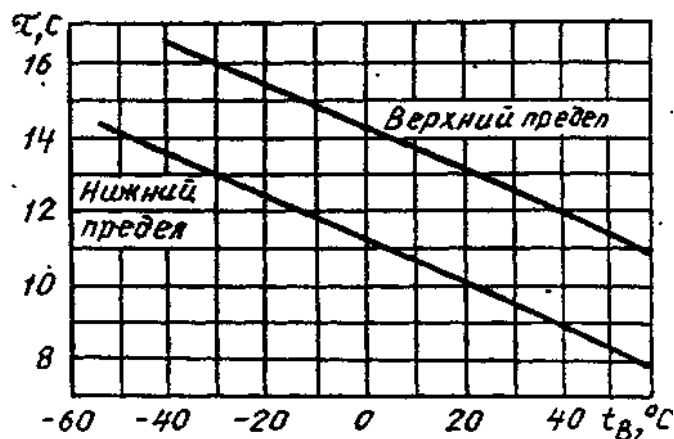


Рис 7 1-5. График для определения времени приемистости двигателя РУ19А-300 в зависимости от температуры наружного воздуха

На всех контрольных и переходных режимах двигатель должен работать без перебоев, тряски и выброса пламени

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ЕСЛИ ПРИ ПРОВЕРКЕ ПРИЕМИСТОСТИ ТЕМПЕРАТУРА ГАЗА ЗА ТУРБИНОЙ УВЕЛИЧИТСЯ ДО 850°C ИЛИ ЗАГОРИТСЯ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОР «РАБОТА ОМТ-29» ПРИ ЧАСТОТЕ ВРАЩЕНИЯ МЕНЕЕ $(63 \pm 2) \%$ (НА I СТУПЕНИ ОГРАНИЧЕНИЯ), УБРАТЬ РУД НА УПОР МАЛОГО ГАЗА, ВЫДЕРЖАТЬ 1-2 МИН И ПОВТОРИТЬ ПРОВЕРКУ ПРИЕМИСТОСТИ. В СЛУЧАЕ ПОВТОРНОГО СРАБАТЫВАНИЯ СИСТЕМЫ ОМТ-29 ОСТАНОВИТЬ ДВИГАТЕЛЬ.

2. ДОПУСКАЕТСЯ СРАБАТЫВАНИЕ СИСТЕМЫ ОМТ-29 (МИГАНИЕ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОРА) ВО ВРЕМЯ ДАЧИ ПРИЕМИСТОСТИ НА ЧАСТОТЕ ВРАЩЕНИЯ РАВНОЙ $(63 \pm 2) \%$ И ВЫШЕ, ТАК КАК ПРОИСХОДИТ ИЗМЕНЕНИЕ НАСТРОЙКИ С I НА II СТУПЕНЬ. В ЭТОМ СЛУЧАЕ ДОПУСКАЕТСЯ УВЕЛИЧЕНИЕ ВРЕМЕНИ ПРИЕМИСТОСТИ ДО 2 С НА КАЖДОЕ СРАБАТЫВАНИЕ.

После выдержки в течение не менее 20 с на частоте вращения $(80^{+5}) \%$ остановить двигатель переводом рычага управления в положение «Стоп», а при необходимости запуска двигателей АИ-24ВТ установить двигателю РУ19А-300 режим работы $(90 \pm 1) \%$.

Таблица 7.1-2

Параметры работы двигателя РУ19А-300

Режим работы двигателя	Частота вращения		Давление масла на входе в двигатель, кгс/см ²	Температура газа за турбиной не более, °С	Давление топлива в доп. коллекторе не более, кгс/см ²	Температура масла на входе в двигатель, °С	Примерный расход топлива при р _н =760 мм. рт. ст. и t _в =15°С	Время непрерывной работы, мин	Примечание
	об/мин	%							
Номинальный	1600 ⁺⁸³ ₋₁₆₅	97 ^{+0,5} _{-1,0}	3,5 – 4,0 9	720	50	От - 30 до +100	970	Не более 5	Основной эксплуатационный режим для взлета и набора высоты
Крейсерский (0,9 номинального, 8 номинального)	5100±83 1	4±0,5 9	3,5 – 4,0	700	50	От - 30 до +100	-	Без ограничений	Для набора высоты
	4850±83	0±0,5 5	3,5 – 4,0 3	700	50	От - 30 до +100	-	То же	Для запуска основных двигателей и питания бортовой сети самолета
Малый газ	942 ⁺⁴⁹⁵ ₋₄₁₅	6 ⁺³ _{-2,5}	Не менее 1,0	730	14 ₋₂	От - 30 до +100	-	На земле не более 30. В полете без ограничений	-
Прокрутка	-	Не менее 11	Должно появиться в конце прокрутки	-	-	-	-	-	-

- Примечания:** 1. В табл. 7.1-2 частота вращения (об/мин и в процентах), а также примерный часовой расход топлива даны для МСА и $\sigma_{вх} = 1$.
2. Если температура газа за турбиной более 5 мин превышает 740°C , то для снижения температуры до 720°C уменьшить режим работы двигателя до 96-94 %.
3. На двигателях, оборудованных системой ОМТ-29, при работе на номинальном режиме, в наборе высоты допускается повышение температуры газа до 770°C (до срабатывания системы ограничения). Для исключения срабатывания системы ОМТ-29 в наборе высоты разрешается уменьшить режим работы двигателя до крейсерского ($n=94\pm 0,5$ %). При повышении температуры газа до 770°C и несрабатывании ОМТ-29 уменьшить режим работы и снизить температуру газа до 720°C . Если с уменьшением режима температура газа не снижается, двигатель выключить.
4. На земле при отрицательных температурах наружного воздуха частота вращения ротора двигателя на номинальном и 0,9 номинального режимах уменьшается по мере понижения температуры согласно графику на рис. 7.1-6.
5. Режим работы двигателя на частоте вращения (90 ± 1 %) применяется для запуска двигателей АИ-24ВТ; питание бортовой сети самолета производится на $N \geq 70\%$.
6. При проверке приемистости допускается кратковременное превышение частоты вращения не более 1 %.
7. Допускается кратковременное превышение температуры газа за турбиной (не более 5с):
- при запусках на аэродромах с высотой до 1000 м не более 750°C , на аэродромах с высотой более 1000 м и в полете - не более 850°C ;
- при пробе приемистости не более 850°C .
8. При переходе на режим «Малый газ» с режима, на котором температура масла 80°C и выше, допускается падение давления масла не менее $1,0 \text{ кгс/см}^2$.
9. В полетах с нулевыми и отрицательными перегрузками, продолжающимися не более 15 с, на любом режиме работы двигателя допускается падение давления масла до $0,5 \text{ кгс/см}^2$ с последующим восстановлением до исходного значения после окончания действия перегрузки.

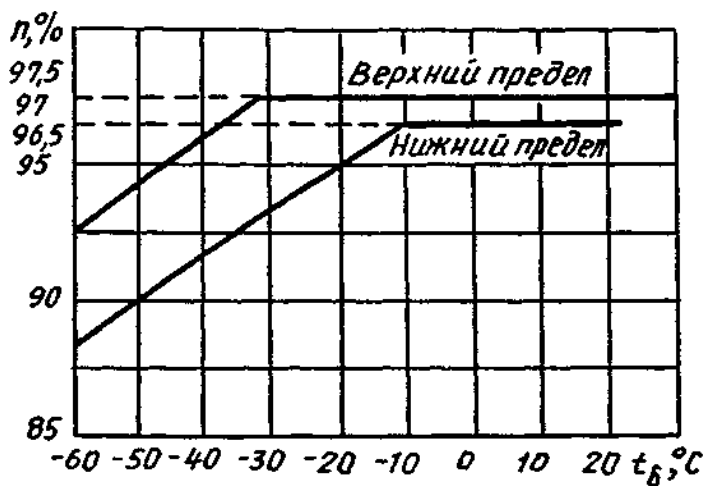


Рис 7.1-6. График для определения частоты вращения ротора двигателя РУ19А-300 в зависимости от температуры наружного воздуха при работе на номинальном режиме на земле

7.1.7, КОНТРОЛЬ ЗА ВИБРОПЕРЕГРУЗКАМИ ДВИГАТЕЛЕЙ ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Контроль за виброперегрузками двигателем ведется с помощью бортовой аппаратуры ИВ-41БМ. Такой контроль в полете дает возможность экипажу по величине виброперегрузок судить об исправности двигателей и в случае превышения допустимого уровня виброперегрузок принять решение о своевременном прекращении эксплуатации двигателя. Сигнал о превышении предельно допустимой виброперегрузки аппаратура ИВ-41БМ выдает на светосигнализатор (светосигнализатор загорается) и на показывающий прибор (стрелка прибора показывает уровень вибрации).

Проверка аппаратуры ИВ-41БМ при предполетной подготовке

Перевести выключатель на щитке ИВ-41БМ в положение «Включено» и спустя 3 мин., в течение которых аппаратура прогреется, нажать кнопку «Контроль» ИВ-41БМ. После нажатия кнопки светосигнализатор должен загореться, и стрелка показывающего прибора отклонится в зону, обозначенную дугой (более 6 ед.).

Эксплуатация аппаратуры на земле

При работающем двигателе на земле виброперегрузки по показывающему прибору ИВ-41БМ не должны превышать 4,5 ед.

При работе двигателей на равновесной частоте вращения на режиме 12 - 34° по УПРТ действуют следующие ограничения:

- изменение устойчивых значений виброперегрузок перед вылетом самолета или при техническом обслуживании не должно превышать 1 ед.;
- в период трех последних полетов одностороннее изменение устойчивых значений виброперегрузок не должно превышать 2 ед.;
- в процессе отработки межремонтного ресурса одностороннее изменение устойчивых значений виброперегрузок не должно превышать 2,5 ед. относительно средних значений, измеренных в начале эксплуатации двигателя.

В случае превышения указанных значений виброперегрузок двигатель остановить с последующей проверкой исправности аппаратуры и двигателя.

Допускается колебание стрелки показывающего прибора ИВ-41БМ на земле $\pm 0,75$ ед. без превышения значения 4,5 ед.

Эксплуатация аппаратуры в полете

Виброперегрузки в полете по показывающему прибору аппаратуры ИВ-41БМ не должны превышать 6 ед.

При горизонтальных полетах на эшелоне действуют следующие ограничения:

- в течение каждого полета изменение устойчивых значений виброперегрузок двигателя не должно превышать 1,5 ед.;
- на протяжении трех последних полетов одностороннее изменение устойчивых значений виброперегрузок двигателя на эшелоне не должно превышать 2,5 ед. При этом производится сравнение виброперегрузки, измеренной в последнем полете, с двумя предыдущими значениями, измеренными в том же диапазоне высот (до 4800 м или свыше 4800 м). В случае превышения указанных значений виброперегрузок экипаж обязан действовать в соответствии с требованиями п. 7.1.11.

Допускается колебание стрелки показывающего прибора ИВ-41БМ в полете $\pm 0,75$ ед. без превышения значения 6 ед.

7.18. ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ЗЕМЛЕ

Двигатель АИ-24ВТ

1. Перед остановом двигателя;

- охладить двигатель на режиме малого газа в течение 2-3 мин.

Примечание. После посадки, если руление производилось на режимах работы не более 20° па УПРТ, то разрешается выключать двигатели без предварительного охлаждения на режиме малого газа;

- выключить все потребители электроэнергии, при необходимости оставить освещение;
- выключить все преобразователи, генераторы переменного и постоянного тока;
- убедиться в наличии напряжения в бортовой сети от аккумуляторных батарей.

2. Для останова двигателя:

- выключить питание системы ПРТ;
- выключить топливные подкачивающие насосы;
- установить выключатель останова двигателя в положение «Закрото»;
- измерить время «выбега» ротора двигателя с частоты вращения 7 % (1000 об/мин) до полного его останова (время «выбега» должно быть не менее 55 с);
- закрыть перекрывной (пожарный) кран топлива.

3. После полного останова двигателя:

- установить выключатель останова двигателя в положение «Открыто»;
- обесточить систему пожаротушения;
- закрыть створки туннеля маслорадиатора, установить переключатель управления створками в положение «Нейтрально» и выключатель АЗС - «АРТМ-64»;
- убедиться, что все реостаты выведены, а выключатели на щитках и приборных досках находятся в выключенном или нейтральном положении; переключатель «Борт-Аэродром» установить в нейтральное положение;
- застопорить рули управления самолетом и рычаги управления двигателями;
- установить выключатель упора винтов в положение «Винт на упоре».

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. **ЗАПРЕЩАЕТСЯ** ДО ПОЛНОГО ОСТАНОВА ДВИГАТЕЛЯ УСТАНОВЛИВАТЬ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ ОСТАНОВА ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛОЖЕНИЕ «ОТКРЫТО», ОТКЛЮЧАТЬ ЭЛЕКТРОПИТАНИЕ БОРТОВОЙ СЕТИ САМОЛЕТА И ВЫКЛЮЧАТЬ АВТОМАТ ЗАЩИТЫ ЭЛЕКТРОСЕТИ ОСТАНОВА.

2. В ИСКЛЮЧИТЕЛЬНЫХ СЛУЧАЯХ ДВИГАТЕЛЬ МОЖЕТ БЫТЬ ОСТАНОВЛЕН С ЛЮБОГО РЕЖИМА ЕГО РАБОТЫ.

3 ЕСЛИ ДВИГАТЕЛЬ НЕ ОСТАНОВЛИВАЕТСЯ ОТ КРАНА ОСТАНОВА, ОСТАНОВИТЬ ЕГО КРАНОМ АВАРИЙНОГО ФЛЮГИРОВАНИЯ. ОДНОВРЕМЕННО ЗАКРЫВ ПЕРЕКРЫВНОЙ (ПОЖАРНЫЙ) КРАН ТОПЛИВА.

Двигатель РУ19А-300

Останов двигателя производить переводом рычага управления двигателем в положение «Стоп» с частоты вращения 80-85% после предварительной выдержки на этой частоте вращения не более 20 с.

В ходе останова на частоте вращения (63 ± 2) % проверить открытие ленты перепуска воздуха по загоранию светосигнализатора и периодически проверять время «выбега» ротора двигателя с частоты вращения на режиме малого газа до полного останова двигателя (время «выбега» должно быть не менее 35 с). В процессе останова двигателя проверить на слух, нет ли не свойственных нормальной работе двигателя шумов и стуков.

Примечание. Если было догорание топлива в камере сгорания в период останова двигателя, произвести прокрутку двигателя.

После останова двигателя (частота вращения ротора двигателя 7-10 %) закрыть пожарный кран и створку воздухозаборника (светосигнализатор «Створка открыта» погаснет).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРЕЖДЕВРЕМЕННОЕ ЗАКРЫТИЕ СТВОРКИ ВОЗДУХОЗАБОРНИКА РУ19А-300 ПРИВОДИТ К СРАБАТЫВАНИЮ СИСТЕМЫ ПОЖАРОТУШЕНИЯ В ЕГО ОТСЕК.

Немедленно остановить двигатель в случаях:

- резкого падения давления масла на входе в двигатель;
- течи топлива или масла, опасной в пожарном отношении;
- резкого падения частоты вращения ротора;
- искрения из реактивного сопла;
- роста температуры газа за турбиной выше допустимой;
- отказа системы ОМТ-29;
- ненормального звука при работе двигателя;
- появления тряски двигателя;
- пожара в отсеке двигателя.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ. 1. В АВАРИЙНЫХ СЛУЧАЯХ ОСТАНАВЛИВАТЬ ДВИГАТЕЛЬ РАЗРЕШАЕТСЯ ПРИ РАБОТЕ ЕГО НА ЛЮБОМ РЕЖИМЕ.

2 ЕСЛИ ПЕРЕВОДОМ РЫЧАГА УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ В ПОЛОЖЕНИЕ «СТОП» ДВИГАТЕЛЬ ОСТАНОВИТЬ НЕ УДАЕТСЯ, ОСТАНОВ ЕГО ПРОИЗВЕСТИ, ЗАКРЫВ ПОЖАРНЫЙ КРАН. В ЭТОМ СЛУЧАЕ ЭКСПЛУАТИРОВАТЬ ДВИГАТЕЛЬ РАЗРЕШАЕТСЯ ПОСЛЕ ПРОВЕДЕНИЯ МЕРОПРИЯТИЙ, ОГОВОРЕННЫХ В ИНСТРУКЦИИ ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ И ТЕХНИЧЕСКОМУ ОБСЛУЖИВАНИЮ ДВИГАТЕЛЯ РУ19А-300.

7.1.9. ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ РУ19А-300 В ПОЛЕТЕ

Запуск возможен до высоты 5000 м на скорости полета не более 300 км/ч. На самолетах с воздухозаборником, расположенным в верхней части мотогондолы, запуск двигателя возможен до высоты 6500 м и на скорости не более 350 км/ч.

В полете при неработающем двигателе РУ19А-300 возможна авторотация двигателя.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ РУ19А-300 В ПОЛЕТЕ ПРИ АВТОРОТАЦИИ С ОБРАТНЫМ ВРАЩЕНИЕМ РОТОРА НЕ ДОПУСКАЕТСЯ.

**Обязанности членов экипажа при запуске двигателя РУ19А-300 от
стартер-генераторов СТГ-18ТМ работающих двигателями АИ-24ВТ**

Бортрадисту:

Убедиться, что:

- на щитке АЗС включены необходимые для запуска АЗС и АЗР;
- переключатель «Запуск от аэродрома - Запуск от ГС-24» установлен в положение «Нейтрально»;
- выключатель генератора ГС-24Б установлен в положение «Выключено».

Командиру воздушного судна:

1. Убедиться, что:

- главный переключатель системы пожаротушения установлен в положение «Пожаротушение»;
- включен выключатель подкачивающих насосов расходных групп баков правого полукрыла;
- есть питание основной бортовой сети самолета переменным током 115 В; если питания нет, включать преобразователь ПО-750А.
- рычаг управления двигателем установлен на упор «Малый газ»;
- переключатель управления лентой перепуска воздуха установлен в положение «Упр. Лентой от ТСА»;
- переключатель «Запуск - Холодная прокрутка» установлен в положение «Запуск»;
- главный выключатель запуска установлен в положение «Включено».

2. Открыть пожарный кран и створку воздухозаборника.

3. Нажать кнопку «Запуск в воздухе» и через 1-2 с отпустить ее, при этом должен гореть светосигнализатор «Работа ПТ-29». Убедиться по загоранию светосигнализатора в том, что лента перепуска воздуха открыта. Двигатель автоматически должен выйти на частоту вращения в режиме малого газа, соответствующую данной высоте полета (рис. 7.1-7). Время запуска не более 90 с.

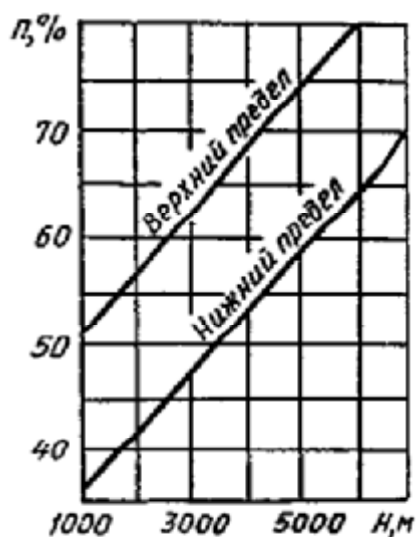


Рис. 7.1-7. График для определения частоты вращения ротора двигателя РУ19А-300 в зависимости от высоты полета при работе на режиме «Малый газ»

4. В процессе запуска контролировать:

- температуру газа за турбиной, которая не должна превышать 850°C на время не более 5с;
- давление масла;
- частоту вращения ротора двигателя.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЕСЛИ В ПРОЦЕССЕ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ РУ19А-300 СИСТЕМА ОМТ-29 СРАБАТЫВАЕТ БОЛЬШЕ ТРЕХ РАЗ, ОСТАНОВИТЬ ДВИГАТЕЛЬ, УСТАНОВИВ РУД В ПОЛОЖЕНИЕ «СТОП» И НАЖАВ КНОПКУ «ПРЕКРАЩЕНИЕ ЗАПУСКА».

5. При загорании светосигнализатора «Отказ ТСА» во время запуска установить переключатель ручного управления лентой перепуска воздуха в положение «Открыто» (лента перепуска воздуха будет открыта). При выходе двигателя на частоту вращения 63% установить переключатель ленты перепуска воздуха в положение «Закрыто» (лента перепуска закроется). При работе двигателя РУ19А-300 на режимах от 63% и выше лента перепуска воздуха должна быть закрыта, на частоте вращения 63% и ниже - открыта.

Примечания: 1. При запуске двигателя РУ19А-300 на высотах от 1000 м и ниже возможно «зависание» частоты вращения в диапазоне 26-30% (на время не более 15 с) с последующим выходом на частоту вращения в режиме малого газа.

2. С увеличением высоты полета частота вращения на режиме малого газа возрастает (см. рис. 7.1-7). В зависимости от скорости полета эта частота вращения отличается от указанных в табл. 7.1-2 на $\pm 3\%$.

При перемещении РУД с проходного фиксатора малого газа, соответствующего частоте вращения в режиме малого газа на высоте, имеет место холостой ход. В полете перед запуском после открытия створки воздухозаборника возможно появление незначительной тряски. После запуска двигателя и выхода его на режим выше малого газа тряска исчезает.

6. После запуска двигателя РУ19А-300 главный выключатель запуска установить в положение «Выключено».

Обязанности командира воздушного судна при запуске двигателя РУ19А-300 в полете (при выходе из строя обоих генераторов СТГ-18ТМ) от аккумуляторных батарей

Перед запуском двигателя от бортовых аккумуляторных батарей убедиться, что переключатель «Аварийн. питан» установлен в положение «Автоном» или «Ручное» и горит светосигнальное табло «Авар. пит. 27 В». После запуска двигателя включить выключатель генератора ГС-24Б. При использовании двигателя РУ19А-300 в качестве источника постоянного тока он должен работать на $n \geq 70\%$. Генератор ГС-24Б может быть подключен к основной сети и обеспечивать питание всех потребителей электроэнергии, а также к аварийной сети (при неисправности основной сети).

Для подключения генератора на основную сеть выключатель «Аварийн. питан» установить в положение «Автом» и проверить напряжение на шинах левого (правого) ЦРУ (должно быть 28-29 В и ток не более 300 А).

Для подключения ГС-24Б на аварийную сеть переключатель «Аварийн. питан» установить в положение «Ручное» и убедиться по вольтметру, что напряжение соответствует 27-29 В (переключатель вольтметра при этом установлен в положение «Авар. шина 27 В»).

Потребляемый ток по амперметру «Аккумулятор. ГС-24. Авар. шина» и амперметру «ГС-24Б», «Сеть и Запуск РУ» в этом случае не должен быть более 120 А.

- Примечания:**
1. После запуска двигателя главный выключатель запуска установить в выключенное положение и закрыть предохранительным колпачком.
 2. При подключенном генераторе ГС-24Б на аварийную шину и при обесточенной основной сети выключатель расходных топливных насосов правой группы отключить.
 3. Контроль подключения аккумуляторных батарей на подзаряд осуществлять по вольтметру постоянного тока при установке переключателя в положение «АКК-1», «АКК-2» и «АКК-3».
 4. Амперметр «Аккумулятор. ГС-24. Авар. шина» при подключении генератора ГС-24 на аварийную шину показывает ток нагрузки аварийной шины, а амперметр «ГС-24Б. Сеть и Запуск РУ» - ток нагрузки аварийной шины и заряда аккумуляторов.

7.1.10. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ДВИГАТЕЛЕЙ В РАЗЛИЧНЫХ КЛИМАТИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ

Двигатель АИ-24ВТ

Эксплуатация двигателей при отсутствии условий обледенения и при температуре наружного воздуха не ниже минус 15°С ничем не отличается от эксплуатации их при положительной температуре.

Чтобы обеспечить запуск двигателя и нормальную его работу, необходимо при температуре наружного воздуха от минус 15°С и ниже непосредственно перед запуском подогреть двигатель и его маслосистему от аэродромных средств подогрева до температуры масла на входе 30 °С.

Во всех случаях, если температура масла на входе в двигатель (по самолетному прибору) не понизилась до минус 15 °С и воздушный винт свободно проворачивается от руки, разрешается запускать двигатель без подогрева.

В целях поддержания самолета в готовности к полету при длительной стоянке и отсутствии необходимых аэродромных средств подогрева разрешается после охлаждения двигателя до температуры масла на входе минус 5°С произвести запуск двигателя и прогреть его на режиме малого газа до температуры масла на входе 65-80°С.

При эксплуатации двигателя в тропических условиях и в условиях высокогорных аэродромов руководствоваться всеми положениями по эксплуатации двигателя в нормальных условиях с учетом следующих особенностей:

- при замедленном выходе двигателя на частоту вращения в режиме малого газа (из-за раннего отключения стартер-генератора) увеличить обороты отключения стартер-генератора ближе к верхнему пределу;
- для более интенсивного охлаждения масла, подводимого к маслорадиатору от двигателя, запуск и опробование двигателя на земле производить с полностью открытыми створками маслорадиатора;
- при рулении на режиме «Малый газ» для уменьшения температуры масла в случае ее роста выше 100°С увеличить режим работы двигателя до равновесной частоты вращения.

Двигатель РУ19А-300

Эксплуатацию двигателя на земле при низких температурах наружного воздуха производить в обычном порядке с учетом следующих особенностей:

- при температуре наружного воздуха ниже минус 30°С и если температура масла на входе ниже минус 30°С перед запуском от аэродромного источника электроэнергии или от стартер-генераторов двигателей АИ-24ВТ подогреть двигатель до температуры масла на входе 10 °С от аэродромных средств подогрева горячим воздухом (80-90 °С); двигатель можно не подогревать, если время с момента его останова после работы на частоте вращения (90±0,5) % в течение 4-5 мин не превысило 2ч.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЕСЛИ ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ РУ19А-300 БУДЕТ ПРОИЗВОДИТЬСЯ ОТ БОРТОВЫХ АККУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЙ, ТО ПОДОГРЕВ ОСУЩЕСТВЛЯТЬ ПРИ ТЕМПЕРАТУРЕ ВОЗДУХА МИНУС 25°С И НИЖЕ, ЕСЛИ ТЕМПЕРАТУРА МАСЛА НА ВХОДЕ В ДВИГАТЕЛЬ НИЖЕ МИНУС 25°С;

- в условиях возможного обледенения при проверке работы двигателя непрерывно наблюдать за входным устройством: при появлении льда на поверхности входного устройства немедленно остановить двигатель и удалить лед.

В полете при температуре воздуха минус 20°С и ниже должна быть включена система обогрева двигателя РУ19А-300 (при неработающем двигателе).

7.1.11. ВОЗМОЖНЫЕ НЕИСПРАВНОСТИ И ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА

Признак отказа	Действия экипажа
1. Загорелся светосигнализатор кнопки КФЛ-37. Это может произойти при полном отказе двигателя или из-за занижения часового расхода топлива, а также при неисправности в системе сигнализации.	Если автоматического флюгирования не произошло: а) при наличии основного признака отказа двигателя - крена и разворота в сторону отказавшего двигателя - принудительно зафлюгировать воздушный винт кнопкой КФЛ-37, а при ее отказе - аварийной системой и выполнить операции, указанные в п. 5.1.1; б) при отсутствии признаков отказа двигателя (двигателей) необходимо энергично за 1,5 - 2,0 с переместить РУД двигателя (двигателей) в положение не менее 50° по УПРТ или включительно до взлетного режима. Если рикм возрастает и двигатель работает нормально, то полет производить без флюгирования воздушного винта, устанавливая необходимый режим работы двигателя по рикм без снижения его ниже 10 кгс/см ² при заходе на посадку.
2. Загорелся светосигнализатор «Вибрация лев. (прав.) двиг» с одновременным отклонением стрелки прибора ИВ-41БМ до величины 6 ед. и более.	Двигатель остановить с флюгированием воздушного винта и выполнить операции, указанные в п. 5.1.1.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Признак отказа	Действия экипажа
2.1. Загорелся, светосигнализатор «Вибрация лев. (прав.) двиг», а стрелка находится в допустимом пределе (меньше 6 ед.).	Убедиться в исправности аппаратуры ИВ-41БМ, нажав кнопку встроенного контроля. При отклонении стрелки прибора в зону 6-7,5 ед. полет продолжать, обращая особое внимание на остальные приборы контроля работы данного двигателя. При неотклонении стрелки прибора в зону 6 – 7,5 ед. двигатель остановить с флюгированием воздушного винта и действовать в соответствии с п. 5.1.1.
2.2. Стрелка прибора аппаратуры ИВ-41БМ достигает 6 ед. и более, а светосигнализатор «Вибрация лев. (прав.) двиг» не загорается.	Убедиться в исправности аппаратуры ИВ-41БМ, нажав кнопку встроенного контроля. При загорании светосигнализатор «Вибрация лев. (прав.) двиг» полет продолжать, обращая внимание на остальные приборы контроля работы двигателя. При незагорании светосигнализатора «Вибрация лев. (прав.) двиг» двигатель остановить с флюгированием воздушного винта и действуйте в соответствии с п. 5.1.1.
2.3. Величина виброперегрузки двигателя в полете на эшелоне изменилась: на 1 ед. в течение одного полета; на 2 ед. на протяжении трех последних полетов.	Убедиться в исправности аппаратуры ИВ-41БМ, нажав кнопку встроенного контроля и проконтролировать параметры двигателя. При исправной аппаратуре: а) если показания приборов контроля двигателя свидетельствуют о нормальной его работе и изменение устойчивых односторонних величин виброперегрузок двигателя не превышает 1,5 ед. в течение одного полета или 2,5 ед. в течение трех последних полетов, продолжайте полет без выключения двигателя и усильте контроль за параметрами работы двигателя; б) если показания приборов контроля двигателя свидетельствуют о ненормальной его работе или изменение устойчивых односторонних величин виброперегрузок двигателя превысит 1,5 ед. в течение одного полета или 2,5 ед. в течение трех, последних полетов, остановите двигатель с флюгированием воздушного винта и действуйте в соответствии с п. 5. 1.1. При неисправной аппаратуре ИВ-41БМ усильте контроль за параметрами работы двигателя.
2.4. На земле стрелка прибора аппаратуры ИВ-41БМ достигает значений 4,5 ед. и более, загорается светосигнализатор «Вибрация лев. (прав.) двиг». изменяется одностороннее устойчивое значение виброперегрузки при работе двигателя на равновесной частоте вращения перед вылетом самолета или при техническом обслуживании превышает 1 ед. в течение трех последних полетов - 2 ед.	Немедленно остановить двигатель.
3. Загорелся в полете светосигнализатор «Винт снят с упора» или «Вывод из флюгера лев. (прав.) дв».	Произвести флюгирование воздушного винта аварийной системой флюгирования. Продублировать флюгирование кнопкой КФЛ-37, обращая особое внимание на соответствие кнопки остановленному двигателю.

Признак отказа	Действия экипажа
4. Погас в полете светосигнализатор готовности автофлюгера по ИКМ при положении РУД от $(35+2)^\circ$ по УПРТ и более $r_{икм} \geq 25 \pm 1$ кгс/см ² (неисправность сигнализации или системы автоматического флюгирования по ИКМ).	Полет до посадки, продолжать при усиленном контроле за приборами и светосигнализаторами работы силовой установки. При обнаружении неисправности зафлюгировать воздушный винт.
5. Загорелось на работающем двигателе светосигнальное табло «Стружка в масле лев. (прав.) дв», информирующее о наличии в двигателе стружки или о неисправности сигнализации.	1. При загорании светосигнального табло на земле двигатель остановить. 2. При загорании светосигнального табло в полете - контролировать параметры работы двигателя, обращая особое внимание на величину виброперегрузки, давление масла, температуру масла и количество масла в баке. Если параметры двигателя в норме, продолжить полет по маршруту до посадки без выключения двигателя. При отклонении параметров от нормы двигатель остановить с флюгированием воздушного винта, выполнив операции, указанные в п. 5.1.1.
6. На пробеге воздушный винт одного из двигателей не снялся с промежуточного упора и частота вращения падает ниже 90 %. возможен помпаж двигателя и потеря направления на пробеге.	1. Выдержать направление на пробеге управлением передней стойкой шасси, тормозами и рулем направления. 2. Дать команду бортмеханику выключить стоп-краном двигатель, винт которого не снялся с упора. 3. Заруливать на стоянку на одном работающем двигателе.
7. После отпускания выключателя проверки автофлюгера по ИКМ началось фиксирование лопастей винта без выключения подачи топлива (падение частоты вращения, рост температуры газа).	Немедленно выключить двигатель стоп-краном. Выяснить причину дефекта.
8. После установки выключателя, стоп-крана в положение «Закрыто» подача, топлива не прекращается, что определяется по наличию давления топлива перед форсунками и по температуре газа.	Немедленно продублировать выключение двигателя системой флюгирования (краном гидроостанова) и закрыть перекрывной (пожарный) кран топлива. До устранения неисправностей запуск двигателя не производить.
9. Стартер-генератор двигателя не отключается (что контролируется по току на шине запуска) на частоте вращения ротора. 48%.	Во избежание поломки отключить стартер-генератор кнопкой «Прекращение запуска двигателей». Особое внимание обращать при запусках на высокогорных аэродромах на частоту вращения ротора, при которой отключается стартер-генератор.
10. Появились колебания параметров работы двигателя, сопровождаемые хаотическими изменениями напряжения по вольтметру «Положение вала ИМ-24» системы ПРТ. Мигает или горит светосигнализатор системы ПРТ («ИМ-24 заторможен-»).	1. Плавно убрать РУД до падения напряжения по вольтметру «Положение вала ИМ-24» до 0 – 0,2 В и погасания светосигнализатора «ИМ-24 заторможен», что будет свидетельствовать о прекращении слива топлива системой ПРТ. Убрать РУД до режима не ниже 23° по УПРТ, не допуская снижения $r_{икм}$ ниже 15кгс/см ² .

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Признак отказа	Действия экипажа
<p>11. Колебание или понижение параметров работы двигателя происходят при отсутствии напряжения по вольтметру «Положение вала ИМ-24» (0-0,2 В).</p> <p>12. Срабатывает в полете система ОМТ-29.</p> <p>13. На пробеге не снялись с промежуточного упора воздушные винты двух двигателей и частота вращения \ двигателей (двигателя) ниже 90%.</p> <p>14. Невозможно изменить режим работы двигателя. РУД не перемещается или его перемещение не влияет на изменение режима.</p> <p>15. Самопроизвольно уменьшился режим работы двигателя до ЗМГ. При перемещении РУД режим не увеличивается.</p> <p>16. Самопроизвольно увеличился режим работы двигателя до взлетного. При перемещении РУД режим не уменьшается.</p>	<p>2. Выключить неисправную систему ПРТ двигателя.</p> <p>3. Если после уборки РУД колебания параметров прекратились, а светосигнализатор «ИМ-24 заторможен» будет гореть и вольт-метр «Положение вала ИМ-24» показывает напряжение более 0,2 В, что свидетельствует о зафиксированном сливе топлива агрегатом АДТ, несколькими (3 - 4 раза) выключениями системы ПРТ прекратить слив топлива.</p> <p>4. Если устранить слив топлива не удалось, выключить систему ПРТ.</p> <p>5. Если колебания параметров работы двигателя прекратились, в полете и при заходе на посадку выдерживать режим двигателя с выключенной системой ПРТ равным режим нормально работающего двигателя и контролировать температуру газа, не допуская превышение допустимых значений.</p> <p>6. Если выключение системы ПРТ не прекращает колебаний параметров, двигатель остановить с флюгированием воздушного винта.</p> <p>Выключить систему ПРТ и руководствоваться рекомендациями п.10, подп. 5 и 6.</p> <p>В случае срабатывания системы ОМТ-29 при даче газа на частоте вращения ротора (63±2) % убрать РУД на упор малого газа последующим плавным выходом на требуемый режим. Допускается трехкратное срабатывание системы ОМТ-29 на частоте вращения ротора (63±2) %. При большем числе срабатываний двигатель остановить.</p> <p>Дать команду бортмеханику выключить стоп-кранами оба двигателя. Установить переключатель аккумуляторных батарей «Осн. шина» в положение «Ручное». Применить энергичное торможение колес самолета от основной или при необходимости от аварийной гидросистем, остановить самолет. Доложить диспетчеру УВД о выключении двигателей.</p> <p>Удерживать самолет от крена, разворота и кабрирования. Контролировать параметры работы двигателя. Продолжать полет. При необходимости остановить двигатель. Заход на посадку и посадку выполнять с одним работающим двигателем (см. подразд. 5.1).</p> <p>Остановить двигатель. Выполнить полет с одним работающим двигателем (см. подразд.5.1).</p> <p>Удерживать самолет от крена, разворота и кабрирования. Продолжать полет. Остановить двигатель при необходимости. Выполнить полет с одним работающим двигателем (см. подразд. 5.1).</p>

7.2. ТОПЛИВНАЯ И МАСЛЯНАЯ СИСТЕМЫ

7.2.1. ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

Краткие сведения

Топливная система самолета включает две автономные, аналогичные по конструкции топливные системы левой и правой половины крыла.

В топливную систему входят:

- топливные баки (десять мягких баков и четыре бака-отсека);
- система подачи топлива к двигателям;
- система автоматического обеспечения выработки топлива, сигнализации, контроля и управления;
- система дренажа топливных баков;
- система централизованной заправки.

Топливные баки размещены симметрично в каждой половине крыла и объединены с каждой стороны в три группы:

- I группа - пять мягких топливных баков;
- II группа - бак-отсек № 3;
- III группа - расходная (бак-отсек № 3а).

Группы баков левой и правой половины крыла обеспечивают питание топливом соответственно левый и правый двигатели АИ-24ВТ, двигатель РУ19А-300 снабжается топливом из расходного бака правой половины крыла. Кроме того, они соединены трубопроводами с краном кольцевания, позволяющим обеспечить питание любого двигателя из любой группы баков.

На рис. 7.2-1 представлена принципиальная схема топливной системы.

Основные данные топливной системы

Для двигателей самолета применяются топлива марок ТС-1, Т-2, РТ и их смеси.

В условиях низких температур для предотвращения образования кристаллов льда в топливо разрешается добавлять жидкость «И» или ее заменители в соответствии с действующей на самолет нормой. Указания по применению импортного топлива даны в приложении 4.

Вместимость групп баков приведена в табл. 7.2-1.

Невырабатываемый остаток топлива при работающих подкачивающих топливных насосах равен:

- 70 л - при автоматическом управлении;
- 90 л - при ручном управлении.

Невырабатываемый остаток топлива при выключенных подкачивающих топливных насосах равен 260 л (по 130 л в каждой расходной III группе баков, из II групп баков топливо

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Т а б л и ц а 7.2-1

Вариант заправки	Левая группа баков, л		Правая группа баков, л		Общая вместимость, л
	I	II и III	I	II и III	
Полная	1650	1890	1650	1890	7080
Эксплуатационная	1600	1840	1600	1840	6880
Централизованная	1420	1720	1420	1720	6280

практически вырабатывается полностью). Топливо из I групп баков после выключения перекачивающих насосов самотеком практически не вырабатывается.

Если при одновременной работе двигателей РУ19А-300 и АИ-24ВТ и отключенных насосов остаток топлива в расходной группе правой половины крыла становится равным 185 л, то в первую очередь нарушается питание топливом двигателя РУ19А-300.

Примечание. Вместимость III групп баков до уровня отверстия перелива в нервюре № 8 - по 570 л.

Подготовка к заправке топливом

1. Перед заправкой топливом:

- проверить паспорт на топливо и разрешение на заправку самолета данным топливом;
- убедиться в наличии средств пожаротушения на стоянке самолета;
- заземлить самолет;
- снять заглушки с заборников дренажа баков;
- открыть створку шасси гондолы левого двигателя.

2. При заправке от топливозаправщика дополнительно:

- проверить отстой топлива в топливозаправщике убедиться в отсутствии механических примесей, воды, а при отрицательных температурах - кристаллов льда;
- проверить целостность пломб на емкости топливозаправщика;
- проверить чистоту сетки в раздаточном пистолете (при заправке топливных баков сверху через заливные горловины).
- заземлить топливозаправщик.

Во время заправки стояночный тормоз самолета должен быть включен, а под колеса установлены колодки. Под колеса заправщика установить колодки со стороны самолета.

Централизованная заправка

При неполной заправке топливной системы самолета топливом группы баков заправлять в следующем порядке: полностью III группы, затем II группы левой и правой половины крыла и последними поровну I группы левой и правой половины крыла.

При полной заправке все группы баков можно заправлять одновременно или в любой последовательности. В первом случае открываются все краны заправки, во втором - только краны заправляемой группы.

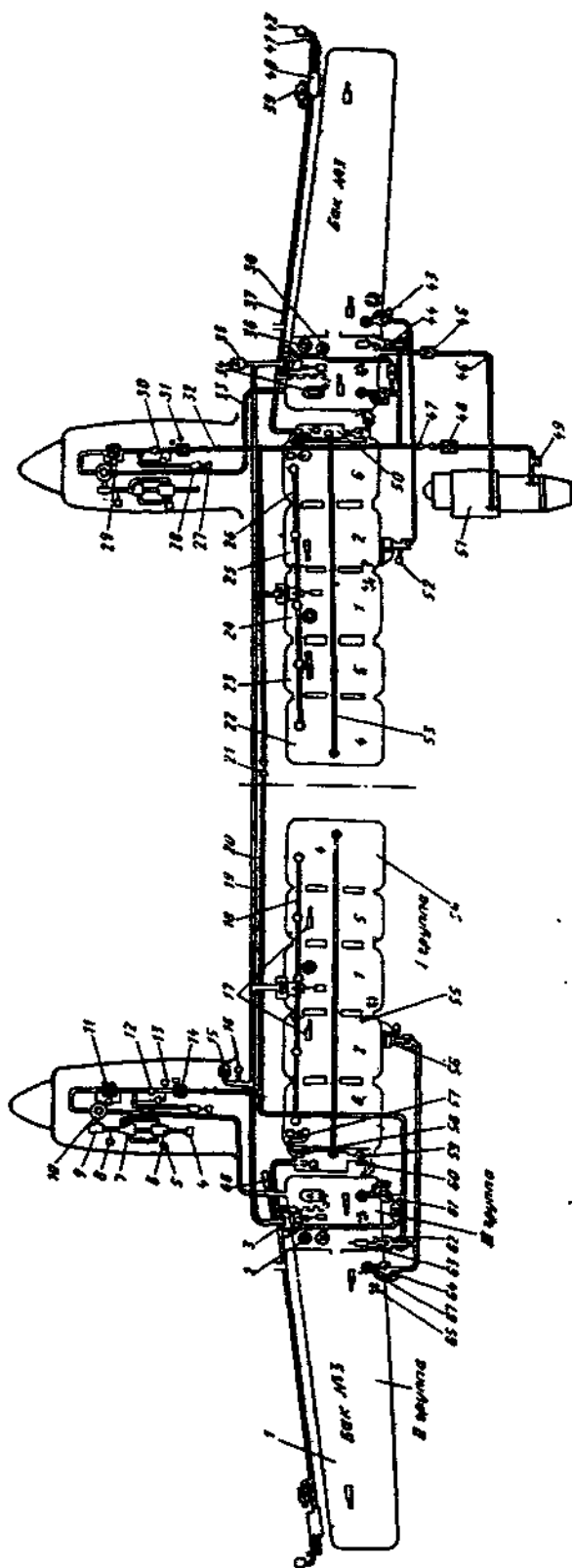


Рис. 7.2-1. Принципиальная схема топливной системы:

1 – бак-отсек (бак №3); 2 – топливная заливная горловина; 3 – кран заправки; 4 – рабочая форсунка; 5 – датчик давления топлива ИДТ-100; 6 – автомат дозировки топлива (АДТ); 7 – насос-датчик ИД-24М; 8 – сигнализатор давления СДУБ5-1,8; 9 – датчик расходомера топлива; 10 – воздухоотделитель; 11 – фильтр 12ТФ15СН; 12 – насос БНК-10И; 13, 49 – штуцера консервации 1703А; 14 – фильтр 8Д2966005; 15 – штуцер централизованной заправки топливом 2334А; 16 – сигнализатор давления топлива в трубопроводах системы централизованной заправки МСТ-3,5; 17 – датчики топливомера; 18, 37, 53 и 58 – трубопроводы дренажа; 19 – трубопровод кольцевания; 20 – трубопровод централизованной заправки; 21 – кран кольцевания; 22 – бак № 4; 23 – бак № 5; 24 – бак № 1; 25 – бак № 2; 26 – бак № 6; 27 – пусковая форсунка; 28 – электромагнитный клапан пускового топлива; 29 – дифференциальный сигнализатор давления СгДФР-1Г; 30 – редукционный клапан БНК-10И; 31 – сливной кран фильтра;

32, 47 – перекрывной (пожарный) кран; 33 – трубопровод отвода воздуха в бак № 3а; 34 – дренажная магча; 35 – обратный клапан; 36 – бак-отсек (бак № 3а); 38 – насос ЭЦН-14А; 39,64 – обратные клапаны централизованной заправки; 40, 50 – дренажные бачки; 41 – воздухозаборник дренажа; 42, 65 – сливные краны; 43, 52 – сигнализаторы давления СДУ3А-0,35; 44 – обратный клапан системы перекачки топлива; 45 – обратный клапан питания топливом двигателя РУ19А-300; 46 – трубопровод перепуска топлива из топливрегулирующей аппаратуры двигателя РУ19А-300; 48 – фильтр 12ТФ29СН; 51 – двигатель РУ19А-300; 54 – межбакоевое соединение; 55 – обратный клапан; 56 – насос 463Б; 57 – поплавковый клапан системы дренажа; 59 – обратный клапан системы дренажа; 60 – трубопровод системы подвода нейтрального газа, (НГ); 61 – обратный клапан системы перекачки; 62 – кран перекачки; 63 – поплавковый клапан перекачки; 66 – сигнализатор давления топлива в баках СДУ1А-0,1; 67 – насос перекачки ЭЦН-14А

Перед заправкой:

- подключить аэродромный источник электроэнергии постоянного тока 27 В и переменного тока 115 В, 400 Гц.

Примечание. При отсутствии аэродромного источника переменного тока включить преобразователь ПО-750А от аэродромного источника электроэнергии, а переключатель «Земля - Воздух» установить в положение «Земля»;

- в ночное время включить освещение в гондole левого двигателя;
- включить автоматы защиты сети на щитке заправки;
- включить автомат защиты сети «Питание системы заправки», при этом должен загореться желтый светосигнализатор «Включено 115 В»;
- проверить исправность кранов заправки, для чего, нажимая переключатели, установить их на 13-15 с в положение «Открыто» (краны откроются, синие светосигнализаторы погаснут), затем установить переключатели на 13-15 с в положение «Закрыто» (краны закроются, синие светосигнализаторы загорятся);
- вставить штырь заземления в гнездо на заливной горловине и соединить наконечник шланга топливозаправщика с бортовой заправочной горловиной.

Порядок заправки:

- открыть краны заправки необходимых групп баков, для чего, нажимая переключатели соответствующих кранов, установить их на 13-15 с в положение «Открыто»;
- по команде ответственного лица начать заправку. Давление топлива, нагнетаемого в топливные баки, не должно превышать 3,5 кгс/см². При повышении давления загорается красный светосигнализатор. При загорании красного светосигнализатора от датчика МСТ-3,5 снизить давление до погасания светосигнализатора.

При заполнении каждой группы баков топливом автоматически включается от сигнала топливомера соответствующий светосигнализатор «Лампа горит. Бак заполнен» и закрывается соответствующий кран заправки. После закрытия крана включается соответствующий светосигнализатор «Лампа горит - Кран закрыт».

Если баки I группы заправляются не полностью, то краны после заправки необходимого количества топлива закрывают вручную, нажимая соответствующий переключатель.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВО ВРЕМЯ ЗАПРАВКИ ОТВЕТСТВЕННЫЙ ИСПОЛНИТЕЛЬ ДОЛЖЕН НАХОДИТЬСЯ У ЩИТКА УПРАВЛЕНИЯ, СЛЕДИТЬ ЗА НАЛИЧИЕМ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ В СЕТИ САМОЛЕТА, ТАК КАК ПРИ ЕЕ ОТСУТСТВИИ КРАНЫ ЗАПРАВКИ НЕ ЗАКРОЮТСЯ И ПРИ СЛУЧАЙНОМ ЗАЕДАНИИ ПОПЛАВКОВОГО КЛАПАНА БАКИ И КОНСТРУКЦИЯ МОГУТ РАЗРУШИТЬСЯ.

По окончании заправки:

- выключить все переключатели и АЗР на щитке заправки;
- откачайте топливо из трубопровода заправки самолета в топливозаправщик, контролируя откачку по вращению стрелки расходомера топливозаправщика в обратную сторону до полной остановки;
- отсоединить наконечник шланга топливозаправщика от бортовой заправочной горловины;
- закрыть заглушкой, бортовую заправочную горловину;
- выключить свет в гондole двигателя и закрыть створку шасси;
- убедиться, что нет течи топлива из баков по нижней, поверхности крыла и фюзеляжа, из сливных кранов и из контрольных трубок перекачивающих и подкачивающих насосов, а также из заборных патрубков дренажа топливной системы;

- через 15 мин после заправки слить отстой топлива из баков и убедиться, что в топливе нет воды и механических примесей.

Если для полета необходимо иметь полностью заправленные баки, дозаправить их через верхние заправочные горловины, как указано ниже.

ВНИМАНИЕ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПРОИЗВОДИТЬ ДОЗАПРАВКУ ГРУПП БАКОВ ПОСЛЕ ПОЛНОЙ ЦЕНТРАЛИЗОВАННОЙ ЗАПРАВКИ ПРИНУДИТЕЛЬНЫМ ОТКРЫТИЕМ КРАНОВ ЗАПРАВКИ:

- проверить по топливомеру фактическое количество топлива во всех группах баков при необходимости количество заправляемого топлива проверить мерной линейкой.

Заправка через заливные горловины

Порядок заправки:

- открыть заливные горловины заправляемых баков, предварительно убедившись в чистоте горловины;
- заземлить пистолет топливозаправщика;
- вставить пистолет топливозаправщика в заливную горловину и произвести заправку топливом в необходимом количестве;
- заправку баков I группы производить после полной заправки III и II групп до уровня ниже нижнего обреза заливной горловины на 1-2 см. а при необходимости можно использовать заправочный поплавок;
- вынуть пистолет из бака и закрыть заливную горловину;
- после заправки проверить мерной линейкой фактическое количество топлива в I, II и III группах баков.

Через 15 мин после заправки слить отстой топлива из баков и убедиться, что в топливе нет воды и механических примесей.

При заправке ночью для освещения пользоваться взрывобезопасными переносными прожекторами и электрическими фонарями батарейного типа.

Проверка топливомера СПУТ

Порядок проверки:

- включить питание;
- установить выключатели «Топливомер» и «Автом: выrab. топлива» в верхнее положение;
- установить галетный переключатель в положение «Сумма», через 2-3 мин нажать кнопку на доказывающем приборе, при этом стрелки должны переместиться против часовой стрелки: отпустить кнопку и после прекращения колебаний- стрелок снять показания (они должны соответствовать количеству топлива, залитого во все группы баков соответствующей половины крыла).

Аналогично проверить правильность показаний по указателю топливомера по каждой группе баков, устанавливая поочередно галетный переключатель в положение «1» (I группа), «2» (II группа) и «3» (III группа).

Показание прибора должно соответствовать количеству топлива, залитого в проверяемую группу баков, погрешность измерения составляет $\pm 4\%$ от конечного значения на шкале указателя.

На рис. 7.2-2 представлен щиток топливной системы.

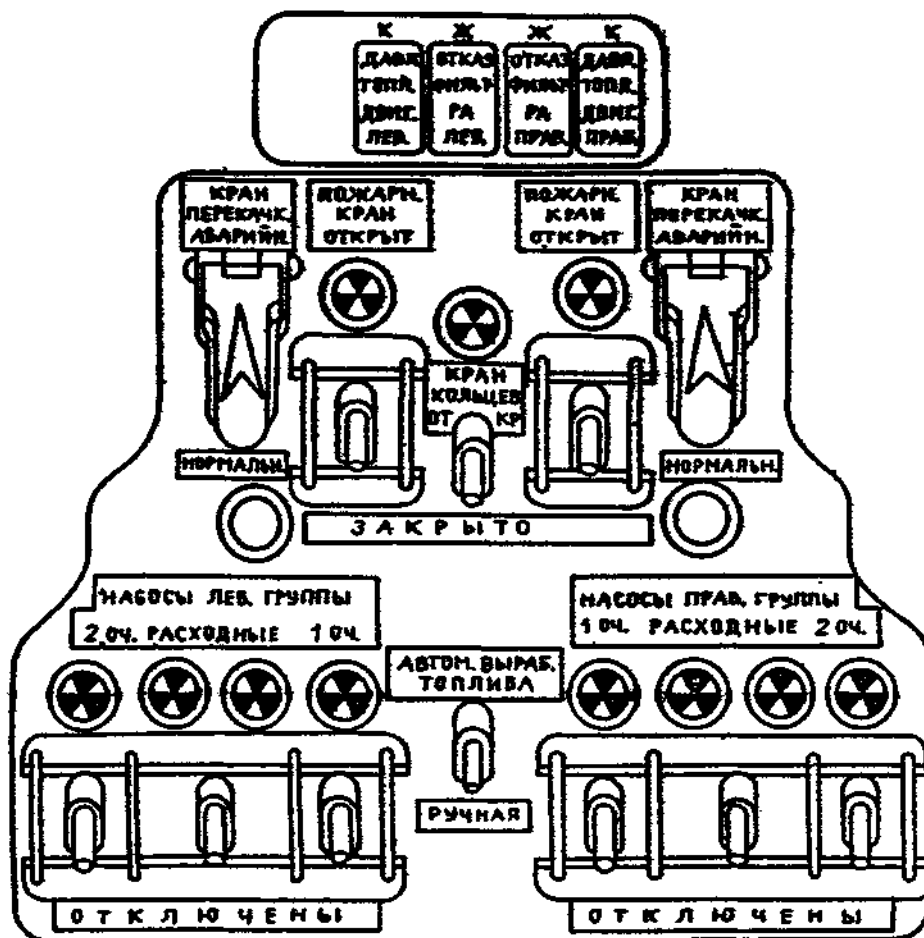


Рис. 7.2-2. Щиток топливной системы

Проверка системы управления расходом топлива перед полетом

Порядок проверки:

- установить выключатель выработки топлива в положение «Ручная»;
- включить выключатели насосов левой и правой групп (при работе насосов должны загореться соответствующие зеленые светосигнализаторы), выключить насосы;
- установить выключатель выработки топлива в положение «Автом. выработ. топлива», при этом должны загореться зеленые светосигнализаторы I или II групп баков (в зависимости от наличия топлива в группах);
- открыть и закрыть пожарные краны (при открытых кранах загораются зеленые светосигнализаторы);
- открыть и закрыть кран кольцевания (при открытом кране загорается желтый светосигнализатор);
- открыть колпачки кранов перекачки топлива, после чего поочередно для левых и правой половины крыла установить переключатели в положение «Кран перекачки аварийно», затем «Нормально» с закрытием предохранительных колпачков. При нахождении переключателя в положении «Нормально» нажать две зеленые лампы-кнопки, они должны загореться;

- нажав кнопку контроля, проверить на табло исправность светосигнализаторов «Отказ фильтра лев», «Отказ фильтра прав», «Давл. топл. двиг. лев». «Давл. топл. двиг. прав» и «Топливо 580 кг»;
- проверить работу пожарного крана двигателя РУ19А300.

Управление выработкой топлива в полете

Управление выработкой топлива в полете может быть автоматическим и ручным.

Для автоматического управления должны быть установлены:

- выключатели пожарных кранов - в положение «Открыт» (вверх), при этом должны загореться зеленые светосигнализаторы;
- выключатель выработки топлива в положение «Автом. выработ. топлива», при этом должны загореться зеленые светосигнализаторы работающих перекачивающих насосов;
- выключатели насосов расходных III групп баков - в положение «Расходные» (вверх), при этом должны загореться четыре зеленых светосигнализатора «Расходные». Через 20-30 мин полета контролировать выработку топлива по группам;
- выключатель «Расходомер» - вверх;
- выключатели «Топливомер» - вверх;
- кран кольцевания - в положение «Закрото» (вниз);
- краны перекачки - в положение «Нормально», их сигнальные лампы-кнопки -при нажатии должны гореть.

В этом случае выработка топлива из групп баков происходит автоматически в следующем порядке: вначале полностью вырабатывается топливо из I группы (первая очередь), а затем из II группы (вторая очередь).

Топливо из I и II групп баков перекачивается в III группу; из которой топливо вырабатывается в последнюю очередь.

При полной заправке III и II групп (через верхние заливные горловины) вначале вырабатывается топливо из III и II групп до открытия поплавкового клапана перекачки, после чего начинается выработка из I групп.

При наличии в I группах баков топлива более (350±50) л работают перекачивающие насосы этих групп и горят два зеленых светосигнализатора «I оч».

При остатке топлива (350±50) л в одной из I групп (левой или правой) автоматически включаются перекачивающие насосы II групп и загораются два зеленых светосигнализатора «2 оч».

После выработки топлива из I групп баков и при остатках топлива в обеих II группах не более чем по (950±30) л выключаются перекачивающие насосы I групп и гаснут два зеленых светосигнализатора «1 оч».

После выработки топлива из II групп баков и при остатках топлива в обеих III группах не более чем по (490⁺¹⁰₋₁₅) л выключаются перекачивающие насосы II групп и гаснут два зеленых светосигнализатора «2 оч». Светосигнализаторы могут гаснуть неодновременно и несколько раньше, чем отключаются сами насосы, так как при выработке остатков топлива давление в магистрали перекачки падает ниже 0,35 кгс/см².

При остатке в одной из III групп (375±14) л [на самолетах до № 0504-(440 ±14) л] загорается красное светосигнальное табло «Топливо 580 кг»;

- Примечания:** 1. При выходе из строя блока автоматики одной половины крыла выработкой топлива управляет блок автоматики другой половины крыла.
2. Нарушение последовательности подачи сигналов является признаком неисправности топливной автоматики.
3. При снижении, выпуске закрылков, эволюциях самолета в полете, а также при торможении после посадки и при наличии в I группах топлива менее 300 кг (II и III группы полные) возможно кратковременное (как одновременное, так и неодновременное) мигание светосигнализаторов, информирующих о наличии давления за подкачивающими насосами I и II групп топливных баков. Питание двигателей топливом при этом не нарушается.

При ненормальной работе системы автоматической выработки топлива перейти на ручную выработку топлива, для чего:

- установить переключатель «Автом. выrab. топлива. - Ручная» в положение «Ручная» (вниз);
- включить перекачивающие насосы I групп (или II групп при отсутствии топлива в I группах) в порядке выработки топлива: после полной выработки топлива из очередной группы включить насосы последующей группы и выключить насосы в предыдущей группе.

Примечание. Работа топливных насосов ЭЦН-14А и агр. 463 на холостом ходу без прокачки, но при наличии топлива в полости насоса разрешается не более 30 мин.

В случае набора высоты с работающим двигателем РУ19А-300 при одинаковой заправке баков левой и правой половин крыла или же при неравномерной выработке топлива из левых и правых групп баков (с разницей больше 100 кг) в горизонтальном полете (после выключения двигателя РУ19А-300) выравнять суммарные запасы топлива (определять выравнивание по суммарной шкале топливомера).

Для выравнивания суммарных запасов топлива:

- открыть кран кольцевания;
- выключить подкачивающие насосы расходной группы 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.

Примечания: 1. При полетах с использованием резервного запаса топлива 580 кг после загорания светосигнального табло «Топливо 580 кг»:

- проверить по топливомеру наличие топлива во II группах;
 - при наличии топлива включить насосы II групп;
 - установить переключатели «Автом. выrab. топлива - Ручная» в положение «Ручная»;
 - после погасания светосигнализаторов работы насосов II группы насосы выключить;
 - установить переключатель «Автом. выrab. топлива - Ручная» в положение «Автом. выrab. топлива».
2. При выполнении скольжений с креном 15-18° возможно кратковременное загорание сигнала резервного остатка топлива.

3. До окончания выработки топлива из I группы после выравнивания через кран кольцевания количества топлива в баках левой и правой половины крыла (по суммарной шкале топливомера) наблюдается разница в показаниях топливомера по симметричным группам (до 200-300 кг для II группы): в дальнейшем в полете количества топлива по группам автоматически выравниваются.

Сигнализация отказа топливных фильтров тонкой очистки срабатывает при достижении на фильтре перепада давления, равного $(0,4^{+0,075}_{-0,05})$ кгс/см². Дифференциальный сигнализатор выдает сигнал на светосигнальное табло, установленное на центральной приборной доске пилотов, загорается желтый светосигнализатор «Отказ фильтра лев» или «Отказ фильтра прав», сигнализирующий о засорении фильтра тонкой очистки. После посадки самолета загрязненный фильтр-пакет заменить или очистить на ультразвуковой установке.

Неисправности топливной системы в полете

При обнаружении неисправности топливной системы в полете убедиться в нормальном рабочем положении соответствующих переключателей на щитке управления топливной системой (на приборной доске пилотов) и АЗС на щитке радиста.

В случае отказа топливных насосов при автоматическом управлении выработкой топлива перейти на ручное управление. Если отказавшие насосы не заработают, поступать в соответствии с указаниями при отказе перекачивающего или подкачивающего насоса.

Обнаружив неисправность топливной системы, командир воздушного судна во всех случаях должен уточнить последовательность выработки топлива и произвести расчет продолжительности полета с учетом невырабатываемого остатка топлива из-за неисправности системы.

Если в полете произошел отказ перекачивающих и подкачивающих насосов, при заходе на посадку и на посадке выработку топлива производить из групп баков с работающими топливоподкачивающими насосами при открытом кране кольцевания. При этом полет необходимо производить, не допуская резкого изменения режима работы двигателей, с выполнением координированных разворотов без скольжения.

Отказ перекачивающего насоса в I группе баков

При отказе перекачивающего насоса 463Б в I группе одной половины крыла отключить его и перейти на ручное управление топливной системой, для чего:

- включить перекачивающий насос I группы второй половины крыла;
- открыть кран кольцевания;
- выключить подкачивающие насосы расходного бака в половине крыла с отказавшим перекачивающим насосом I группы и выработать все топливо из I группы работающим насосом на все двигатели.

После окончания выработки топлива из I группы второй половины крыла необходимо:

- включить перекачивающие насосы II группы баков и насосы расходной группы баков;
- закрыть кран кольцевания;
- выключить насос I группы второй половины крыла.

Рассчитать продолжительность полета с учетом невыработанного топлива в I группе полукрыла с отказавшим перекачивающим насосом.

Отказ перекачивающего насоса ЭЦН-14А во II группе баков

При отказе перекачивающего насоса ЭЦН-14А во II группе баков одной половины крыла (что можно определить по погасанию зеленого светосигнализатора отказавшего насоса) отключить его и выполнить следующее:

- открыть кран кольцевания;
- установить переключатель «Автом. выруб. топлива - Ручная» в положение «Ручная»;
- включить выключатель исправного перекачивающего насоса II группы (симметричной группе с отказавшим насосом);
- выключить подкачивающие насосы расходной группы (третья очередь) половины крыла с отказавшим перекачивающим насосом II группы, при этом будет производиться выработка топлива из группы, симметричной группе с отказавшим насосом.

После полной выработки топлива из II группы с работающим перекачивающим насосом выключить этот насос и включить ранее выключенные подкачивающие насосы расходной группы (третья очередь), закрыть кран кольцевания.

Продолжительность полета рассчитать с учетом невыработанного топлива во II группе с отказавшим перекачивающим насосом.

При недостаточном запасе топлива для производства полета с учетом невырабатываемого топлива из II группы с отказавшим насосом выполнить следующее:

- установить переключатель «Автом. выруб. топлива - Ручная» в положение «Ручная»;
- включить выключатель исправного перекачивающего насоса II группы;
- установить переключатель «Нормально - Аварийно» крана перекачки топлива половины крыла с отказавшим насосом II группы в положение «Аварийно»;
- выключить насосы расходной III группы половины крыла с отказавшим перекачивающим насосом II группы и произвести выработку топлива самотеком;
- при остатке топлива в расходной III группе 300 кг, из которой топливо вырабатывалось самотеком, кран перекачки топлива установить в положение «Нормально» (при нажатии лампа-кнопка горит);
- открыть кран кольцевания и выработать топливо из II группы половины крыла с работающим насосом (если оно не выработано);
- включить насосы расходной III группы, ранее выключенные.

Уточнить расчет продолжительности полета с учетом невыработанного топлива во II группе с отказавшим насосом.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ПРИ ВЫРАБОТКЕ ТОПЛИВА САМОТЕКОМ ПОЛЕТ ПРОИЗВОДИТЬ С МИНИМАЛЬНЫМИ ЭВОЛЮЦИЯМИ, НЕ ДОПУСКАЯ РЕЗКОГО ИЗМЕНЕНИЯ РЕЖИМА РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ, С ВЫПОЛНЕНИЕМ КООРДИНИРОВАННЫХ РАЗВОРОТОВ БЕЗ СКОЛЬЖЕНИЯ.

2. ЕСЛИ ПРИ ПЕРЕХОДЕ НА ПИТАНИЕ ТОПЛИВОМ, ПОСТУПАЮЩИМ САМОТЕКОМ, ПАРАМЕТРЫ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ (ДВИГАТЕЛЕЙ) НЕУСТОЙЧИВЫ, НЕМЕДЛЕННО ОТКРЫТЬ КРАН КОЛЬЦЕВАНИЯ, КРАН ПЕРЕКАЧКИ ТОПЛИВА УСТАНОВИТЬ В ПОЛОЖЕНИЕ «НОРМАЛЬНО» И ПИТАНИЕ ТОПЛИВОМ ПРОИЗВОДИТЬ ОТ РАБОТАЮЩЕГО ПЕРЕКАЧИВАЮЩЕГО НАСОСА II ГРУППЫ.

Отказ подкачивающего насоса в расходной группе

При отказе одного или обоих подкачивающих насосов ЭЦН-14А в расходной группе выключить выключатель этих насосов на щитке управления топливной системой и продолжать полет.

При отказе одного подкачивающего насоса ЭЦН-14А в расходной группе выключить соответствующий АЗС-2 «Насосы двигателей расходной группы передн., задн» на щитке АЗС. Нормальная работа системы обеспечивается вторым насосом.

При отказе обоих подкачивающих насосов ЭЦН-14А в расходной группе выключить эти насосы на щитке управления топливной системой и установить переключатель «Нормальн. - Аварийн» крана перекачки топлива на половине крыла с отказавшими насосами расходной группы в положение «Аварийн». При этом питание двигателей будет производиться под давлением топлива перекачивающими насосами из баков I и II групп.

После полной выработки топлива из I и II групп баков продолжать полет с минимальными эволюциями, не допуская резкого изменения режима работы двигателей, с выполнением координированных разворотов без скольжений.

Выработку топлива самотеком из расходной группы с отказавшими подкачивающими насосами разрешается производить до остатка не менее 150 кг в группе. При указанном остатке топлива открыть кран кольцевания.

Перед заходом на посадку открыть кран кольцевания (если не был открыт) и питать двигатели из расходной группы с работающими подкачивающими насосами.

Полет с обесточенными насосами

При обесточенной бортовой электросети самолета или при переходе от основного питания бортовой электросети на аварийное топливная система обеспечивает подачу топлива в двигатели АИ-24ВТ до высоты полета 7000 м. В этом случае, контролируя расход топлива с учетом невырабатываемого остатка топлива, выполнить следующее:

- перевести самолет в горизонтальный полет (если обесточивание произошло в другом режиме полета) и продолжать полет на заданной высоте до ближайшего аэродрома посадки;
- полет выполнять на режиме максимальной дальности с минимальными эволюциями и перегрузками;
- избегать резкого изменения-режима работы двигателей (темп перевода РУД по УПРТ-2 не более 10-12 град/с);
- при наличии топлива в баках второй очереди установить переключатели кранов перекачки в положение «Аварийн» (если полет выполняется при питании от аварийной шины, необходимо работающий подкачивающий насос правой расходной группы выключить).

Уход на второй круг допускается только в исключительных случаях.

При полете с обесточенными насосами работа двигателя РУ19А-300 допускается только при отказе одного из двигателей АИ-24ВТ или в других исключительных случаях.

При обесточивании подкачивающих насосов одной половины крыла:

- перейти на ручное управление подкачивающими насосами, для чего:
 - установить выключатель «Автом. выработ. топлива - Ручная» в положение «Ручная»;
 - включить выключатели насосов вырабатываемой группы;

- установить переключатель крана перекачки топлива половины крыла с обесточенными насосами в положение «Аварийн», а при наличии топлива только в расходных баках (III группа) в момент обесточивания бортовой электросети оставить в положение «Нормально»;
- в случае полной выработки топлива самотеком из групп баков половины крыла с выключенными насосами до невырабатываемого остатка, указанного выше, своевременно открыть кран кольцевания для питания топливом всех двигателей из групп баков с работающими подкачивающими насосами.

При заходе на посадку с обесточенными насосами уход на второй круг допускается только в исключительных случаях.

Загорание светосигнальных табло, информирующих о засоренности фильтра тонкой очистки

При загорании в полете желтого светосигнального табло «Отказ фильтра лев» или «Отказ фильтра прав»:

- усилить контроль за работой двигателя АИ-24ВТ с засоренным топливным фильтром тонкой очистки;
- после посадки установить причину засорения топливного фильтра и принять необходимые меры;
- заменить чистыми все фильтроэлементы фильтров тонкой очистки (даже, если в полете загорелось только одно светосигнальное табло «Отказ фильтра лев» или «Отказ фильтра прав» двигателей АИ-24ВТ и топливного фильтра 12ТФ-29СН двигателя РУ19А-300).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В СЛУЧАЕ ЗАГОРАНИЯ СВЕТОСИГНАЛЬНЫХ ТАБЛО «ОТКАЗ ТОПЛИВНОГО ФИЛЬТРА» ОБЕИХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК ПОСАДКУ ПРОИЗВОДИТЬ НА БЛИЖАЙШЕМ АЭРОДРОМЕ. ПОСЛЕ ПОСАДКИ ВЫЯСНИТЬ ПРИЧИНУ ДЕФЕКТА.

7.2.2. МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА

Краткие сведения

Каждый двигатель АИ-24ВТ имеет свою автономную маслосистему. Маслосистема выполнена по короткозамкнутой схеме, в которой нагнетаемое в двигатель и откачиваемое из него масло непрерывно циркулирует по замкнутому кольцу, минуя маслобак, а начальное заполнение масляных магистралей двигателя и их пополнение при расходе масла производится из маслобака насосом подпитки. Масло в системе используется для смазки и охлаждения трущихся деталей двигателя и как рабочая жидкость в системах управления винтом регулирования двигателя и измерителе крутящего момента. Масло из маслобака используется для возмещения расхода масла в системе, а также при флюгировании воздушного винта.

Дренаж маслосистемы выведен в атмосферу через дренажный бачок, расположенный с левой стороны двигателя.

На рис. 7.2-3 представлена принципиальная схема маслосистемы двигателя АИ-24ВТ.

Заправляемые масламасло МН-7,5У (ТУ 38101722 - 85); маслосмесь, составленная по объему: 75 % масла МК-8, МК-8П

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

(ГОСТ 6457-66); МС-8РК (ТУ 3801387-85). МС-8П (ОСТ 3801163-78) и 25 % масла МС-20 или МК-22 (ГОСТ 21743-76).

Примечание. Смешение маслосмеси с маслом МН-7,5У не допускается. При замене маслосмеси маслом МН-7,5У и наоборот промывка маслосистемы не требуется.

Общая вместимость маслосистемы	60-62 л
Максимальная заправка маслобака	35-37 л
Расход масла	Не более 0,7 л/ч

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ДОЗАПРАВКУ МАСЛОБАКА ПРОИЗВОДИТЬ ПОСЛЕ ОПРОБОВАНИЯ И ОСТАНОВА ДВИГАТЕЛЯ.

2. ПРИ ЗАПРАВКЕ В МАСЛОБАК 37 л МАСЛА ДЛЯ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ ПЕРЕД ПОЛЕТОМ ДОЛЖНО БЫТЬ ПО МАСЛОМЕРУ НЕ МЕНЕЕ 25 л. ДОПУСТИМЫЙ УХОД МАСЛА В РАБОТАЮЩИЙ ДВИГАТЕЛЬ НЕ БОЛЕЕ 12 л С ПОСЛЕДУЮЩИМ ВОЗВРАТОМ ЕГО В МАСЛОБАК ПРИ ОСТАНОВЕ ДВИГАТЕЛЯ.

Двигатель РУ19А-300 имеет свою автономную маслосистему с циркуляцией масла через маслобак.

Основные данные маслосистемы двигателя РУ19А-300

Заправляемые масла	МК-8, МК-8П (ГОСТ 6457-66) и их смеси в любых соотношениях
Максимальная заправка маслобака	(6 ^{-0,5}) л
Минимальная заправка маслобака	4,5 л
Расход масла	Не более 0,3 л/ч

Управление маслосистемой и контроль за ее работой

Управление маслосистемой двигателя АИ-24ВТ и контроль за ее работой осуществляются из кабины экипажа. Элементы управления и приборы контроля расположены на центральном и левом пультах и на приборной доске.

На центральном пульте установлен указатель положения заслонок туннелей маслорадиаторов, на пульте командира воздушного судна - указатель масломера МЭС-1857В.

На средней панели приборной доски находятся:

- два трехстрелочных индикатора УИЗ-4 (из комплекта ЭМИ-ЗРТИ), в которых имеется шкала измерения температуры и давления входящего в двигатель масла;
- два указателя манометра МИ-100 и два указателя измерителя крутящего момента;
- два красных светосигнальных табло «Аварийный остаток масла», сигнализирующие о минимальном остатке масла в каждом баке 20 л;
- два переключателя управления заслонками туннелей маслорадиаторов (автоматического и ручного управления).

Для контроля за работой маслосистемы двигателя РУ19А-300 используются датчики давления ИТД-8 и датчик температуры масла П-63, установленные на входе в двигатель, указатель температуры и давления масла из комплекта ЭМИ-ЗРТИ, расположенный на приборной доске пилотов.

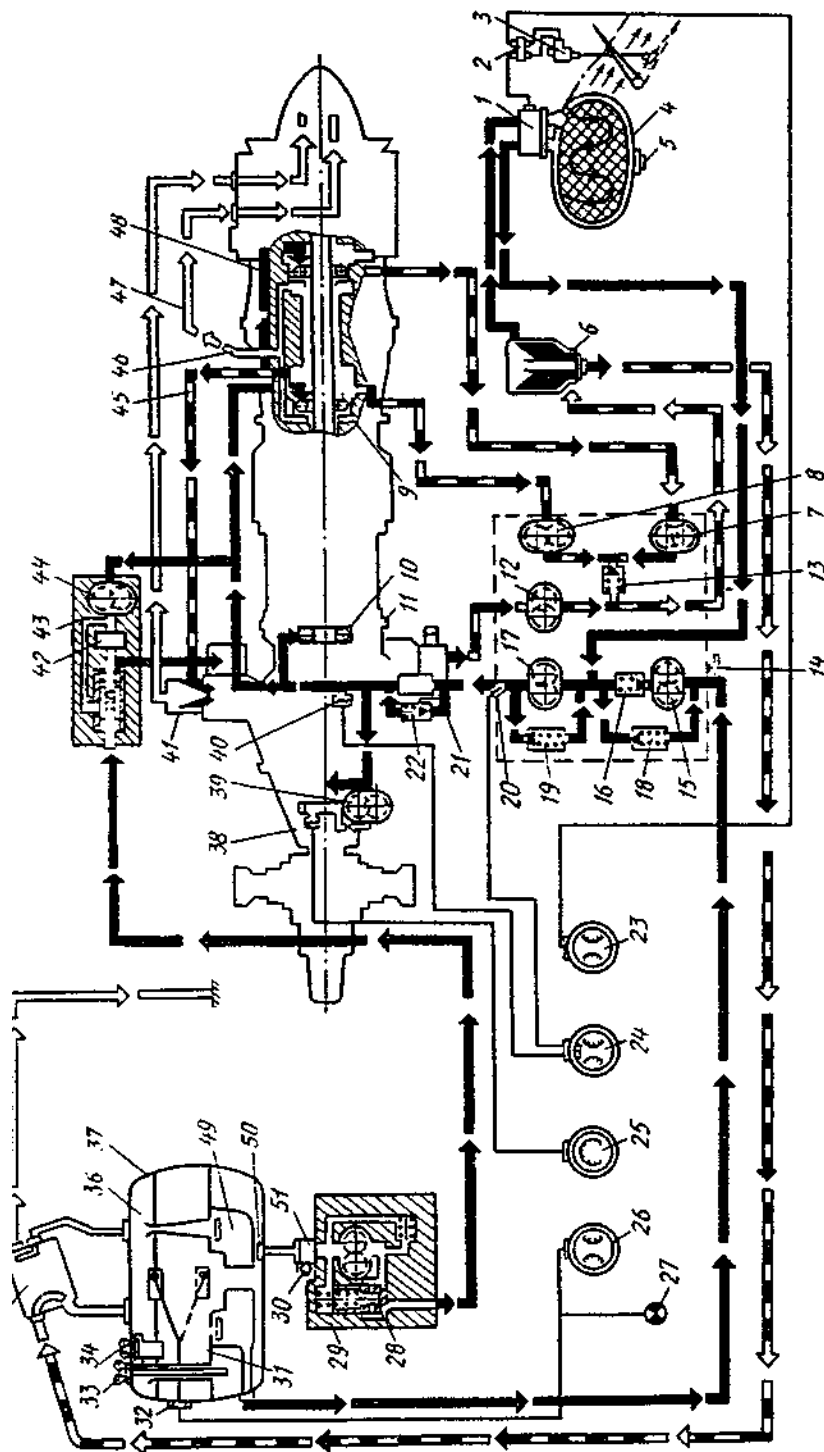


Рис. 7.2-3. Принципиальная схема маслосистемы двигателя АИ-24ВТ.

1 – терморегулятор 4673; 2 – блок управления 4674; 3 – электромагнит МВР-2В управления маслораспределителем; 4 – маслораспределитель 1313; 5 – сливная пробка; 6 – воздухоотделитель ВО-24; 7, 8, 12 – откачивающие секции маслоагрегата (МА); 9, 10 – задний и передний подшипники компрессора; 11 – кран слива масла из лобового картера; 13 – обратные клапаны; 14 – сливной кран маслоагрегата; 18, 19 – редукционные клапаны; 20 – датчик И-1 температуры масла; 21 – маслофильтр; 22 – перепускной клапан; 23 – указатель УЮЗ-4 положения заслонки маслораспределителя; 24 – трехстрелочный указатель УИИ-3 давления топлива, давления и температуры масла, входящего в двигатель; 25 – указатель УИИ-100 давления масла в ИКМ; 26 – указатель масла ЛД-49; 27 – светосигнализатор минимального остатка масла; 28 – редукционный клапан; 29 – флюгерный насос НФ2ГА-4; 30 – сливной кран; 31 – противоперегрузочная перегородка; 32 – датчик маслоснабжения МЭС-1857В; 33 – маслосмерная линейка; 34 – заливная горловина; 35 – дренажный бачок; 36 – дренажная трубка; 37 – маслобак; 38 – датчик ИДТ-100 давления масла в ИКМ; 39 – маслоснабжение ИКМ; 40 – датчик ИДТ-8 давления масла в двигателе; 41 – центробежный суфлер двигателя; 42 – маслофильтр регулятора; 43 – регулятор оборотов винта Р68ДТ-24; 44 – маслоснабжение полости вала турбины; 45 – суфлирование полости вала турбины; 46 – дроссель для регулировки давления в лабиринтных полостях; 47 – суфлирование полости за лабиринтными уплотнениями; 48 – подшипник вала турбины; 49 – противоперегрузочный карман; 50, 51 – фильтры

Управление заслонками маслорадиаторов осуществляется переключателями, которые имеют положения «Автомат», «Нейтрально» и два положения ручного управления «Открыто» и «Закрыто». При запуске двигателей, рулении и в полете переключатели должны находиться в положении «Автомат».

При отказе автоматического управления заслонкой маслорадиатора перейти на ручное управление, поддерживая рекомендуемую температуру масла на входе в двигатель.

Для открытия заслонки маслорадиатора нажать переключатель управления заслонкой влево вниз, а для закрытия - вправо вниз и удерживать его в этом положении до открытия (закрытия) заслонки на необходимую величину.

Контролировать в полете давление и температуру масла, а также количество масла в маслобаке.

После выключения двигателей переключатели управления створками маслорадиаторов сразу же установить в положение «Нейтрально» и выключить АЗС маслорадиатора.

Минимальное количество масла в баке, при котором допускается работа двигателя в течение 1 ч. сигнализируется загоранием светосигнального табло «Аварийный остаток масла». По указателю масломера в маслобаке должно быть 20 л масла.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ПОЛЕТЕ С АВАРИЙНЫМ ОСТАТКОМ МАСЛА СЛЕДИТЬ ЗА ПОКАЗАНИЯМИ МАСЛОМЕРА И УКАЗАТЕЛЯ ДАВЛЕНИЯ МАСЛА В ДВИГАТЕЛЕ. ПРИ ПАДЕНИИ ДАВЛЕНИЯ МАСЛА НИЖЕ 3,5 кгс/см² ЗАФЛЮГИРОВАТЬ ВИНТ И ВЫКЛЮЧИТЬ ДВИГАТЕЛЬ.

7.3. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ

Общие сведения

Система управления самолетом включает:

- управление рулем высоты (РВ);
- управление элеронами;
- управление рулем направления (РН);
- управление триммерами;
- управление закрылками;
- стопорение рулей и элеронов на стоянке

Расположение поверхностей управления самолетом показано на рис. 7.3-1, а органов управления в кабине, приборов контроля сигнализации системы управления - на рис. 7.3-2.

Управление РВ, элеронами и РН-спаренное и может осуществляться с мест обоих пилотов.

Примечание. Сведения о системе автоматического управления самолетом приводятся в подразд. 7.10.6 настоящего РЛЭ.

1. Управление РВ осуществляется штурвальными колонками через механическую проводку.

Управление триммерами РВ, установленными по одному на каждой половине руля - ручное и производится штурвальчиками с центрального пульта пилотов через тросовую проводку. Положение триммеров РВ контролируется по указателям «Триммер высоты». Рядом со шкалой

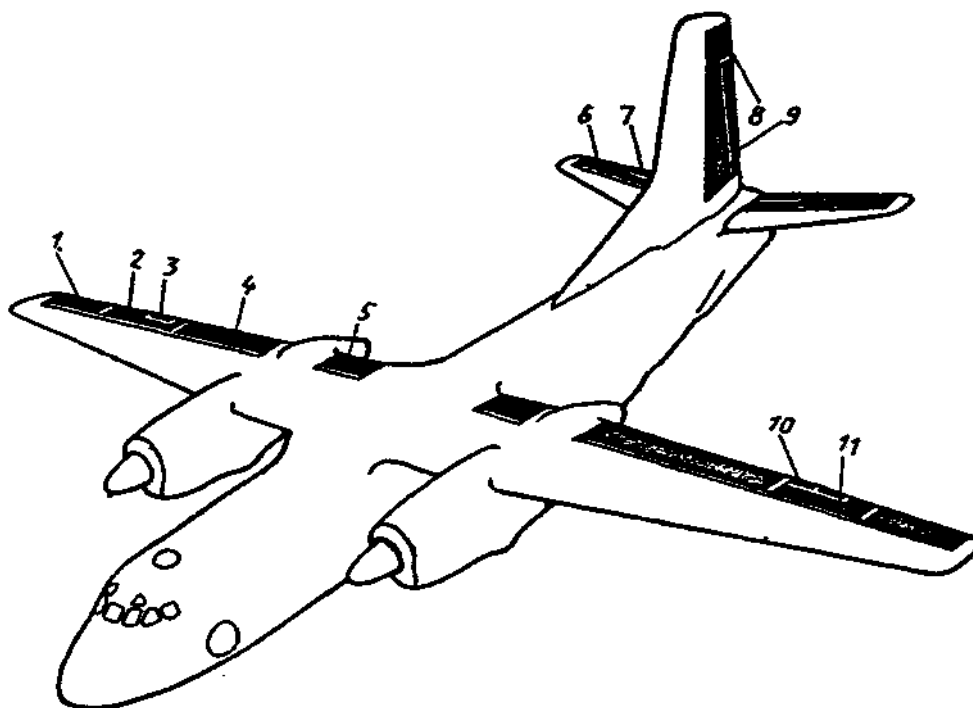


Рис 7.3-1. Расположение поверхностей управления:

1 - Концевая секция элеронов. 2 - корневая секция элеронов; 3 - сервокомпенсатор элеронов; 4 - двухщелевые закрылки; 5 - однощелевые закрылки; 6 - руль высоты; 7 - триммер руля высоты; 8 - руль направления; 9-триммер-сервокомпенсатор, 10 - сервокомпенсатор элеронов; 11 - триммер элерона

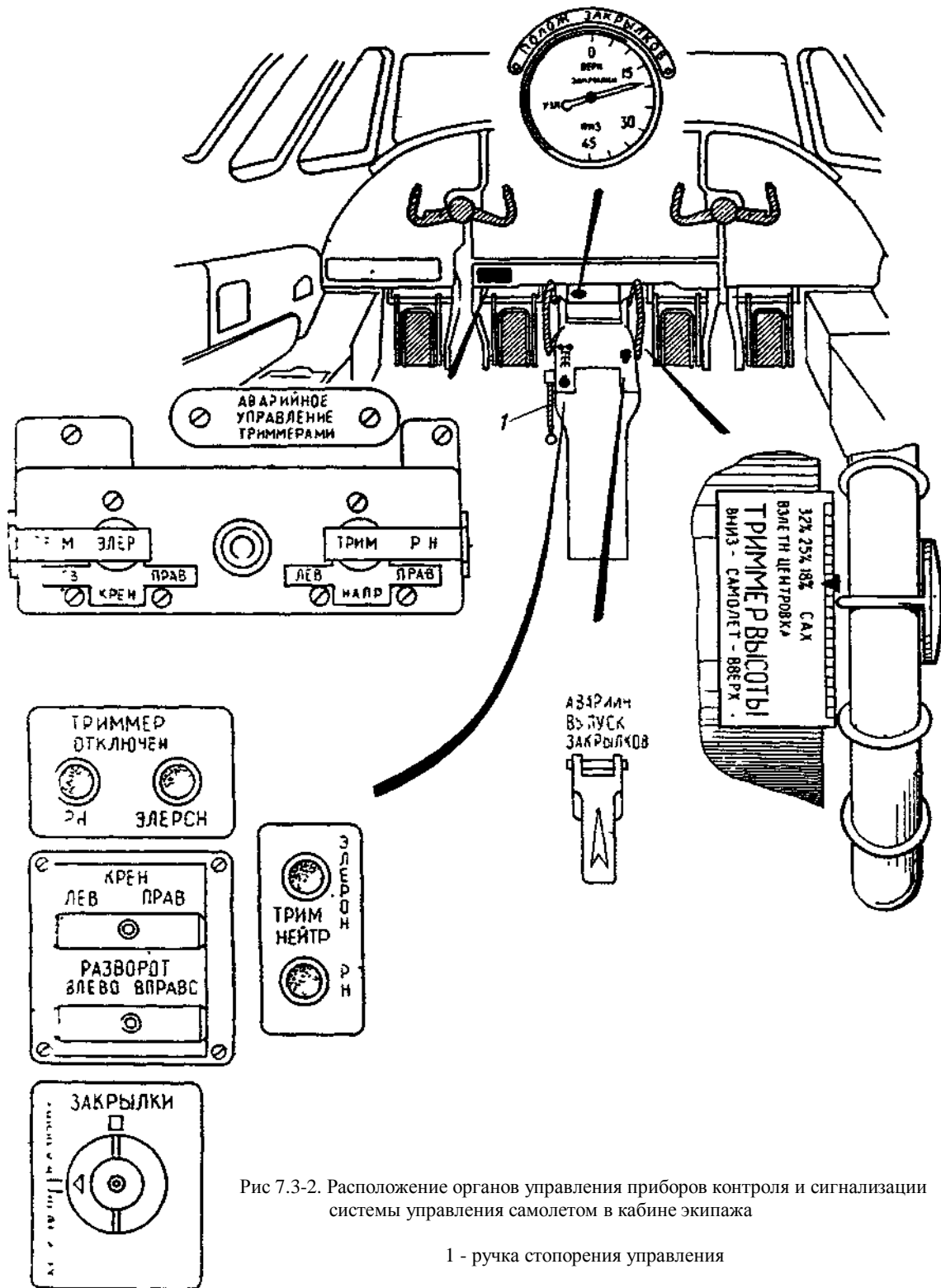


Рис 7.3-2. Расположение органов управления приборов контроля и сигнализации системы управления самолетом в кабине экипажа

1 - ручка стопорения управления

указателя нанесены значения центровок, обозначающие место стрелки указателя, на которое она должна быть установлена перед взлетом в соответствии с фактической центровкой самолета. В полете с включенным продольным каналом автопилота триммирование РВ осуществляется автоматически.

2. Управление элеронами осуществляется штурвалами через механическую проводку. Управление триммером, установленным на левом элероне, электродистанционное; оно автоматически отключается (блокировка) при включении автопилота, при этом загорается сигнальная лампа-кнопка «Триммер отключен элерон» на центральном пульте пилотов. Управление триммером элерона может осуществляться в основном или аварийном режимах:

- в основном режиме - от переключателя «Крен» с центрального пульта пилотов; на самолетах, не доработанных блокировкой управления триммером, от переключателя «Трим. элер»;
- в аварийном режиме - от переключателя «Трим. элер» с пульта аварийного управления триммерами.

Нейтральное положение триммера контролируется по загоранию светосигнализатора «Трим. нейтр. элерон» на центральном пульте пилотов.

3. Управление РН и его пружинным сервокомпенсатором осуществляется педалями через механическую проводку; при этом отклонение сервокомпенсатора непосредственно пилотом не контролируется и определяется величиной усилий, возникающих в проводке управления РН от педалей (или от рулевой машины автопилота).

Управление триммером-сервокомпенсатором при использовании его в качестве триммера - электродистанционное; оно автоматически отключается (блокировка) при включении автопилота, при этом загорается сигнальная лампа-кнопка «Триммер отключен РН» на центральном пульте пилотов. Управление триммером РН может осуществляться в основном или аварийном режимах:

- в основном режиме - от переключателя «Разворот» с центрального пульта пилотов (на самолетах, не доработанных блокировкой управления триммером, от переключателя «Трим. РН»);
- в аварийном режиме - от переключателя «Трим. РН» с пульта аварийного управления триммерами.

Нейтральное положение триммера контролируется по загоранию светосигнализатора «Трим, нейтр. РН» на центральном пульте пилотов.

4. Управление закрылками может осуществляться в основном или аварийном режимах с помощью гидропривода через механическую проводку, включающую трансмиссионный вал и винтовые подъемники. Управление гидроприводом - электродистанционное.

В основном режиме управления обеспечивается выпуск и уборка закрылков от основной гидросистемы нажимным переключателем «Закрылки» с центрального пульта пилотов. Время полного непрерывного выпуска (уборки) закрылков составляет 14-17с.

Примечание. На самолетах, доработанных по Бюллетеню № 785 БУ-Г время уборки закрылков составляет 22-27 с.

В аварийном режиме обеспечивается только выпуск закрылков от аварийной гидросистемы выключателем «Аварийн. выпуск закрылков» с центрального пульта пилотов. Время выпуска закрылков на 15° от аварийной системы около 40 с. Положение закрылков контролируется по указателю «Полож. закрылков» на центральном пульте пилотов.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Для предотвращения взлета с убранными закрылками загорается светосигнальное табло «Выпусти закрылки» и включается сирена, если закрылки не находятся в положении $(15\pm 2)^\circ$, а РУД установлены в положение более 76° по УПРТ.

5. Стопорение рулей и элеронов осуществляется ручкой стопорения, расположенной на левой боковой стороне центрального пульта пилотов, через тросовую проводку, связанную с механизмом стопорения.

Элероны и РН стопорятся в нейтральном положении, а РВ - в крайнем нижнем положении одновременно с переводом ручки в положение «Застопорено».

Для предотвращения взлета с застопоренными рулями и элеронами имеющаяся блокировка ограничивает перемещение РУД до 30° по УПРТ, если ручка стопорения зафиксирована в положении «Застопорено».

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 стопорении РВ;
- прилагая усилия к штурвалу и педалям, убедиться в их неподвижности, что свидетельствует о стопорении элеронов и РН.

Порядок расстопорения:

- отвести влево откидную планку-предохранитель;
- оттянув рукоятку ручки стопорения, опустить ручку вниз так, чтобы планка-предохранитель могла препятствовать дальнейшему опусканию ручки;
- придерживая одной рукой ручку стопорения, второй отжать штурвальную колонку полностью от себя.

Второй пилот помогает отклонять и удерживать штурвальную колонку:

- опустить плавно ручку стопорения вниз и убедиться, что 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 положение, близкое к нейтральному, что свидетельствует о расстопорении РВ;
- убедиться в расстопорении РВ, РН и элеронов.

Переместить штурвальную колонку полностью от себя и на себя, педали вперед и назад до упоров и отклонить штурвал влево и вправо от нейтрального положения.

Подготовка системы управления к полету

Отклонение рулей, элеронов, триммеров и закрылков контролировать по докладу авиатехника.

1. Расстопорить рули и элероны.
2. Проверить отклонение РВ:

- а) переместить штурвальную колонку в крайнее положение на себя и убедиться в том, что обе половины РВ отклонились вверх;
- б) переместить штурвальную колонку в крайнее положение от себя и убедиться в том, что обе половины РВ отклонились вниз (будут ощущаться дополнительные усилия от обжатия загрузочных пружин).

3. Проверить отклонение триммеров РВ:

- а) повернуть штурвал триммера РВ на 1-2 оборота от себя и убедиться, что оба триммера отклонились вверх, стрелка указателя «Триммер высоты» переместилась в положение «Самолет - вниз»;
- б) повернуть штурвал триммера РВ на 2-4 оборота на себя и убедиться, что оба триммера отклонились вниз, стрелка указателя «Триммер высоты» переместилась в положение «Самолет - вверх»;
- в) установить триммеры РВ в положение, соответствующее центровке самолета при взлете.

4. Проверить отклонение элеронов:

- а) повернуть штурвал влево до упора и убедиться, что:
 - левый элерон отклонился вверх, его сервокомпенсатор - вниз;
 - правый элерон отклонился вниз, его сервокомпенсатор - вверх;
- б) повернуть штурвал вправо до упора и убедиться в том, что:
 - левый элерон отклонился вниз, его сервокомпенсатор - вверх;
 - правый элерон отклонился вверх, его сервокомпенсатор - вниз;
- в) установить штурвал в нейтральное положение и убедиться в том, что оба элерона и их сервокомпенсаторы вписались в контур крыла.

5. Проверить отклонение триммера левого элерона:

- а) убедиться, что светосигнализатор «Трим. нейтр. элерон» горит, при этом триммер вписывается в контур крыла;
- б) нажать переключатель «Крен» в положение «Лев» и удерживать его 2-3 с. Отпустить переключатель и убедиться, что светосигнализатор «Трим. нейтр. элерон» погас, а триммер отклонился вниз;
- в) нажать переключатель «Крен» в положение «Прав» и удерживать его 4-6 с. Отпустить переключатель и убедиться, что триммер отклонился вверх (при прохождении триммера через нейтральное положение загорится, а затем снова погаснет светосигнализатор «Трим. нейтр. элерон»);
- г) триммер элерона установить в нейтральное положение.

6. Проверить отклонение РН:

- а) нажать левую педаль до упора и убедиться, что РН отклонился влево, а его сервокомпенсатор отклонился вправо;
- б) нажать правую педаль до упора и убедиться, что РН отклонился вправо, а его сервокомпенсатор отклонился влево.

Примечание. В середине хода педалей будут ощущаться дополнительные усилия от обжатия пружинной тяги механизма загрузки РН и в конце хода - от обжатия пружинной тяги сервокомпенсатора (на самолетах, оборудованных пружинным загрузителем). Усилие в начале обжатия пружины сервокомпенсатора - около 15 кгс;

в) установить педали в нейтральное положение и убедиться, что РН и его сервокомпенсатор вписались в контур кия.

7. Проверить отклонение триммера-сервокомпенсатора РН в режиме триммера:

- а) убедиться, что светосигнализатор «Трим. нейтр. РН» горит, при этом, триммер вписывается в контур руля;
- б) нажать переключатель «Разворот» в положение «Влево» и удерживать его 2-3 с. Отпустить переключатель и убедиться, что светосигнализатор «Трим. нейтр. РН» погас, а триммер отклонился вправо;
- в) нажать переключатель «Разворот» в положение «Вправо», и удерживать его 4-6 с. Отпустить переключатель и убедиться, что триммер отклонился влево (при прохождении триммера через нейтральное положение загорится, а затем снова погаснет светосигнализатор «Трим. нейтр. РН»);
- г) триммер РН установить в нейтральное положение.

8. Проверить систему блокировки управления триммерами элерона и РН при включенном автопилоте (на самолетах, оборудованных этой системой):

- убедиться, что светосигнализаторы «Трим. нейтр. элерон» и «Трим. нейтр. РН» горят;
- убедиться, что лампы-кнопки «Триммер отключен элерон» и «Триммер отключен РН» при нажатии горят;
- включить автопилот и убедиться, что при загорании зеленого светосигнализатора «Включен» загорелись также лампы-кнопки «Триммер отключен элерон» и «Триммер отключен РН»;
- нажать последовательно переключатели «Крен» и «Разворот» и убедиться, что при включенном автопилоте управление триммерами элерона и РН блокируется (светосигнализаторы их нейтрального положения продолжают гореть).

9. Проверить выпуск и уборку закрылков:

- а) повернуть блокировочную шайбу переключателя «Закрылки» прорезью вниз, нажать переключатель в положение «Выпуск» и удерживать его, пока стрелка указателя «Полож. закрылков» не установится на делении «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;
- б) повернуть блокировочную шайбу прорезью вверх. Нажать переключатель «Закрылки» в положение «Уборка» и удерживать его, пока стрелка указателя «Полож. закрылков» не установится на делении «0». Отпустить переключатель и убедиться в том, что закрылки вписались в контур крыла;
- в) повернуть блокировочную шайбу так, чтобы ее прорезь заняла горизонтальное положение.

Возможные неисправности и действия экипажа

Признак отказа	Действия экипажа
1. Не снимаются усилия со штурвалов или педалей при нажатии переключателей «Крен» или «Разворот» (отказ переключателей основного управления триммерами элерона или РН).	Перейти на аварийный режим управления триммерами от переключателя «Трим. элер.» или «Трим. РН».
2. Не выпускаются закрылки при нажатии переключателя «Закрылки» в положение «Выпуск» (отказ переключателя основного управления).	Перейти на аварийный режим управления закрылками от выключателя «Аварийн. выпуск закрылков», установив его в верхнее положение. При этом включится аварийная насосная станция и загорится светосигнализатор «Авар. насос. станц». Выпустить закрылки на 15°. Положение закрылков контролировать по указателю «Полож. закрылков». После выпуска закрылков выключатель «Аварийн. выпуск закрылков» установить в исходное положение и закрыть предохранительным колпачком.
3. В процессе выпуска (уборки) закрылков самолет начинает крениться (повреждение элементов механической части привода закрылков). -	Прекратить и, если не будет четко выявлена другая причина крена, не возобновлять в дальнейшем выпуск (уборку) закрылков, зафиксировать переключатель «Закрылки» блокировочной шайбой в нейтральном положении: если выпуск производился от аварийной гидросистемы, закрыть выключатель «Аварийн. выпуск закрылков» предохранительным колпачком. Посадку произвести с фактически достигнутым положением закрылков.

7.4. СИСТЕМА ПОЖАРОТУШЕНИЯ

Общие сведения

1. Система пожаротушения самолета предназначена для обнаружения и ликвидации пожара в следующих пожароопасных отсеках самолета: гондолах двигателей АИ-24ВТ, отсеке двигателя РУ19А-300, отсеках крыла с топливными баками (левый, правый), а также во внутренних полостях двигателей АИ-24ВТ.

Принципиальная схема системы пожаротушения представлена на рис. 7.4-1.

Все органы управления и сигнализации системы пожаротушения расположены на верхнем щитке пилотов.

Ликвидация пожара в кабинах самолета осуществляется с помощью двух ручных огнетушителей типа ОР-1, установленных в грузовой кабине на стенке шп. № 9 и на левом борту между шп. № 32 и 33.

2. Система пожаротушения состоит:

- из основного пожарного оборудования, предназначенного для обнаружения пожара и подачи огнегасящего вещества в указанные пожароопасные отсеки

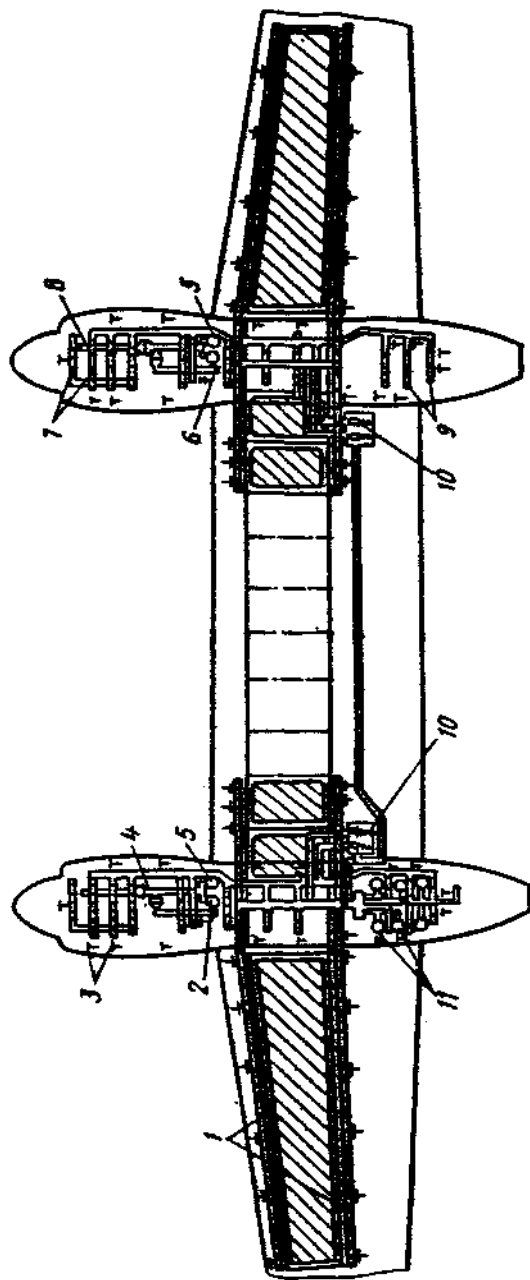


Рис. 7.4-1. Принципиальная схема системы пожаротушения:

1 – распылительные коллекторы в крыле; 2,5 – огнетушители УБЦ2-1; 3 – датчики системы сигнализации о пожаре; 4 – проходник с мембраной; 6 – штуцер на корпусе камеры сгорания; 7 – распылительные коллекторы в отсеке двигателя; 8 – штуцер на лобовом картере двигателя; 9 – распылительные коллекторы в отсеке РУ 19А-300; 10 – блок пожарных кранов; 11 – огнетушители УБЦ8-1

самолета. Обнаружение пожара осуществляется с помощью пяти комплектов системы сигнализации пожара типа ССП-2А и сигнализируется красными лампами-кнопками: «Пожар лев. кр», «Пожар мотогон. лев. дв.», «Пожар мотогон. прав. дв.», «Пожар РУ-19», «Пожар прав. кр». Огнегасящее вещество Фреон 114 В₂ находится в четырех огнетушителях типа ОС8МФ или УБЦ81. По сигналу системы ССП-2А автоматически к месту пожара подается I очередь огнегасящего вещества из двух огнетушителей, II очередь огнегасящего вещества остальных двух огнетушителей - после нажатия кнопки «Огнетуш. II очереди». В мотогондоле правого двигателя АИ-24ВТ и отсека двигателя РУ-19А-300 сигнализация пожара выполнена раздельно двумя системами ССП-2А, а огнегасящее вещество подается одновременно в оба отсека при срабатывании одной из них;

- из пожарного оборудования двигателей, предназначенного для обнаружения пожара внутри двигателей АИ-24ВТ и подачи туда огнегасящего вещества. Обнаружение пожара осуществляется с помощью одного комплекта сигнализации пожара ССП-7 и сигнализируется двумя красными светосигнализаторами «Пожар внутри лев. дв» и «Пожар внутри прав. дв». Огнегасящее вещество Фреон 114 В₂ хранится в четырех огнетушителях типа ОС-2 или УБШ2-1 и подается в каждый двигатель от двух огнетушителей при нажатии соответствующей кнопки «Огнетуш. внутри левого двигат» или «Огнетуш. внутри правого двигат».

При наличии на самолете сирены она включается системами ССП-2А или ССП-7 автоматически одновременно с включением соответствующей лампы-кнопки или светосигнализатора пожара.

При аварийной посадке самолета с убраннным шасси в момент срабатывания концевых выключателей, расположенных на нижней обшивке фюзеляжа между шп. № 14-15 и № 30-31, автоматически разряжаются восемь огнетушителей во все пожароопасные отсеки, при этом лампы-кнопки загораются.

3. Исправность системы пожаротушения определяется с помощью системы встроенного контроля. Положения органов управления и сигнализация исправности оборудования при его контроле указаны в табл. 7.4-1. а внешний вид щитка контроля дан на рис. 7.4-2.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ПРОВЕРКЕ СИСТЕМЫ С ПОМОЩЬЮ ЩИТКА КОНТРОЛЯ ЗАПРЕЩАЕТСЯ НАЖИМАТЬ КНОПКИ «ОГНЕТУШИТ. ВНУТРИ ЛЕВОГО ДВИГАТ». «ОГНЕТУШИТ. ВНУТРИ ПРАВОГО ДВИГАТ» И «ОГНЕТУШ. II ОЧЕРЕДИ».

В полете исправность цепей пиропатронов в огнетушителях сигнализируется с помощью 16 желтых светосигнализаторов, обозначенных обшей надписью «Лампа горит - огнетушитель подготовлен».

4. Питание системы пожаротушения осуществляется от аварийной шины системы электроснабжения постоянного тока через АЗС-10 (2 шт.) «Система пожаротуш» на щитке АЗС.

Включение питания системы производится установкой главного переключателя «Пожаротушение - Проверка» в положение «Пожаротушение».

Нормальная эксплуатация

1. Предполетная подготовка системы пожаротушения производится перед запуском двигателей и заключается в проверке:

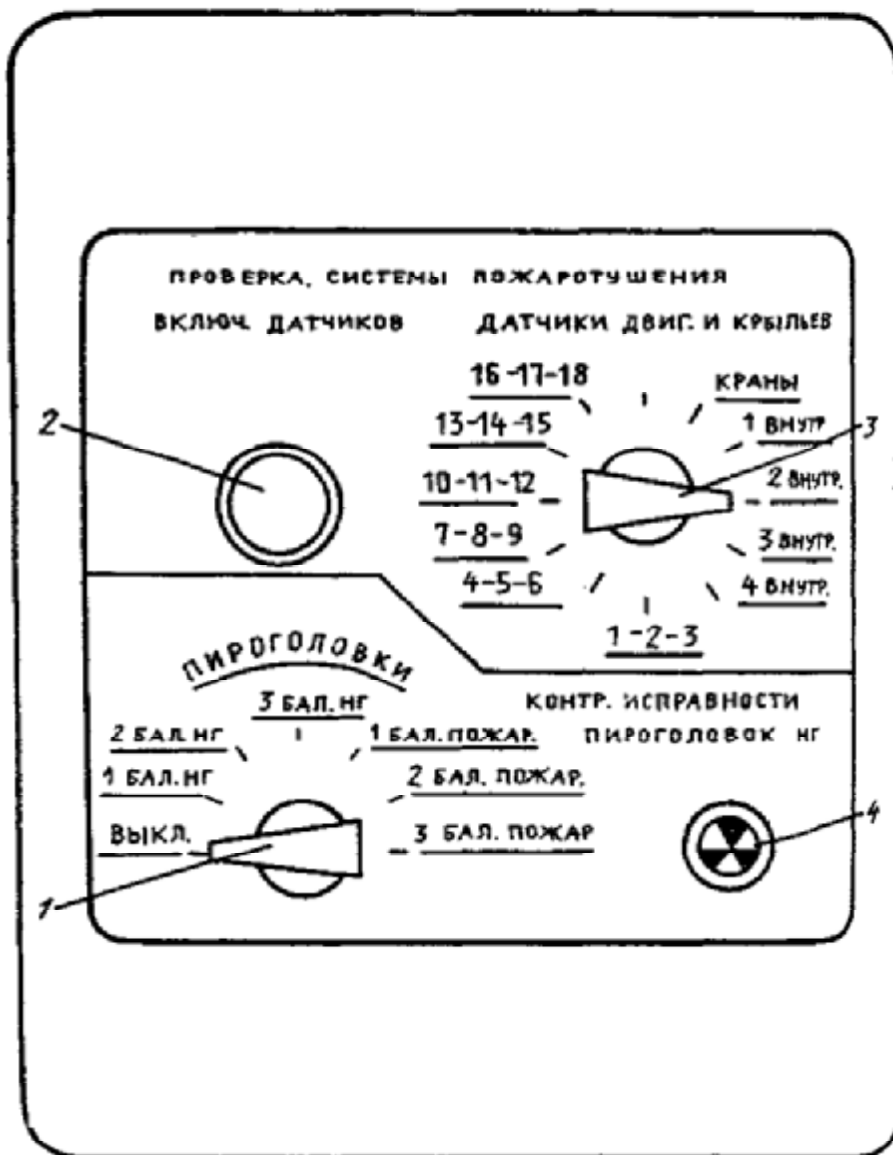


Рис. 7.4-2. Щиток контроля пожарного оборудования:

1- галетный переключатель контроля исправности пироголовок НГ; 2 - кнопка проверки исправности цепей датчиков; 3 - галетный переключатель проверки пожарного оборудования; 4 - светосигнализатор контроля исправности пироголовок НГ

- исправности системы пожаротушения с помощью щитка контроля;
- наличия и пломбировки ручных огнетушителей в грузовой кабине;
- давления по манометрам на огнетушителях ОС-8МФ и ОС-2 в соответствии с данными, приведенными в табл. 7.4-2.

2 Питание системы пожаротушения включается перед запуском двигателей и выключается после заруливания на стоянку и выключения двигателей.

Таблица 7.4-1

Положение органов управления пожарного оборудования и сигнализации его исправности при проверке с помощью щитка контроля

Положение органов управления			Сигнализация исправности оборудования
Главный переключатель	Галетный переключатель	Кнопка	
«Проверка» -->--	«Краны» «1-2-3»	В нажатом положении	Горят желтые светосигнализаторы (16 шт.) Горят все лампы-кнопки кроме «Пожар РУ-19»
-->--	«4 - 5 - 6»	Тоже	То же
- » -	«7 - 8 - 9»	-->--	-->--
-->--	«10 - 11 - 12»	-->--	Горят все лампы-кнопки кроме «Пожар мотогон. лев. да»
-->--	«13 - 14 - 15»	-->--	То же
-->--	«16 - 17 - 18»	-->--	-->--
-->--	«1 - внутрь»	-->--	Горит светосигнализатор «Пожар внутри лев. дв.»
-->--	«2 - внутрь»	-->--	То же
-->--	«3 - внутрь»	-->--	Горит светосигнализатор «Пожар внутри прав. дв.»
-->--	«4 - внутрь»	-->--	То же
-->--	«Краны»	-->--	При нажатии и отпускании лампы-кнопки «Пожар лев. кр» она горит и гаснут желтые светосигнализаторы I очереди
-->--	-->--	-->--	При нажатии и отпускании лампы-кнопки «Пожар мотогон. лев. дв» она горит и гаснут желтые светосигнализаторы I очереди
-->--	-->--	-->--	При нажатии и отпускания лампы-кнопки «Пожар мотогон. прав. дв» она горит и гаснут желтые светосигнализаторы I очереди .
-->--	-->--	- » -	При нажатии и отпускании лампы-кнопки «Пожар РУ-19» она горит и гаснут желтые светосигнализаторы I очереди
-->--	-->--	- » -	При нажатии и отпускании лампы-кнопки «Пожар прав, кр» она горит и гаснут желтые светосигнализаторы I очереди
«Нейтрально»	-->--	Свободна	Все лампы-кнопки и светосигнализаторы на щитке системы пожаротушения не горят
«Пожаротушение»	-->--	-->--	Горят желтые светосигнализаторы (16шт.)

Примечания:1. Если после установки главного переключателя в положение «Проверка» загорится лампа-кнопка сигнализации пожара или светосигнализатор пожара внутри двигателя, то проверку прекратить до устранения неисправности.

2. Галетный переключатель «Пироголовки» и светосигнализатор на щитке контроля не функционируют.

Таблица .7.4-2

**Зависимость давления в огнетушителях ОС-8МФ и ОС-2 от температуры
наружного воздуха**

Температура наружного воздуха, °С	-60	-50	-40	-30	-20	- 10	0	10	20	30	40	50	60	70	80
Давление в огнетушителе (кгс/см ²) с допуском ±5 кгс/см ²	60	63	68	72	77	82	88	94	100	107	114	121	128	136	142

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПОСЛЕ СРАБАТЫВАНИЯ ОГНЕТУШИТЕЛЕЙ СТАВИТЬ ГЛАВНЫЙ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ В НЕЙТРАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ РАНЕЕ ЧЕМ ЧЕРЕЗ 15с.

7.5. ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

Общие сведения

Гидравлическая система самолета состоит из основной и аварийной систем и системы ручного насоса.

Принципиальная схема гидравлической системы представлена на рис 7.5-1.

Системы питаются из одного общего гидробака. Рабочая жидкость - масло АМГ-10. Количество рабочей жидкости в баке измеряется электромасломером МЭ-1866, указатель которого установлен на левом пульте кабины экипажа.

Штуцер отбора жидкости в основную систему расположен выше дна гидробака, что обеспечивает аварийный запас (около 8 л) для работы аварийной системы при отказе основной.

Основная система обеспечивает:

- уборку и выпуск шасси;
- поворот колес передней стойки шасси;
- уборку и выпуск закрылков;
- торможение колес основных стоек шасси;
- аварийное флюгирование винтов и останов двигателей;
- привод стеклоочистителей;
- открытие и закрытие аварийного люка;
- откат, накат, подъем и опускание рампы грузового люка.

Максимальное давление в основной системе (155 ± 5) кгс/см². Давление в системе создают два шестеренчатых насоса типа 623АНМ, установленные по одному на каждом двигателе.

Давление в системе поддерживается автоматом разгрузки насоса ГА-77Н, который по достижении максимального давления переключает насосы на холостой ход. При снижении давления

в системе до (120 ± 5) кгс/см² автомат переключает насосы на подзарядку системы. При неработающих потребителях и исправной системе включение насосов на подзарядку должно происходить не ранее чем через 15 мин.

В системе установлены гидроаккумуляторы общей сети и тормозов. Гидроаккумулятор тормозов разряжается на систему до падения в ней давления 120 кгс/см². При уменьшении давления ниже указанного гидроаккумулятор отключается перепускным клапаном и обеспечивает питание тормозов колес, управление аварийным люком и аварийный останов двигателей с флюгированием винтов.

Давление в основной системе и гидроаккумуляторе тормозов измеряется электроманометром типа 2ДИМ-240, расположенным на левом пульте кабины экипажа.

Аварийная система обеспечивает:

- выпуск закрылков;
- аварийное торможение колес шасси;
- открытие аварийного люка;
- управление рампой грузового люка.

Максимальное давление в аварийной системе (160 ± 5) кгс/см². Источником давления в системе является насосная станция НС-14, которая включается автоматически или вручную. Контроль давления в системе осуществляется электроманометром ДИМ-240, расположенным на левом пульте кабины экипажа.

Система ручного насоса обеспечивает:

- откат, накат, подъем и опускание рампы грузового люка;
- дозаправку гидробака.

Источником давления системы является ручной насос РН-01/1.

Проверка системы перед полетом

Предполетная подготовка гидравлической системы заключается в определении:

- наличия рабочей жидкости в гидробаке системы;
- величин давления в основной системе и гидроаккумуляторах;
- работоспособности насосной станции аварийной системы.

Наличие рабочей жидкости в гидробаке определяется по указателю МЭ-1866. Объем жидкости в гидробаке при заряженных гидроаккумуляторах 21-22 л, при разряженных 27-28 л.

Величина давления в основной системе гидроаккумуляторах общей сети и тормозов определяется по электроманометру 2ДИМ-240.

При отсутствии давления необходимо дозарядить гидроаккумуляторы основной системы от насосной станции НС-14 через кран кольцевания, расположенный на левой боковой панели.

Работоспособность насосной станции НС-14 определяется путем перестановки выключателя «Аварийная насосная станция» в положение «Включено», при этом включается насосная станция НС-14 и загорается светосигнализатор. Величина давления в системе контролируется по электроманометру ДИМ-240.

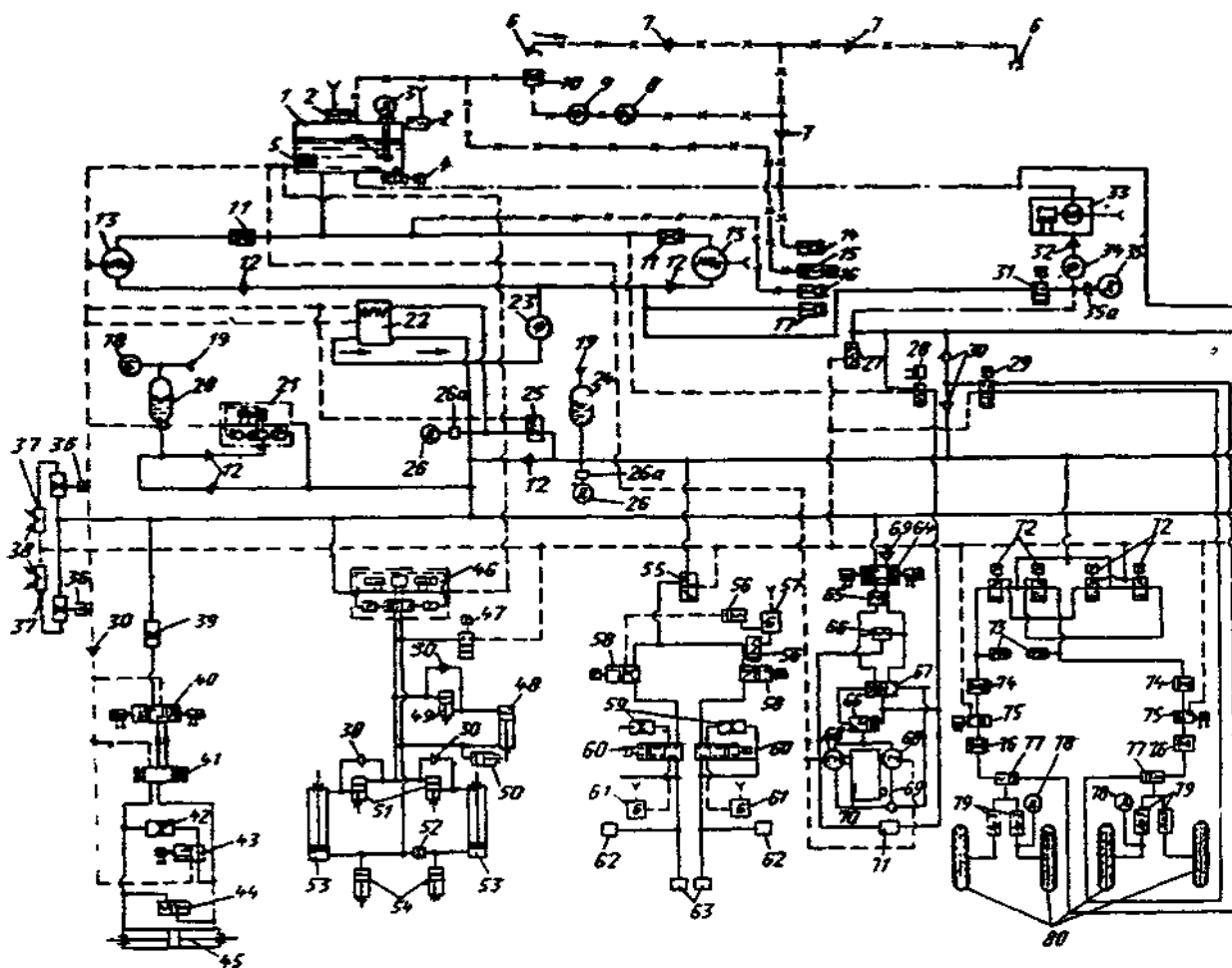
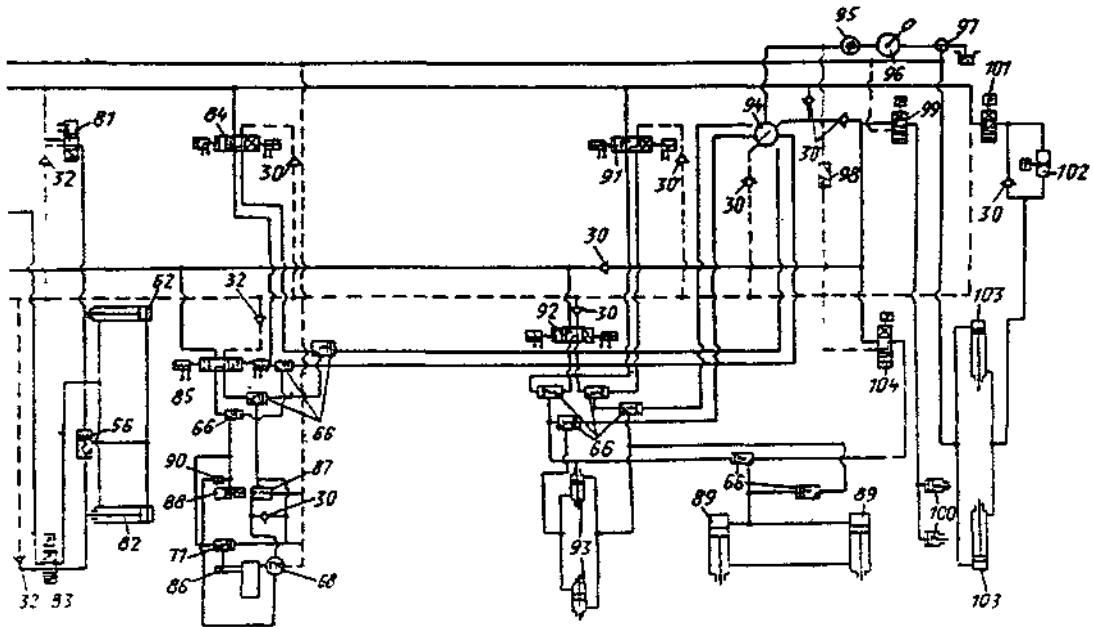


Рис. 7.5-1. Принципиальная схема гидравлической системы:

1-гидробак; 2 - предохранительные клапаны 634300М; 7 - датчик масломера МЭ-1866, 4 - сливной кран 600400Т; 5 - фильтр Н5812-0; 6 - штуцер отбора воздуха; 7 - обратный клапан 998А-4; 8 - фильтр-осушитель 24-5603-290; 9 - фильтр 723900-4Т, 10 - редуктор Н5810-700М; 11 - клапан разьема 670200; 12 - обратный клапан 671700/6Б-Т; 13 - гидронасос 621АНМ; 14 - бортовой штуцер наддува 245603-19; 15 - клапан стравливания 24-5600-10; 16 - бортовой штуцер всасывания 1882А-1-Т; 17 - бортовой штуцер нагнетания 19-23А-1-Т; 18 - воздушный баллон 24-5609-0; 19 - зарядный клапан 800600/М; 20 - гидроаккумулятор 24-5637-0; 21 - электромагнитный кран ГА-140; 22 - автомат разгрузки ГА77Н; 23 - фильтр 8Д2966018-2; 24 - гидроаккумулятор 24-5636-0; 25 - перепускной клапан 24-5619М-0; 26 - датчик манометра ИД-240; 26а - демпфер, 27 - предохранительный клапан ГА42-00-3К; 28 - электромагнитный кран ГА 192; 29 - редукционный клапан УГ100У аварийного торможения; 30 - обратный клапан 674600/Б; 31 - вентиль 652600А; 32 - обратный клапан 671600/Б; 33-насосная станция НС-14; 34 - фильтр 8Д2966015-2; 35 - датчик манометра ИД-240; 35а - демпфер; 36 - дроссельный кран ГА230; 37 - привод стеклоочистителя ГА211-00-5; 38 - стеклоочиститель 24-5601-410; 39 - дроссель 24-5628-0; 40 - электромагнитный кран ГА1634/16; 41 - распределительный кран РГ-8А; 42 - дроссель 24-5627-0; 43 - электромагнитный кран КЭ-5; 44 - перепускной клапан 24-5638М-02; 45 - рулевой гидроцилиндр 24-4204-100; 46 - электромагнитный кран ГА142/1; 47 - вентиль 652-600А; 48 - гидроцилиндр 24-4203-50 уборки-выпуска передней стойки шасси; 49 - замок 24-4205-400 убранного положения передней стойки шасси; 50 - замок 24-4202-100 выпущенного положения передней стойки шасси; 51 - замок 24-4105-200 убранного положения основной стойки шасси;



52 - дроссель 24-5603-314; 51 - гидроцилиндр 26-4103-0 уборки - выпуска основной стойки; 54 - гидроцилиндр распора основной стойки шасси; 55-редукционный клапан ГА159/5; 56 - подпорный клапан 24-5601-490; 57 - дренажный бачок 24-5601-480; 58 - кран флюгирования ЭТ56-470; 59, 60 -отсечный клапан 24-5608-18 с дросселем; 61 - дренажный бачок 24-6200-25; 62 - автомат дозировки топлива; 63 - регулятор оборотов винта; 64 - электромагнитный крана ГА163А/16; 65 - клапан ограничения расхода 24-5033-0; 66 - челночный клапан 24-5623-0; 67 - гидрозамок 24-5620-0; 68 - гидромотор ГМ36/1; 69 - гидротормоз 24-5615-40, 70 - привод закрылков 24-5615-0, 71 - челночный клапан 24-5622-0; 72 - редукционные клапаны УГ92/2-1; 73 - гидравлический выключатель УГ34/2; 74 - дроссель УГ102-00-7; 75 - электромагнитный кран УЭ24/1-2; 76 - дроссель УГ102-00-5; 77 - челночный клапан УГУ97/7; 78 - датчик манометра ИД-150; 79 - дозатор ГА172-00-2; 80 - колесо; 81 - электромагнитный кран ГА19₂ аварийного люка; 82 - гидроцилиндры 26-5621-0, 83 - гидрокран 629600-1; 84 - электромагнитный кран ГА163А/16 аварийного отката и наката рампы; 85 - электромагнитный кран ГА163/16; 86- тормоз 26-5655-0; 87 - редуктор ГА213; 88 - согласующий клапан 638600АМ; 89 - цилиндр управления боковыми замками 26-5666-0; 90 - дроссель 2975А-11; 91 - электромагнитный кран ГА 163А/16 аварийного управления замками порога; 92 - электромагнитный кран ГА163А/16 управления замками порога; 93 - цилиндр 26-5647-0 замка порога; 94 - распределительный кран 26-5666-0; 95 -фильтр 8Д2966015-2; 96 - ручной насос РН-01/1; 97 - кран 23-5643-0; 98 - предохранительный клапан Н5810-25М; 99 - гидрокран 629600-1; 100- цилиндр 26-5648-0 замка рельса; 101 - гидрокран 629600-1; 102 - дроссельный кран ГА230; 103- подъемник рампы 24-5649-0; 104 - гидрокран 629600-1.

7.5.1. УБОРКА И ВЫПУСК ШАССИ

Общие сведения

Управление уборкой и выпуском шасси осуществляется переключателем «Шасси», который установлен на центральном пульте пилотов. Переключатель стопорится фиксатором.

Электроцепь системы уборки шасси разрывается блокированным концевым выключателем при обжатии правой стойки шасси.

Отключение указанной блокировки осуществляется выключателем «Отключение блокировки уборки шасси», который находится на средней приборной доске пилотов.

Сигнализация положения шасси осуществляется с помощью светосигнального табло ППС-2МВК, установленного на средней приборной доске пилотов.

Светосигнальное табло «Выпусти шасси» установлено в ППС-2МВК и загорается при убранном шасси и установке рычагов управления двигателями в положение менее 24_{-4}^0 по УПРТ-2. Одновременно с загоранием светосигнального табло включается сирена.

При отказе светосигнализатора ППС-2МВК постановку основной стойки шасси на замок выпущенного положения можно определить по совмещению красных рисок, нанесенных на створке и подкосе шасси. Постановку передней стойки на замок выпущенного положения можно определить по совмещению красной стрелки на траверсе с красной риской на конструкции ниши передней стойки шасси, которое можно наблюдать через лючок в полу кабины экипажа.

Аварийный выпуск шасси может осуществляться двумя способами:

- с использованием гидросистемы. В этом случае открытие гидрокрана выпуска шасси производится с помощью специальной рукоятки. Такой способ используется при неисправной электрической части управления гидрокрана выпуска шасси;
- механическим открытием замков убранного положения с помощью специальных рукояток. Шасси выпускается под действием собственной массы и встречного потока воздуха.

Уборка шасси

1. Установить переключатель «Шасси» в положение «Уборка», при этом:

- на пилотажно-посадочном сигнализаторе ППС-2МВК погаснут три зеленых светосигнализатора выпущенного положения шасси;
- через 4-6с загорятся три красных светосигнализатора убранного положения шасси.

2. После загорания красных светосигнализаторов выдержать переключатель управления краном в положении «Уборка» в течение 3-5 с, после чего перевести его в положение «Нейтрально», застопорить фиксатором и вторично проверить сигнализацию на ППС-2МВК.

3. Система уборки шасси имеет блокировку по обжатию стоек и по положению РУД.

Шасси убирается с помощью переключателя «Шасси» при выполнении следующих условий:

- снято обжатие стоек;
- РУД находятся в положении более 25^{+4} ° по УПРТ.

Для уборки шасси в случае отказа системы блокировки необходимо:

- установить переключатель «Шасси» в положение «Уборка»;
- включить выключатель «Отключение блокировки уборки шасси и удерживать во включенном положении, при этом на указателе ППС-2МВК должны погаснуть зеленые светосигнализаторы выпущенного положения шасси;
- после загорания красных светосигнализаторов убранного положения через 5 с перевести выключатель в положение «Выключено» и закончить его;
- установить переключатель «Шасси» в положение «Нейтрально» и застопорить фиксатором.

Выпуск шасси.

1. Установить переключатель «Шасси» в положение «Выпуск», при этом:

- на ППС-2МВК погаснут три красных светосигнализатора убранного положения шасси;
- через 5-7 с загорятся три зеленых светосигнализатора «Шасси выпущено».

2. После загорания зеленых светосигнализаторов удерживать переключатель «Шасси» в положении «Выпуск» в течение 3-5 с, после чего перевести его в положение «Нейтрально», застопорить фиксатором и вторично проверить сигнализацию на ППС-2МВК.

3. Для выпуска шасси при отказе гидросистемы выполнить следующее:

- убедиться, что переключатель «Шасси» установлен в нейтральном положении и застопорен фиксатором;
- выключить автомат защиты «Управление шасси» на щитке АЗС;
- открыть кран слива гидросистемы;
- снять ручку аварийного выпуска передней стойки шасси с фиксатора и перевести в верхнее положение до отказа, установив ее на фиксатор открытого положения замка;
- открыть на потолке грузовой кабины в районе шп. № 17 участок панели с надписью «Выпуск шасси»;
- установить в нижнее положение рукоятку аварийного открытия замков основных стоек шасси, при этом на ППС-2МВК погаснут три красных светосигнализатора убранного положения шасси.

Шасси выпустится, загорятся три зеленых светосигнализатора «Шасси выпущено».

Примечание. Аварийный выпуск шасси производить на скорости 310 км/ч по прибору.

4. Для выпуска шасси при неисправной электрической части управления гидрокраном выпуска шасси выполнить следующее:

- выключить автомат защиты «Управление шасси» на щите АЗС;
- открыть на потолке грузовой кабины справа по полету в районе шп. № 21 и 22, лючок с надписью «Кран шасси»;
- установить рукоятку аварийного выпуска шасси в крайнее нижнее положение и удерживать ее в таком положении до полного выпуска шасси;
- проконтролировать по ППС-2МВК или визуальным способом выпуск шасси.

Характерные неисправности и действия экипажа

После взлета и установки переключателя шасси в положение «Уборка» шасси не убирается:

Экипажу:

- установить переключатель управления шасси в нейтральное положение;
- проверить давление в основной гидросистеме и количество жидкости в гидробаке;
- если давление в основной гидросистеме и количество жидкости в гидробаке находятся в пределах нормы, открыть красный предохранительный колпачок и включить выключатель «Отключение блокировки уборки шасси»;
- повторить уборку шасси.

Произвести посадку в следующих случаях:

- если давление в основной гидросистеме и количество жидкости в гидробаке не соответствуют нормальной заправке;
- после повторной уборки шасси с включенным выключателем «Отключение блокировки уборки шасси» шасси не убирается.

7.5.2. ЭКСПЛУАТАЦИЯ ШАССИ ПОСЛЕ ПРЕРВАННОГО ВЗЛЕТА

После освобождения ВПП (при помощи двигателей или буксировки) необходимо:

- охладить водой тормозные колеса до момента прекращения парообразования;
- осмотреть шасси: колеса и их тормозные устройства.

Особое внимание обратить на состояние узлов крепления шасси, тормозных устройств, термосвидетелей колес, авиашин и на герметичность агрегатов тормозной гидросистемы.

Решение о дальнейшей эксплуатации колес и авиашин принимается по результатам осмотра.

7.5.3. УПРАВЛЕНИЕ ПОВОРОТОМ КОЛЕС ПЕРЕДНЕЙ СТОЙКИ ШАССИ

Система управления поворотом колес имеет рулежный и взлетно-посадочный режимы (управления). При рулежном управлении поворот колес осуществляется от штурвальчика, установленного на левом пульте при взлетно-посадочном управлении - от педалей ножного управления. Угол поворота колес в каждую сторону от нейтрального положения равен:

- в рулежном управлении - $(45 \pm 2)^\circ$;
- во взлетно-посадочном управлении - $(10 \pm 1)^\circ$.

Система управления включается выключателем «Поворот колеса», установленным на приборной доске командира воздушного судна. Сигнализация работы системы осуществляется тремя светосигнализаторами «Управление передним колесом», расположенными над выключателем.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ИСПОЛЬЗОВАТЬ СИСТЕМУ УПРАВЛЕНИЯ ПОВОРОТОМ КОЛЕС ПРИ СТОЯНКЕ САМОЛЕТА.

Рулежное управление. Для управления поворотом колес необходимо:

- включить АЗР управления поворотом колес передней стойки шасси;
- установить выключатель «Поворот колеса» в положение «Руление», при этом загорается зеленый светосигнализатор «Управление от рукоятки включено»;
- повернуть колеса, вращая штурвальчик в соответствующую сторону.

Рулежное управление выключается переводом выключателя «Поворот колеса» в положение «Выключено».

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. РУЛЕЖНОЕ УПРАВЛЕНИЕ РАЗРЕШАЕТСЯ ВКЛЮЧАТЬ НА СКОРОСТИ НЕ БОЛЕЕ 30 км/ч.

Взлетно-посадочное управление. Для управления поворотом колес необходимо:

- установить выключатель «Поворот колеса» в наложение «Взлет - Посадка», при этом загораются желтый светосигнализатор «Управление передним колесом от педалей подготовлено» и зеленый светосигнализатор «Управление передним колесом от педалей включено»;
- повернуть колеса, отклоняя педали в соответствующую сторону.

Взлетно-посадочное управление выключить, переведя выключатель «Поворот колеса» в положение «Выключено».

Проверка системы управления

При рулении на прямолинейном участке кратковременно включить взлетно-посадочное управление убедиться, что светосигнализатор «Управление от рукоятки включено» погас, а светосигнализаторы «Управление передним колесом от педалей подготовлено» и «Управление передним колесом от педалей включено» загораются, самолет разворачивается в сторону отклонения педалей. После проверки перейти на рулежное управление.

Характерные неисправности и действия экипажа

Отказала система управления поворотом передних колес, что определяется по рысканию самолета при рулении и по погасанию соответствующих светосигнализаторов («Управление передним колесом от педалей подготовлено», «Управление от рукоятки включено», «Управление передним колесом от педалей включено»).

Экипажу:

- выключить систему управления поворотом передних колес, установив выключатель «Поворот колеса» в нейтральное положение;
- зарулить на стоянку, если отказ произошел на рулении.

При отказе системы на пробеге направление выдерживать соразмерным отклонением педалей руля направления и раздельным торможением колес. Развороты производить при минимальной скорости руления.

7.5.4. УПРАВЛЕНИЕ ТОРМОЖЕНИЕМ КОЛЕС

Торможение колес основных стоек шасси может осуществляться от основной и аварийной гидросистем

При нормальном и аварийном торможении обеспечивается совместное и раздельное торможение колес правой и левой основных стоек шасси.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ПИЛОТАМ ЗАПРЕЩАЕТСЯ ОДНОВРЕМЕННО НАЖИМАТЬ ТОРМОЗНЫЕ ПЕДАЛИ.
2. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ОДНОВРЕМЕННОЕ ТОРМОЖЕНИЕ ОТ ОСНОВНОЙ И АВАРИЙНОЙ СИСТЕМ.
ТОРМОЖЕНИЕ КОЛЕС ПРИ ПРОБЕГЕ САМОЛЕТА ПРОИЗВОДИТЬ ПОСЛЕ ОПУСКАНИЯ КОЛЕС ПЕРЕДНЕЙ СТОЙКИ ШАССИ НА ВПП.

Торможение колес от основной системы осуществляет командир воздушного судна или второй пилот, нажав на тормозные педали. От степени нажатия на педали зависит интенсивность торможения.

Система торможения колес оборудована антиюзовой автоматикой, которая включается перед вырубанием и выключается после за руливания самолета на стоянку. Включение системы антиюзовой автоматики производится выключателем «Автомат торможения колес», установленным на средней панели приборной доски.

Работа системы антиюзовой автоматики контролируется по загоранию желтых светосигнализаторов, мигание которых указывает на срабатывание инерционных датчиков системы в процессе торможения.

Аварийное торможение колес применяется, если неисправна основная система, и осуществляется нажатием рычагов аварийного торможения колес. При этом включается аварийная насосная станция, работа которой контролируется по загоранию светосигнализатора «Аварийная насосная станция» и показаниям указателя манометра «Давление в аварийной системе».

Система антиюзовой автоматики при аварийном торможении не работает, поэтому резкое нажатие рычагов (особенно в начале пробега) может привести к разрушению шин. Степень торможения колес пропорциональна нажатию рычагов аварийного торможения.

Установка самолета на стояночный тормоз и снятие со стояночного тормоза

Для установки самолета на стояночный тормоз необходимо:

- нажать до отказа на педали тормозов;
- вытянуть на себя рукоятку «Стояночный тормоз», расположенную под штурвалом командира судна, при этом давление в тормозах должно быть не менее 55-65 кгс/см²;
- освободить педали, убедиться, что они удерживаются защелкой;
- отпустить рукоятку стояночного тормоза.

Для снятия самолета со стояночного тормоза нажать и отпустить педали.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЕСЛИ НА ПРОБЕГЕ ПОСТОЯННО ГОРИТ ХОТЯ БЫ ОДИН ИЗ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОРОВ, ИНФОРМИРУЮЩИХ О РАСТОРМАЖИВАНИИ КОЛЕС, НЕОБХОДИМО ВЫКЛЮЧИТЬ ПИТАНИЕ СИСТЕМЫ АНТИЮЗОВОЙ АВТОМАТИКИ.

7.5.5. УПРАВЛЕНИЕ СТЕКЛООЧИСТИТЕЛЯМИ

Для включения стеклоочистителя открыть соответствующий кран «Стеклоочиститель». Скорость перекачки щетки зависит от степени открытия крана. Максимальная скорость - около - 200 двойных ходов в минуту (по влажному стеклу).

Для выключения стеклоочистителя закрыть кран «Стеклоочиститель».

Запрещается работа стеклоочистителя по сухому стеклу.

Примечание. В момент уборки или выпуска шасси при включенных стеклоочистителях возможно кратковременное прекращение их работы.

7.5.6. УПРАВЛЕНИЕ РАМПой ГРУЗОВОГО ЛЮКА

В полете откат и накат ramпы при тактическом и аварийном управлении осуществляется с рабочего места штурмана, а на земле - с электрощитка, расположенного у шп. № 33.

Тактическое управление рампой грузового люка

Перед управлением рампой убедиться, что:

- переключатели аварийного сброса грузов, находящиеся на рабочих местах командира воздушного судна и штурмана, а также переключатели тактического сброса грузов (тактического и аварийного управления) находятся в положении «Откл»;
- включены АЗС тактического управления рампой, сигнализация грузового люка, аварийного сброса давления воздуха в кабине.

Для отката рампы необходимо:

- установить переключатель тактического управления рампой в положение «Открыто»: при этом происходит сброс давления в кабине до перепада 0,01 кгс/см², закрываются краны весовой подачи воздуха, открываются боковые замки и замки порога, гаснет светосигнализатор закрытого положения грузового люка, включается привод и откатывается рампа: при полностью открытом грузовом люке загорается светосигнализатор открытого положения и отключается привод рампы;
- установить переключатель в положение «Откл».

Для наката рампы необходимо:

- убедиться в отсутствии предметов в проеме грузового люка;
- установить переключатель тактического управления рампой в положение «Закрыт», при этом включится привод рампы, погаснет светосигнализатор открытого положения грузового люка; после наката рампы отключается привод и загорается светосигнализатор закрытого положения грузового люка;
- установить переключатель в положение «Откл».

Аварийное управление рампой грузового люка

Перед управлением рампой убедиться, что:

- переключатели аварийного сброса грузов, расположенные на рабочих местах командира воздушного судна и штурмана, а также переключатели тактического сброса груза (тактического и аварийного управления) находятся в положении «Откл»;
- включены АЗС аварийного управления рампой, сигнализация грузового люка, аварийного сброса давления воздуха в кабине, аварийной насосной станции НС-14.

Для отката рампы необходимо:

- установить переключатель аварийного управления рампой в положение «Открыт»;
- проконтролировать включение насосной станции, открытое положение грузового люка и отключение насосной станции;
- установить переключатель в положение «Откл».

Для наката рампы следует:

- убедиться в отсутствии предметов в проеме грузового люка;
- установить переключатель аварийного управления рампой в положение «Закрыт»;
- проконтролировать включение насосной станции, закрытое положение грузового люка и отключение насосной станции;
- установить переключатель в положение «Откл».

Примечание. Порядок сброса давления, выключения и включения кранов, замков и работы сигнализации такой же, как и при тактическом управлении.

**Управление рампой грузового люка с электрощита и пульта управления,
расположенных у шп. № 33 .**

Управление рампой грузового люка с электрощитка, расположенного у шп. № 33, может производиться только на земле.

Перед управлением рампой убедиться, что:

- переключатели аварийного сброса грузов, расположенные на рабочих местах командира воздушного судна и штурмана, а также переключатели тактического сброса грузов (тактического и аварийного управления) находятся в положении «Откл»;
- включены АЗС аварийного и тактического управления рампой, сигнализация грузового люка, аварийной насосной станции НС-14, аварийного сброса давления воздуха в кабине.

Для отката рампы необходимо.

- нажать и удерживать нажимной переключатель управления рампой в положении «Откат»;
- проконтролировать открытое положение грузового люка по загоранию светосигнализатора «Откат»;
- отпустить нажимной переключатель.

Для наката рампы следует:

- убедиться в отсутствии предметов в проеме грузового люка;
- нажать и удерживать нажимной переключатель управления рампой в положении «Закрыт»;
- проконтролировать включение насосной станции, закрытое положение грузового люка по загоранию светосигнализатора «Закрыт» и отключение насосной станции;
- отпустить нажимной переключатель.

Для подъема рампы необходимо:

- убедиться в отсутствии на рампе и в проеме грузового люка посторонних предметов;
- перевести многопозиционный кран на пульте гидросистемы в положение «К кранам № 1, 2, 3 и авар. систему»;
- установить рукоятку крана № 1 в положение «Подъем рампы» (дрессельный кран должен быть открыт);
- нажать и удерживать переключатель на электрощитке в положении «Закрыт»;
- проконтролировать включение насосной станции, закрытое положение рампы по загоранию светосигнализатора «Закрыт» и отключение насосной станции;
- отпустить нажимной переключатель;
- установить рукоятки крана № 1 и многопозиционного крана в положение «Нейтрально».

Для останова рампы при ее подъеме следует:

- при достижении требуемого, положения рампы отпустить нажимной переключатель;
- закрыть дроссельный кран на пульте;

- установить рукоятку крана № 1 в положение «Нейтрально».

Примечание. При фиксации положения рампы только гидроцилиндрами максимальная величина нагрузки на рампу не должна превышать 200 кгс.

Управление рампой грузового люка с пульта, расположенного у шп. №33, с помощью ручного насоса (только на земле)

Для опускания рампы необходимо:

- проверить, 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 авар. систему»;
- закрыть дроссельный кран;
- установить рукоятку крана № 1 в положение «Подъем рампы» и создать ручным насосом давление;
- перевести рукоятку крана № 1 в положение «Нейтрально»;
- установить рукоятку крана № 3 в положение «Открытие боковых замков»;
- перевести рукоятку крана № 2 в положение «Открытие замков рельсов».

Открытие замков рельсов и боковых замков происходит от давления в гидроаккумуляторе. При отсутствии давления в гидроаккумуляторе открывать замки с помощью ручного насоса, сначала боковые замки, затем замки рельсов.

Для подъема рампы следует:

- убедиться, что боковые замки открыты, посторонние предметы на рампе и 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»; работая ручным насосом, поднять рампу до закрытия замков рельсов и установить рукоятку крана № 1 в положение «Нейтрально»;
- перевести многопозиционный кран в положение «Закрытие замков порога и боковых замков»; работая ручным насосом, закрыть боковые замки, проверить закрытие боковых замков по контрольным меткам на крюках (метки на крюках в закрытом положении должны выходить за корпус вилок на 3-5 мм) и по горению светосигнализатора грузолук закрыт;
- перевести многопозиционный кран в положение «Нейтрально».

Для остановки рампы при подъеме необходимо:

- прекратить при достижении требуемого положения рампы работу ручным насосом;
- закрыть дроссельный кран;
- установить рукоятку крана № 1 в положение «Нейтрально».

Для отката рампы следует:

- убедиться, что боковые подвижные рельсы стоят на замках;

- установить кран включения ручного насоса в положение «Из гидробака»;
- перевести многопозиционный кран в положение «К кранам № 1, 2, 3 и в авар. систему»;
- установить рукоятку крана № 3 в положение «Открытие боковых замков»; работая ручным насосом, открыть боковые замки;
- установить рукоятку крана № 3 в положение «Нейтрально»;
- перевести многопозиционный кран в положение «Открытие замков порога» и работая ручным насосом, открыть замки;
- перевести многопозиционный кран в положение «Откат рампы» и, работая ручным насосом, произвести откат рампы;
- перевести многопозиционный кран в положение «Нейтрально».

Для наката рампы необходимо:

- убедиться, что боковые подвижные рельсы на замках, боковые замки и замки порога открыты и кран включения ручного насоса находится в положении «Из гидробака»;
- перевести многопозиционный кран в положение «Накат рампы» и, работая насосом, произвести накат рампы до крайнего заднего положения;
- перевести многопозиционный кран в положение «Закрытие замков порога и боковых замков» и, работая ручным насосом, закрыть замки порога и боковые замки;
- перевести многопозиционный кран в положение «Нейтрально», убедиться в закрытии замков порога (по щелчкам их срабатывания и утопанию штырей в обтекатель пороговых замков) и в закрытии боковых замков (по контрольным меткам на крюках, а также по загоранию светосигнализатора грузолук закрыт).

Управление грузовым люком с пульта гидросистемы у шп. №33 на самолетах с электрическим управлением боковыми замками

Перед открытием рампы грузового люка, с пульта гидросистемы убедиться, что кабина разгерметизирована.

Для опускания рампы при наличии давления в гидроаккумуляторах основной гидросистемы:

- вручную открыть боковые замки рампы;
- установить рукоятку крана № 2 в положение «Открытие замков рельсов»: рампа опустится под собственной массой до упора о грунт;
- установить рукоятку крана № 2 в положение «Нейтрально» (дрессельный кран должен быть открыт).

При отсутствии давления в гидроаккумуляторах основной гидросистемы необходимо:

- установить кран включения ручного насоса в положение «Из гидробака»;
- вручную открыть боковые замки рампы;
- перевести многопозиционный кран в положение «К кранам № 1, 2, 3 и в авар. систему»;
- установить рукоятку крана № 2 в положение «Открытие замков рельсов» и, работая ручным насосом, открыть замки подвижных рельсов, рампа опустится под собственной массой до упора о грунт;
- установить рукоятку крана № 2 в положение «Нейтрально» и перевести многопозиционный кран в положение «Нейтрально» (дрессельный кран должен быть открыт).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ДЛЯ ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ ПРОСАДКИ РАМПЫ ПРИ ОТКРЫТИИ ЗАМКОВ РЕЛЬСОВ, ЧТО ВОЗМОЖНО ПОСЛЕ ДЛИТЕЛЬНОЙ СТОЯНКИ САМОЛЕТА, ЗАКРЫТЬ ДО ОТКРЫТИЯ ЗАМКОВ РЕЛЬСОВ ДРОССЕЛЬНЫЙ КРАН И СОЗДАТЬ РАБОЧЕЕ ДАВЛЕНИЕ В ГИДРОЦИЛИНДРАХ ПОДЪЕМА РАМПЫ. ПОСЛЕ ОТКРЫТИЯ ЗАМКОВ РЕЛЬСОВ ОПУСТИТЬ РАМПУ, ОТКРЫВ ДРОССЕЛЬНЫЕ КРАНЫ.

Для подъема ramпы следует:

- убедиться, что боковые замки открыты, посторонние предметы на ramпе и в проеме грузового люка отсутствуют, а 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 ramпы», работая ручным насосом, поднять ramпу до закрытия замков рельсов и установить рукоятку крана № 1 в положение «Нейтрально»;
- вручную закрыть боковые замки и убедиться в их закрытии по совпадению контрольных меток на крюках и вилках;
- перевести многопозиционный кран в положение «Нейтрально».

Для отката ramпы необходимо:

- убедиться, что боковые подвижные рельсы стоят на замках;
- установить кран включения ручного насоса в положение «Из гидробака»;
- перевести многопозиционный кран в положение «К кранам № 1, 2, 3 и в авар. систему»;
- вручную открыть боковые замки;
- перевести многопозиционный кран в положение «Открытие замков порога» и, работая ручным насосом, открыть замки;
- перевести многопозиционный кран в положение «Откат ramпы»; работая насосом, произвести откат ramпы и перевести многопозиционный кран в положение «Нейтрально».

Для наката ramпы следует:

- убедиться, что посторонние предметы на ramпе и в проеме грузового люка отсутствуют, боковые подвижные рельсы стоят на замках, боковые замки и замки порога открыты и кран отключения ручного насоса находится в положении «Из гидробака»;
- перевести многопозиционный кран в положение «Накат ramпы» и, работая ручным насосом, произвести накат ramпы до крайнего заднего положения;
- вручную закрыть боковые замки;
- перевести многопозиционный кран в положение «Закрытие замков порога» и, работая ручным насосом, закрыть замки порога;
- перевести многопозиционный кран в положение «Нейтрально», убедиться в закрытии замков порога (по щелчкам их срабатывания и утопанию штырей в обтекателе пороговых замков) и в закрытии боковых замков (по контрольным меткам на крюках и горению светосигнализатора грузолук закрыт).

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

7.5.7. УПРАВЛЕНИЕ АВАРИЙНЫМ ЛЮКОМ ЭКИПАЖА

Для открытия аварийного люка от основной системы необходимо:

- разгерметизировать кабину до давления 0,1 кгс/см²;
- поставить рукоятку крана, расположенного на пульте второго пилота в положение «Открыто»: люк открывается, загорается красный светосигнализатор.

Для закрытия аварийного люка от основной системы следует:

- поставить рукоятку крана в положение «Закрыто»; люк закроется и погаснет светосигнализатор открытого положения люка;
- установить рукоятку крана в нейтральное положение.

Для открытия аварийного люка от аварийной системы необходимо:

- разгерметизировать кабину до давления 0,1 кгс/см²;
- установить переключатель управления аварийным люком на пульте командира воздушного судна в положение «Открыто», при этом откроется люк и на щитке командира воздушного судна загорится красный светосигнализатор.

7.5.8. АВАРИЙНОЕ ФЛЮГИРОВАНИЕ ВИНТА И ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЯ ОТ ГИДРОСИСТЕМЫ

Для аварийного флюгирования воздушного винта и останова двигателя необходимо:

- открыть крышку, прикрывающую ручки кранов флюгирования;
- повернуть ручку аварийного флюгирования винта и останова двигателя (правого или левого) против часовой стрелки, оттянуть вверх и, развернув еще раз против часовой стрелки, поставить на упор: при этом соответствующий двигатель останавливается, а винт переходит во флюгерное положение (от насоса регулятора оборотов).

7.5.9. ВОЗМОЖНЫЕ НЕИСПРАВНОСТИ И ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА

Признак отказа.	Действия экипажа
1. Упало давление в основной гидросистеме (по манометру) до нуля.	Проверить уровень масла в гидробаке: а) при наличии в гидробаке масла не менее 8 л: - при заходе на посадку произвести механический выпуск шасси; - выпуск закрылков произвести от аварийной гидросистемы; - на пробеге торможение колес (при давлении в гидроаккумуляторе тормозов не менее 110 кгс/см ²) выполнить от основной гидросистемы с отключенной антиюзовой автоматикой. ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. СТЕКЛООЧИСТИТЕЛИ И СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ КОЛЕСАМИ ПЕРЕДНЕЙ СТОЙКИ ШАССИ НЕРАБОТОСПОСОБНЫ. ПРИ ДАВЛЕНИИ В ГИДРОАККУМУЛЯТОРЕ ТОРМОЗОВ МЕНЕЕ 110 кгс/см² ИСПОЛЬЗОВАТЬ

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Признак отказа	Действия экипажа
2 Часто срабатывает автомат разгрузки насосов	<p>АВАРИЙНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ. ПОЛЬЗОВАТЬСЯ АВАРИЙНЫМИ КРАНАМИ ВЫПУСКА ЗАКРЫЛКОВ И ТОРМОЖЕНИЯ КОЛЕС МОЖНО ТОЛЬКО ПРИ ЗАКРЫТОМ КРАНЕ ВКЛЮЧЕНИЯ АВАРИЙНОЙ НАСОСНОЙ СТАНЦИИ В ОСНОВНУЮ ГИДРОСИСТЕМУ;</p> <p>б) при отсутствия масла в гидробаке: - при заходе на посадку произвести механический выпуск шасси; - на пробеге торможение колес (при давлении в гидроаккумуляторе тормозов не менее 110 кгс/см²) выполнить от основной гидросистемы с отключенной антиюзовой автоматикой.</p> <p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. СТЕКЛООЧИСТИТЕЛИ, СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ КОЛЕСАМИ ПЕРЕДНЕЙ СТОЙКИ ШАССИ И ЗАКРЫЛКИ НЕРАБОТОСПОСОБНЫ. ПРИ ОТСУТСТВИИ ДАВЛЕНИЯ В ГИДРОАККУМУЛЯТОРЕ ТОРМОЗОВ СИСТЕМА ТОРМОЖЕНИЯ КОЛЕС НЕРАБОТОСПОСОБНА.</p> <p>Необходимо: - следить за давлением в системе; - быть готовым к использованию аварийного выпуска шасси, закрылков и аварийному торможению колес.</p>

7.6. ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА (ПОС)

Общие сведения

Защита самолета от обледенения обеспечивается воздушно-тепловой и электротепловой ПОС до температуры воздуха минус 20°C.

Воздушно-тепловая система защищает от обледенения:

- носки крыла и оперения;
- носки воздухозаборников двигателей АИ-24ВТ;
- входные направляющие аппаратуры (ВНА) двигателей;
- воздухозаборники маслорадиаторов и воздухо-воздушных радиаторов.

Горячий воздух в систему подается от десятой ступени компрессора каждого двигателя АИ-24ВТ.

Электротепловая система защищает от обледенения:

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

- воздушные винты и их обтекатели;
- смотровые стекла пилотов;
- приемники статического и полного давления воздуха;
- датчики сигнализаторов обледенения РИО-3, СО-4АМ и ДУА.

Нагревательные элементы приемников полного и статического давления 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.

Для визуального обнаружения обледенения самолета в полете предназначен указатель обледенения ВУО-У-1.

Указатель установлен за правым боковым стеклом в поле зрения второго пилота. На профиле указателя имеются масштабные метки 10, 20, 30 мм, служащие для оценки толщины слоя льда на профиле указателя, и подсвет профилей указателя в ночное время

Жидкостная система используется для защиты от обледенения блистера штурмана (на самолетах Ан-26Б блистер и жидкостная система отсутствуют). В качестве противообледенительной жидкости в системе используется гидролизный спирт-ректификат, который подается насосом на переднюю часть блистера из бака вместимостью 2,7 л.

Управление ПОС и контроль за ее работой осуществляются с правой панели приборной доски и с правого пульта пилотов (рис. 7.6-1).

Для включения сигнализаторов обледенения РИО-3 и СО-4АМ установить:

- переключатель «Сигнал обледенения» или «Сигнал обледен. самолета» - в верхнее положение;
- переключатель «Винт» в положение. «Осн. сист».

Для включения противообледенительной системы самолета и двигателей установить:

- выключатель «Обогрев стекла ослабл» или «Обогрев стекла интенсив» - в верхнее положение;
- переключатель «Винт» - в положение «Авар. сист»;
- переключатель «Крыло и опер» - в положение «Ручное»;
- переключатель «Лев. ВНА прав» - в положение «Открыто».

После включения ПОС по загоранию светосигнализаторов убедиться в ее нормальной работе.

При исправной системе на правой панели приборной доски должны загореться и непрерывно гореть следующие светосигнализаторы:

- ВНА лев. двигат» и «ВНА прав. двигат»;
- «Отбор на ПОС» или. «Крыло и опер».

Светосигнализаторы «Винт лев. двигат» и «Винт прав. двигат» должны гореть поочередно по 24 с каждый.

После включения ПОС винтов и их обтекателей показания амперметров переменного тока возрастают на 58 - 66 А, а при включении ПОС крыла и оперения происходит падение мощности двигателей по ИКМ на 5 - 10 кгс/см².

Для выключения ПОС самолета, двигателей и сигнализаторов обледенения установить:

- выключатель «Обогрев стекла ослабл» или «Обогрев стекла интенсив» - в положение «Выключено» или «Отключено»;
- переключатель «Винт» - в положение «Откл»;
- переключатель «Крыло и опер» - в положение «Откл»;
- переключатель «Лев. ВНА прав» - в положение «Закрото»;
- переключатель «Сигнал обледенения» или «Сигнал обледенен. самолета» - в положение «Откл».

Проверка противообледенительной системы

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 светосигнальные табло «Отказ ПВД-7 лев». «Отказ ПВД-7 прав. ППД-1».

Работы по проверке ПОС разделяются на выполняемые до запуска и после запуска двигателей

А. Проверка ПОС, выполняемая до запуска двигателя при подключенных на борт аэродромных источниках электроэнергии

Для проверки обогрева ПВД необходимо:

- установить переключатели «Левый летчик - ДУА», «Штурман и самописец», «Правый летчик» в верхнее положение.

При исправной системе должны погаснуть светосигнальные табло «Отказ ПВД-7 лев», «Отказ ПВД-7 прав. ППД-1» и загореться три зеленых светосигнализатора «Обогрев ПВД». Если система обогрева какого-либо приемника неисправна, соответствующий зеленый светосигнализатор не загорается, а будет гореть светосигнальное табло отказа;

- выключить систему обогрева приемников ПВД, установить переключатели «Штурман и самописец» и «Правый летчик» в нижнее положение, а переключатель «Левый летчик - ДУА» - в положение «Откл». При этом светосигнализаторы «Обогрев ПВД» должны погаснуть, а светосигнальные табло «Отказ ПВД-7 лев» и «Отказ ПВД-7 прав. ППД-1» загорятся.

Проверка исправности светосигнальных табло и светосигнализаторов работы ПОС

Для проверки ПОС:

- убедиться по вольтметру в наличии напряжения 27 В;
- нажать кнопку «Контроль ламп» на правой панели приборной доски; должны загореться: «Отбор на ПОС» или «Крыло и опер» - два сигнализатора, «ВНА винт лев. двигат» - два светосигнализатора; «ВНА винт прав. двигат» - два светосигнализатора;
- нажать кнопку контроля табло Т-4У2 и Т-6У2 на правой панели приборной доски; должны загореться светосигнальные табло «Обледенение», «Обледен. лев. двиг», «Обледен. прав. двиг»;

Ан-26
 РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

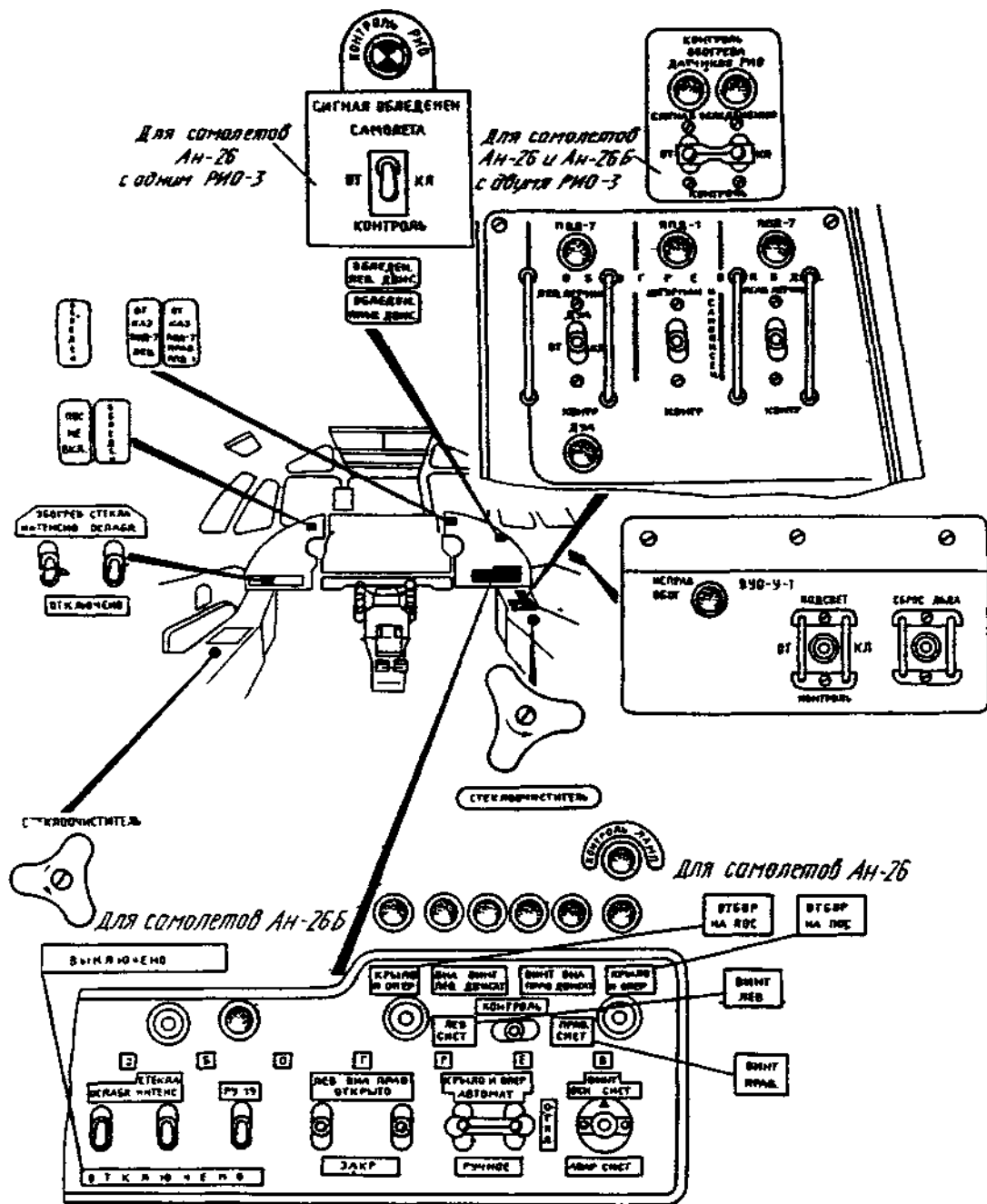


Рис. 7.6-1. Расположение органов управления и сигнализации ПОС в кабине экипажа

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

- нажать кнопку контроля табло Т-4У2 на левой панели приборной доски; должно загореться светосигнальное табло «Обледенение», светосигнальное табло «ПОС не включено» мигает.

Для проверки сигнализаторов РИО-3 следует:

- убедиться по вольтметру в наличии переменного тока напряжением 115 В и постоянного тока напряжением 27 В;
- установить переключатель «Сигнал обледенен, самолета» в положение «Контроль». При исправном обогреве штыря сигнализатора должен загореться светосигнализатор «Контроль РИО».

Для самолетов с двумя сигнализаторами РИО-3 при исправном обогреве штырей сигнализаторов должны загореться два светосигнализатора «Контроль обогрева датчиков РИО»:

- установить после погасания светосигнализаторов переключатель «Сигнал обледенения» или «Сигнал обледенен, самолета» в положение «Откл».

На самолете, оборудованном визуальным указателем обледенения ВУО-У-1, для проверки исправности нагревательного элемента профиля ВУО-У-1 необходимо:

- включить АЗС-10;
- установить переключатель «Подсвет - Контроль» в положение «Контроль», должны загореться светосигнализатор «Исправ. обогрев» и лампа подсвета профиля указателя (рис. 7.6-2).

Для проверки сигнализатора СО-4АМ установить:

- переключатель «Винт» - в положение «Осн. сист» на 5-10 с.

При исправных сигнализаторах загорятся светосигнализаторы «Облед. лев. двигат» и «Облед. прав. двигат»;

- переключатель «Винт» - в положение «Откл»; светосигнализаторы погаснут.

Для проверки обогрева смотровых стекол пилотов и стеклоочистителей необходимо:

- включить выключатель «Обогрев стекла ослабл» и через 2 мин проверить на ощупь нагрев стекол;
- через 8-10 мин включить выключатель «Обогрев стекла интенсив» и через 1-2 мин проверить на ощупь нагрев стекол;
- по окончании проверки выключить сначала выключатель «Обогрев стекла интенсив», а затем «Обогрев стекла ослабл»;
- включить краны стеклоочистителей, и проверить работу стеклоочистителей.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ПРИ ТЕМПЕРАТУРЕ ВОЗДУХА ОТ 30°С И ВЫШЕ СИСТЕМА ОБОГРЕВА СТЕКОЛ ВКЛЮЧАТЬСЯ НЕ БУДЕТ ВСЛЕДСТВИЕ ОТКЛЮЧЕНИЯ ЕЕ АВТОМАТОМ АОС-81М.

2. **ЗАПРЕЩАЕТСЯ** ВКЛЮЧЕНИЕ ИНТЕНСИВНОГО ОБОГРЕВА СТЕКОЛ НА ВРЕМЯ БОЛЕЕ 3 МИН.

3. ПРИ ОТСУТСТВИИ АЭРОДРОМНЫХ ИСТОЧНИКОВ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ ПРОВЕРКУ ОБОГРЕВА СМОТРОВЫХ СТЕКОЛ ПИЛОТОВ И СТЕКЛООЧИСТИТЕЛЕЙ ПРОИЗВОДИТЬ ПОСЛЕ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЕЙ.

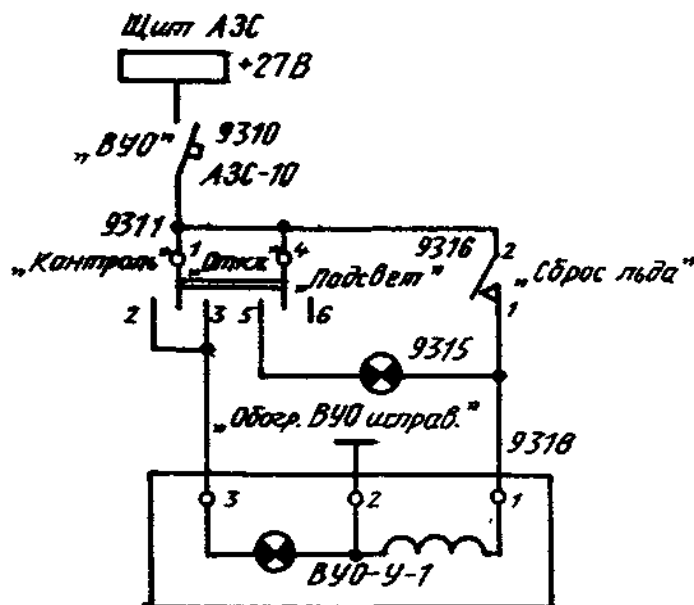


Рис. 7.6-2. Электросхема управления и контроля ВУО-У-1

Исправность ПОС блистера штурмана проверить при наличии спирта в баке системы:

Для проверки ПОС блистера штурмана установить:

- ручку перекрывного крана системы - в положение «Открыто»;
- переключатель реостата управления системой - 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».

Б. Проверка ПОС после запуска двигателей

С момента нажатия кнопки запуска левого или правого двигателя загораются светосигнализаторы «Облед. лев. двигат» или «Облед. прав. двигат». светосигнализаторы гаснут при достижении частоты вращения 50-60% по ИТЭ-2.

Убедиться по вольтметру, что генератор переменного тока ГО-16ПЧ8 выдает напряжение 115 В.

Установить режим работы двигателей 0,4 номинального [(23±2)° по УПРТ-2].

Для проверки ПОС ВНА установить:

- переключатели «Лев. ВНА. Прав» - в положение «Открыто; через 5-10 с загораются два зеленых светосигнализатора «ВНА лев. двигат» и «ВНА прав. двигат»;
- переключатели «Лев. ВНА. Прав» - в положение «Закрыто»; светосигнализаторы должны погаснуть.

Для проверки ПОС. винтов и их обтекателей установить:

- переключатель «Винт» - в положение «Осн. сист»;
- нажимной переключатель «Контроль» - в положение «Винт лев» или «Лев. сист» («Винт прав» или «Прав. сист»); на время нажатия загорятся светосигнализаторы «Винт лев. двигат» («Винт прав, двигат»), «Облед. лев. двигат» («Облед. прав. двигат»);
- переключатель «Винт» - в положение «Авар, сист»; светосигнализаторы «Винт лев. двигат» и «Винт прав. двигат» должны загораться поочередно с интервалом в 24 с, показания амперметра увеличатся на 60-65 А;
- переключатель «Винт» - в положение «Откл»; светосигнализаторы погаснут.

Для проверки ПОС крыла и оперения при ручном включении установить:

- переключатель «Крыло и опер» - в положение «Ручное»; через 30-40 с загорятся лампы кнопки «Отбор на ПОС» или «Крыло и опер» и мощность по ИКМ упадет на 5-10 кгс/см²;
- переключатель «Крыло и опер» - в положение «Откл»; лампы-кнопки погаснут.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВО ИЗБЕЖАНИЕ ТЕМПЕРАТУРНОЙ ДЕФОРМАЦИИ НОСКОВ КРЫЛА И ОПЕРЕНИЯ ПОС ВЫКЛЮЧАТЬ СРАЗУ ПОСЛЕ ЗАГОРАНИЯ ЛАМП-КНОПОК «ОТБОР НА ПОС» ИЛИ «КРЫЛО И ОПЕР», ЕСЛИ В ТЕЧЕНИЕ 1 – 1,5 МИН ПОСЛЕ ВКЛЮЧЕНИЯ ОБОГРЕВА КАКАЯ-ЛИБО ИЗ ДВУХ ЛАМП-КНОПОК НЕ ЗАГОРЕЛАСЬ, ВЫКЛЮЧИТЬ ПОС И ПРОВЕРИТЬ РАБОТУ СООТВЕТСТВУЮЩЕГО КРАНА. ИСПРАВНОСТЬ ЛАМП-КНОПОК «ОТБОР НА ПОС» ИЛИ «КРЫЛО И ОПЕР» ПРОВЕРИТЬ ПРИ ИХ НАЖАТИИ.

Для проверки системы обогрева двигателя РУ19А-300 установить:

- переключатель «РУ19» - в верхнее положение; через 30-40 с по загоранию светосигнализатора убедиться в открытии крана;
- переключатель «РУ-19» - в положение «Выключено» или «Отключено»; светосигнализатор погаснет.

7.7. ВЫСОТНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

7.7.1. СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА (СКВ)

1. Отбор воздуха для системы кондиционирования производится от двух двигателей за десятой ступенью компрессора.

Система кондиционирования воздуха предназначена для поддержания необходимой температуры, давления воздуха и воздухообмена в герметичной кабине самолета. Система кондиционирования состоит из двух одинаковых (правой и левой) подсистем подачи воздуха в кабины с регулированием расхода и температуры воздуха.

Системы подачи воздуха объединены линией кольцевания. На рис. 7.7-1 представлена принципиальная схема системы кондиционирования воздуха в гермокабине.

Величина весовой подачи воздуха регулируется запорными кранами и контролируется по указателям расхода воздуха УРВК-18К. При автоматическом регулировании расход воздуха поддерживается постоянным в пределах 3,5-4,5 ед.

2. В кабине экипажа воздух из системы кондиционирования поступает:

- на обдув остекления фонаря кабины;

- на блистеры (штурмана и астролока); подача воздуха на блистер штурмана регулируется вместе с подачей воздуха на стекло командира воздушного судна;
- на обдув ног членов экипажа.

Воздух в грузовую кабину поступает через нижние или верхние короба в зависимости от температуры подаваемого воздуха (при температуре выше 20°C - через нижние .короба, ниже 20°C - через верхние), переключение осуществляется автоматически.

Нормальная эксплуатация

1 Отбор воздуха от двигателей включается:

- до взлета после запуска и опробования двигателей, а также на рулении;
- после взлета и перевода двигателей на номинальный или максимальный режим работы.

Выключается отбор воздуха при заходе на посадку после четвертого разворота. При запотевании стекол кабины экипажа допускается отбор воздуха на СКВ до 1 ед. по УРВК-18К.

2. Исходное положение органов управления перед запуском двигателей и взлетом:

АЗСы	Включены
Задатчики температуры воздуха	20±2 °С
Переключатели:	
«Управление подачей воздуха в кабины»	«Закр»
«Регулирование температуры в кабинах»	«Автомат»
Краны:	
«Подача воздуха на остекление»	Закрывает
«Подача воздуха к ногам»	Открывает

3. Предполетная подготовка системы кондиционирования воздуха производится после запуска и прогрева двигателей и заключается в проверке отбора воздуха от двигателей на систему.

Для проверки необходимо:

- открыть форточку в кабине экипажа;
- кратковременно (1 - 2 с) нажимая переключатели «Управление подачей воздуха в кабины» в положение «Откр», довести расход воздуха от каждого двигателя до 3,5-4,5 ед. по УРВК, а затем установить переключатели в положение «Автомат». Расход воздуха должен быть постоянным.

Примечание. При автоматическом регулировании весовой подачи воздуха допускается кратковременное отклонение расхода воздуха на величину не более 1,0 ед. по УРВК;

- на задатчике температуры воздуха установить значение на 10-15°C выше (ниже) температуры воздуха в кабине. На указателе температуры «t° нагнет. воздуха в кабины» стрелки должны показывать повышение (понижение) температуры. При этом температура подаваемого воздуха автоматически ограничивается пределами (5±5)°C и (110±10)°C.

Разбалансировать температуру подаваемого воздуха левой и правой системой на 15-20°C, поставить переключатели в положение «Автомат» и убедиться, что значения температуры в обеих системах выравниваются.

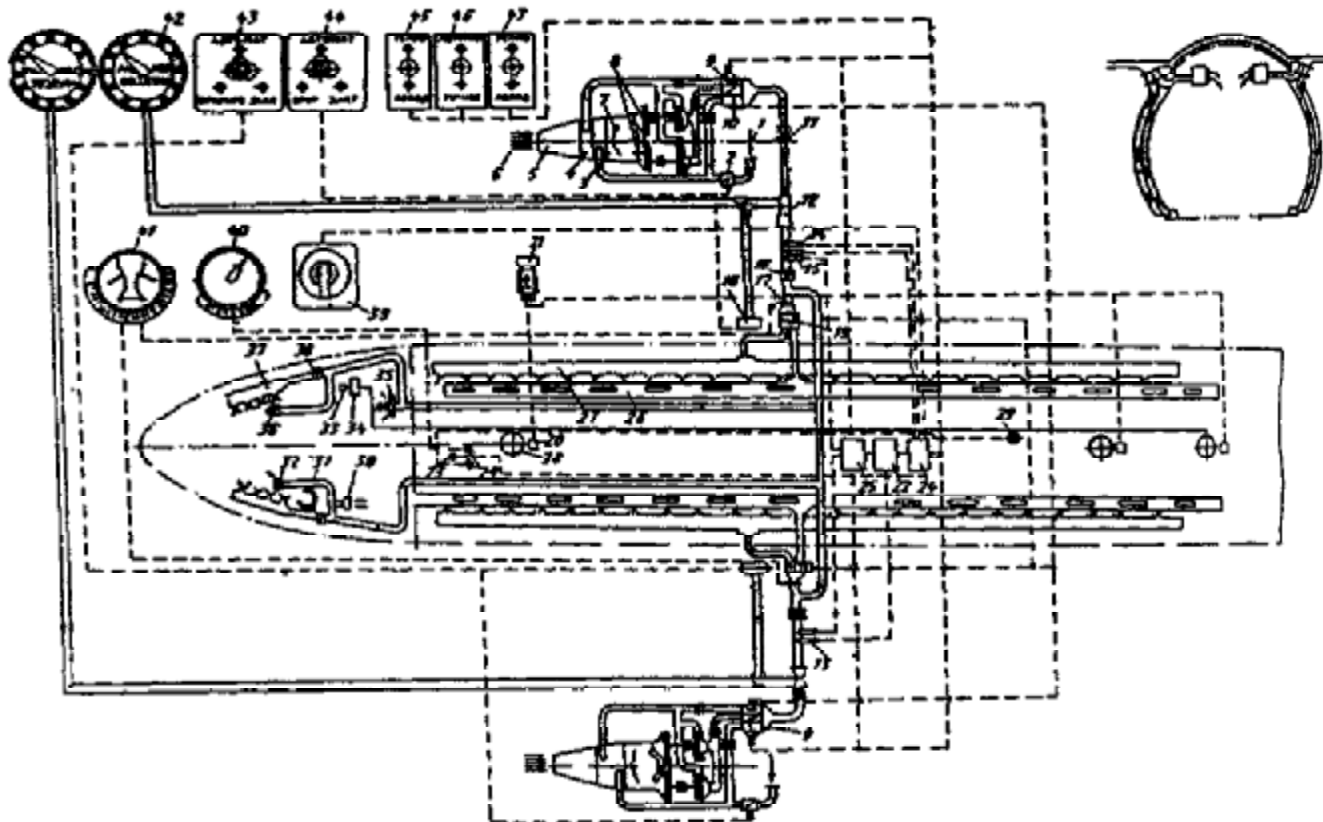


Рис. 7.7-1. Принципиальная схема системы кондиционирования воздуха в гермокабине:

1 - патрубок отбора воздуха от двигателей; 2 - запорный кран; 3 - выходной канал ВВР; 4 - воздухо-воздушный радиатор; 5 - входной канал ВВР; 6 - воздушный поток; 7 - заслонка выходного канала ВВР; 8 - турбохолодильник; 9 - смесительный кран; 10 - концевой выключатель электромеханизма МПК-13БТВ; 11 - температурный компенсатор; 12 - датчик расхода воздуха (трубка Вентури); 13 - датчик ограничения температуры нагнетаемого воздуха из комплекта АРТ-56-6; 14 - датчик скорости изменения температуры нагнетаемого воздуха из комплекта АРТ-56-6; 15 - датчик температуры нагнетаемого воздуха из комплекта АРТ-56-6; 16 - обратный клапан; 17 - датчик температуры нагнетаемого воздуха; 18 - командный прибор системы АРВП; 19 - распределительный кран подачи воздуха в корпуса и панели; 20 - соленоидный клапан; 21 - выключатель аварийного сброса давления; 22 - блок ограничения температуры воздуха из комплекта АРТ-56-6; 23 - датчик температуры воздуха в кабине из комплекта АРТ-56-6; 24 - блоку управления системы АРТ-56-6; 25 - блок синхронизации системы АРТ-56-6; 26 - верхний распределительный короб; 27 - нижний распределительный короб; 28 - выпускной клапан; 29 - датчики температуры воздуха в кабине из комплекта ТВ-19; 30 - кран обогрева ног штурмана; 31 - обогрев блистера; 32 - кран обогрева ног командира воздушного судна; 33 - воздушный фильтр; 34 - регулятор давления; 35 - кран обогрева ног бортрадиста; 36 - кран обогрева ног второго пилота; 37 - труба для обдува стекол; 38 - кран обогрева стекол; 39 - задатчик температуры воздуха в кабине; 40 - указатель температуры воздуха в кабине из комплекта ТВ-19; 41 - указатель температуры нагнетаемого воздуха из комплекта 2 ТУЭ-111; 42 - указатель расхода воздуха УРВК-18К; 43 - переключатель управления весовой подачи воздуха левой подсистемы; 44 - переключатель управления весовой подачи воздуха правой подсистемы; 45 - переключатель ручного регулирования температуры воздуха левой подсистемы; 46 - переключатель автоматического и ручного регулирования температуры воздуха; 47 - переключатель ручной регулировки температуры воздуха правой подсистемы

После проверки, не выключая отбора воздуха от двигателей, установить переключатели «Управление подачей воздуха в кабины» в нейтральное положение, а переключатели «Регулирование температуры в кабинах» - в исходное положение.

На предварительном старте необходимо:

- закрыть отбор воздуха от двигателей;
- закрыть форточку;
- проверить установку органов управления системой СКВ в исходное положение.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. НА ВЗЛЕТНОМ РЕЖИМЕ ЗАПРЕЩАЕТСЯ ОТБОР ВОЗДУХА ОТ ДВИГАТЕЛЕЙ НА СКВ.

4. После взлета и перевода двигателей на номинальный или максимальный режим работы включить отбор воздуха от двигателей, для чего: кратковременно (1-2 с) нажимая переключатели «Управление подачей воздуха в кабины» в положение «Откр», довести расход воздуха от каждого двигателя до 3,5-4,5 ед. по УРВК и установить переключатели в положение «Автомат», расход воздуха должен быть постоянным.

Температура подаваемого воздуха контролируется по указателю «t° нагнет. воздуха в кабины» и должна находиться в пределах от 0 до 120°C. Для ускоренного выхода температурного режима в кабинах на заданный в целях разогрева или охлаждения можно использовать ручное регулирование температуры воздуха в кабинах, для чего:

- переключатель «Регулирование температуры в кабинах» установить в положение «Ручное»;
- нажимая переключатели «Ручное - Лев. сист. прав» в положение «Тепло» или «Холод», довести температуру подаваемого воздуха по указателю до (110±10)°C при разогреве и до (5±5)°C при охлаждении;
- после этого переключатель «Регулирование температуры в кабинах» установить в положение «Автомат». Задатчик температуры установить на 20°C.

Примечания: 1. Чтобы исключить случаи превышения температуры более 120°C (или ниже 0°C) в диапазонах температур 70-90°C или 20-0°C по указателю «t° нагнет. воздуха в кабины», нажимать переключатели «Ручное» в положение «Тепло» или «Холод» импульсами 2-3 с с интервалами 8-10 с.

2. При разогреве (или охлаждении) кабин возможны кратковременные (не более 2 мин) превышения температуры подаваемого воздуха до 140°C (или минус 10°C).

В полете температура воздуха в кабине экипажа должна поддерживаться в пределах (20±2)°C, контроль за температурой воздуха в кабинах осуществляется по указателям «t° в грузовой кабине», «t° в кабины экипажа».

Температуру воздуха у рабочих мест членов экипажа регулировать изменением подачи воздуха с помощью кранов обдува ног и кранов обогрева остекления кабин.

При запотевании остекления фонаря кабины экипажа включить подачу воздуха на остекление.

5. При полетах в условиях обледенения необходимо перейти на ручное управление отбором воздуха от двигателей и уменьшить расход от каждого двигателя до 2 ед. по УРВК.

При отказе одного двигателя в условиях обледенения расход воздуха от работающего двигателя поддерживать 1 - 1,5 ед. по УРВК.

Неисправности и действия экипажа

1. Не регулируется автоматически отбор воздуха от двигателей (отказ АРВП).

Экипажу:

- перейти на ручное управление отбором воздуха от двигателей, для чего, кратковременно нажимая переключатели «Управление подачей воздуха в кабины» в положение «Откр» или «Закр», поддерживать расход воздуха 3,5-4,5 ед. по УРВК.

2. Не регулируется автоматически температура воздуха в кабинах (отказ АРТ).

Экипажу:

- перейти на ручное управление температурой воздуха в кабинах, для чего переключатель «Автомат - Ручное» установить в положение «Ручное» и, нажимая переключатели ручного регулирования температуры воздуха в. положение «Тепло» или «Холод», поддерживать необходимую температуру в кабинах. Не допускать, чтобы температура подаваемого воздуха в кабины выходила за пределы 0-120 °С.

3. В кабины самолета поступает дым и запах гари из системы кондиционирования воздуха.

Экипажу:

- поочередно закрывая и открывая отбор воздуха от каждого двигателя, определить неисправную систему и отключить отбор воздуха от этого двигателя;
- если источником загрязнения являются обе системы кондиционирования воздуха, то необходимо закрыть отбор воздуха от обоих двигателей, выполнить снижение до высоты 3000 м и произвести посадку в ближайшем аэропорту.

7.7.2. СИСТЕМА РЕГУЛИРОВАНИЯ ДАВЛЕНИЯ ВОЗДУХА В КАБИНЕ (СРД)

1. Система регулирования давления воздуха в кабине пневматического типа состоит из командного прибора и трех выпускных клапанов, которые по сигналам командного прибора стравливают в атмосферу необходимое количество воздуха, поступающего в кабину из системы кондиционирования, в целях поддержания заданного закона регулирования давления.

Кроме указанного выпускные клапаны могут открываться в следующих случаях:

- автоматически при повышении избыточного давления в кабине до 0,334 кгс/см² и при снижении давления в кабине менее атмосферного на 0,02 кгс/см² для предохранения кабины от разрушения;
- вручную при включении выключателя «Авар, сброс давл» для разгерметизации кабины. На рис. 7.7-2 представлен командный прибор.

2. Командный прибор имеет следующие органы управления:

- трехходовой кран, который имеет три положения: «Включен», «Проверка регулировки», «Выключен». Рабочее положение крана - «Включен». В этом положении рукоятка крана должна быть законтрена;
- рукоятка «Избыточное давление» и шкала со стрелкой задатчика избыточного давления воздуха в кабине. Для нормального полета устанавливается величина 0,3 кгс/см²;
- рукоятка и шкала со стрелкой «Начало герметизации» для установки величины барометрического давления на аэродроме вылета и аэродроме посадки. Начало

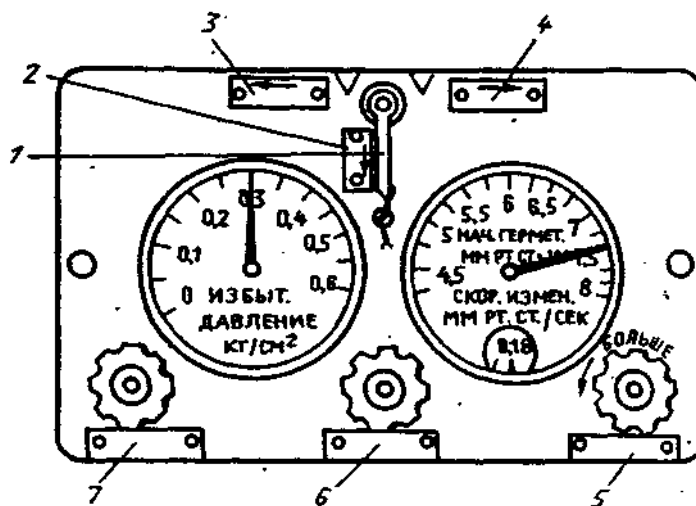


Рис. 7.7-2. Командный прибор (изд. 2077):

1 - трехходовой кран; 2 - положение «Включен». 3 - положение «Выключен»; 4 - положение «Проверка регулировки»; 5 - датчик «Скорость изменения давления»; 6 - датчик «Начало герметизации»; 7 - датчик «Избыточное давление»

герметизации кабины обеспечивается при барометрическом давлении от 430 до 806 мм рт. ст. что соответствует высоте по МСА от 4730 до 500 м ниже уровня моря соответственно;

- рукоятка и поворотная шкала «Скорость изменения давления» для установки величины скорости изменения давления кабине. Для нормального полета эта величина равна 0,18 мм рт. ст./с.

На командном приборе устанавливается величина избыточного давления 0,3 кгс/см² начала герметизации (давление на аэродроме вылета или посадки) и скорости изменения давления 0,18 мм рт.ст./с. График изменений давления в кабине в зависимости от высоты полёта представлен на рис. 7.7-3.

3. Работа системы регулирования давления воздуха в кабине контролируется с помощью указателя высоты и перепада давлений УВПД-15 и кабинного вариометра ВР-10, расположенных на средней приборной доске пилотов.

При исправной работе системы регулирования давления показания указателя УВПД-15 и вариометра ВР-10 должны быть следующие:

- «высота» в кабине. При наборе высоты после начала герметизации кабины она должна сохраняться постоянной до достижения в кабине максимального значения эксплуатационного перепада ($0,3 \pm 0,02$) кгс/см². В дальнейшем с увеличением высоты полета «высота» в кабине увеличивается и в полете на 6000 м должна равняться (2300 ± 200) м;

- избыточное давление. После начала герметизации с увеличением высоты полета оно должно увеличиваться и на определенной высоте, зависящей от установленной

величины давления начала герметизации, достигнуть $(0,3 \pm 0,02)$ кгс/см². В дальнейшем с увеличением высоты полета избыточное давление должно поддерживаться постоянным и равным $(0,3 \pm 0,02)$ кгс/см² (см. рис. 7.7-3);

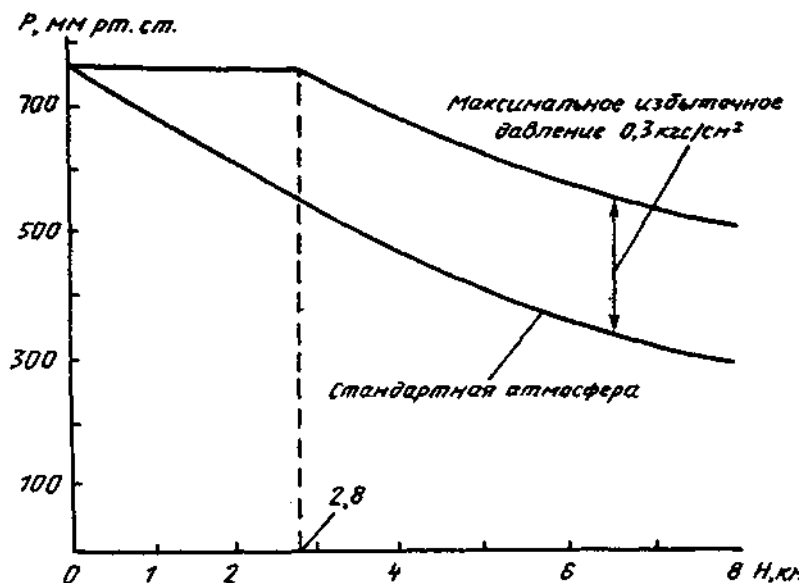


Рис. 7.7-3. График изменения давления воздуха в кабине в зависимости от высоты полета

- скорость изменения «высоты» в кабине по кабинному вариометру до достижения эксплуатационного перепада $(0,3 \pm 0,02)$ кгс/см² равна нулю. Затем «высота» в кабине увеличивается пропорционально вертикальной скорости самолета.

При увеличении в кабине «высоты» до (3000 ± 150) м срабатывает звуковая сигнализация, загораются светосигнальное табло «Кислород» на средней приборной доске пилотов и светосигнализатор «Пользуйся кислородом» (2 шт.), установленные на приборных панелях штурмана и бортрадиста.

4. При необходимости разгерметизация кабины в полете может производиться с помощью:

- выключателя «Авар. сброс давл», расположенного на средней приборной доске пилотов. При включенном выключателе, кроме принудительного полного открытия выпускных клапанов, происходит закрытие отбора воздуха от двигателей в систему кондиционирования;
- датчика избыточного давления воздуха на командном приборе. Разгерметизация кабины в этом случае происходит при переводе стрелки датчика в сторону нулевой отметки шкалы.

5 Питание цепей управления соленоида аварийного сброса давления и высотного сигнализатора осуществляется от аварийной шины системы электроснабжения постоянного тока через АЗС-2 «Авар. сброс давл» и АЗС-5 «Высотн. сигнал» на щитке АЗС.

Нормальная эксплуатация

1. Предполетная подготовка системы регулирования давления воздуха в кабине производится до запуска двигателей и заключается в следующем:

а) установка органов управления СРД в исходные положения:

Выключатель «Авар. сброс давл» «Выключен», рукоятка закрыта предохранительным колпачком

На командном приборе:

Трехходовой кран «Включен», рукоятка законтрена

Задатчики:

«Избыточное давление» 0,3 кгс/см²

«Начало герметизации» Давление на аэродроме вылета

«Скорость изменения давления» 0,18 мм рт. ст/с

б) проверка положения стрелок указателя УВПД-15 и вариометра. Стрелка вариометра должна находиться против нулевой отметки шкалы с отклонением не более 0,5 деления шкалы. При снятой заглушке с ПВД-7 системы питания статическим давлением приборов второго пилота стрелка высоты указателя УВПД-15 должна показывать абсолютную высоту аэродрома вылета, а стрелка перепада давления - находиться против нулевой отметки.

2. Работу СРД контролировать в следующих случаях:

- после взлета и включения отбора воздуха от двигателей в систему кондиционирования;
- периодически в наборе высоты и в полете на заданном эшелоне;
- после изменения высоты эшелона;
- после установки задатчика «Начало герметизации» на давление аэродрома посадки.

Если в режиме набора высоты установившийся фактический перепад давления по указателю УВПД-15 будет отличаться от 0,3 кгс/см² не более чем на $\pm 0,02$ кгс/см², то изменив положение рукоятки задатчика «Избыточное давление», установить давление, равное 0,3 кгс/см².

При исправной СРД изменение положения рукоятки должно быть не более чем на 1-2 зуба фиксатора рукоятки (стрелка задатчика перемещается в пределах ширины риски деления шкалы).

3. Разгерметизацию кабины с помощью выключателя «Авар. сброс давл» производить в следующих случаях:

- перед аварийной посадкой самолета на высоте не более 1500 м;
- при увеличении избыточного давления в кабине более 0,35 кгс/см² по УВПД-15 из-за неисправности СРД.

4. Перед началом снижения с высоты эшелона установить стрелку задатчика «Начало герметизации» на деление шкалы, соответствующее давлению аэродрома посадки.

В начале установившегося снижения перепад давлений и «высота» в кабине уменьшаются [кабинный вариометр показывает $(2_{-0,5}^{+1})$ м/с «Спуск»].

Неисправности и действия экипажа

1. После включения отбора воздуха от двигателей в систему кондиционирования в режиме набора высоты не происходит герметизация кабины.

Экипажу:

- проверить соответствие положения органов управления исходному положению;
- проконтролировать показания приборов УРВК;
- убедиться в закрытии дверей, люков и форточек.

Если после принятых мер герметизация кабины не происходит, то в зависимости от обстановки командир воздушного судна может принять решение; продолжить полет на расчетной высоте с использованием кислорода или продолжить полет на высоте 3000 м и ниже без использования кислорода, или произвести посадку на аэродроме вылета.

2. В режиме набора высоты установившийся фактический перепад давления по указателю УВПД-15 не равен $(0,3 \pm 0,02)$ кгс/см².

Экипажу:

- попытаться установить фактический перепад давления в кабине $(0,3 \pm 0,02)$ кгс/см², медленно изменив положение стрелки задатчика «Избыточное давление» в соответствующую сторону в пределах $\pm 0,05$ кгс/см² (одно деление шкалы).

3. Перепад давления увеличивается до $0,35$ кгс/см² по указателю УВПД-15.

Экипажу:

- выполнить действия, указанные выше;
- если перепад давления не уменьшается, то уменьшить отбор воздуха от двигателей настолько, насколько это необходимо для поддержания нормального перепада давления в кабине $[(0,3 \pm 0,02)$ кгс/см²];
- перед посадкой после закрытия отбора воздуха от двигателей разгерметизировать кабину выключателем «Авар. сброс. давл».

4. Перепад давления по указателю УВПД-15 увеличился более $0,35$ кгс/см².

Экипажу:

- разгерметизировать кабину с помощью выключателя «Авар. сброс. давл»;
- надеть кислородные маски;
- командиру воздушного судна принять решение о необходимости изменения высоты полета в зависимости от обстановки.

5. Перепад давления по указателю УВПД-15 уменьшился до значения, при котором срабатывает сигнализация разгерметизации.

Действия экипажа при разгерметизации кабины указаны в подразд. 5.3.

7.8. КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Общие сведения

1. На самолете установлено стационарное и переносное кислородное оборудование для обеспечения членов экипажа и пассажиров кислородом в полете.

Принципиальная схема стационарной кислородной системы самолета приведена на рис: 7.8-1.

2. Состав стационарного кислородного оборудования:

- два баллона высокого давления (до 150 кгс/см²). Вместимость каждого баллона равна 25 л. Баллоны расположены по правому борту между шп. № 9 и 10.
- кислородные приборы КП-24М для каждого члена экипажа. Каждый прибор КП-24М установлен в комплекте со следующим оборудованием: кислородный вентиль КВ-2МС, редуктор КР-24, манометр-индикатор ИК-18Н и кислородная маска КМ-32;
- щиток заправки системы кислородом. На щитке установлены: вентиль КВ-2МС, манометр МА-250К и зарядный штуцер. Щиток расположен рядом с кислородными баллонами;
- щиток подзарядки переносных кислородных баллонов. На щитке установлены: вентиль КВ-2МС, редуктор КР-15, манометр МА-13М и зарядный шланг. Щиток расположен на стенке этажерки шп. № 9 (правый борт).

Кислородный прибор КП-24М обеспечивает:

- повышение пропорционально высоте процентного содержания кислорода в смеси, при открытом выключателе подсоса, начиная с высоты примерно 2 км;
- подачу чистого кислорода на любой высоте при закрытом выключателе подсоса (положение «100 % O₂»);
- аварийную подачу кислорода при открытом вентиле аварийной подачи. Рукоятка вентиля (флажок) окрашена в красный цвет.

3. Количество кислорода в баллонах стационарной системы контролируется по показанию манометра МА-250К, расположенного на зарядном щитке.

Показания манометра при нормальной и минимальной зарядках системы кислородом в зависимости от температуры воздуха в грузовой кабине приведены в табл. 7.8-1.

Контроль подачи кислорода в маску КМ-32АГ производится с помощью манометра-индикатора ИК-18Н. При подаче кислорода в маску лепестки индикатора открываются.

При разгерметизации кабины и увеличении «высоты» в кабине до (3000±150) м загораются светосигнальное табло «Кислород» на средней приборной доске пилотов и светосигнализаторы «Пользуйся кислородом» на приборных панелях штурмана и бортрадиста.

4. Переносное кислородное оборудование предназначено для питания кислородом членов экипажа при передвижении в разгерметизированной кабине.

Переносное кислородное оборудование состоит из двух кислородных баллонов КБ-2 вместимостью по 7,8 л (давление 30 кгс/см²) и двух кислородных масок КМ-15И. На каждом баллоне установлены: вентиль, манометр, кислородный прибор КП-21. Баллоны КБ-2 и кислородные маски КМ-15И в специальных сумках расположены на стенке этажерки у шп. № 10 (правый борт).

Кислородный прибор КП-21 обеспечивает:

- непрерывную подачу кислорода в маску с автоматическим регулированием величины подачи по высотам;
- непрерывную увеличенную подачу кислорода независимо от высоты при открытом красном вентиле «Авария».

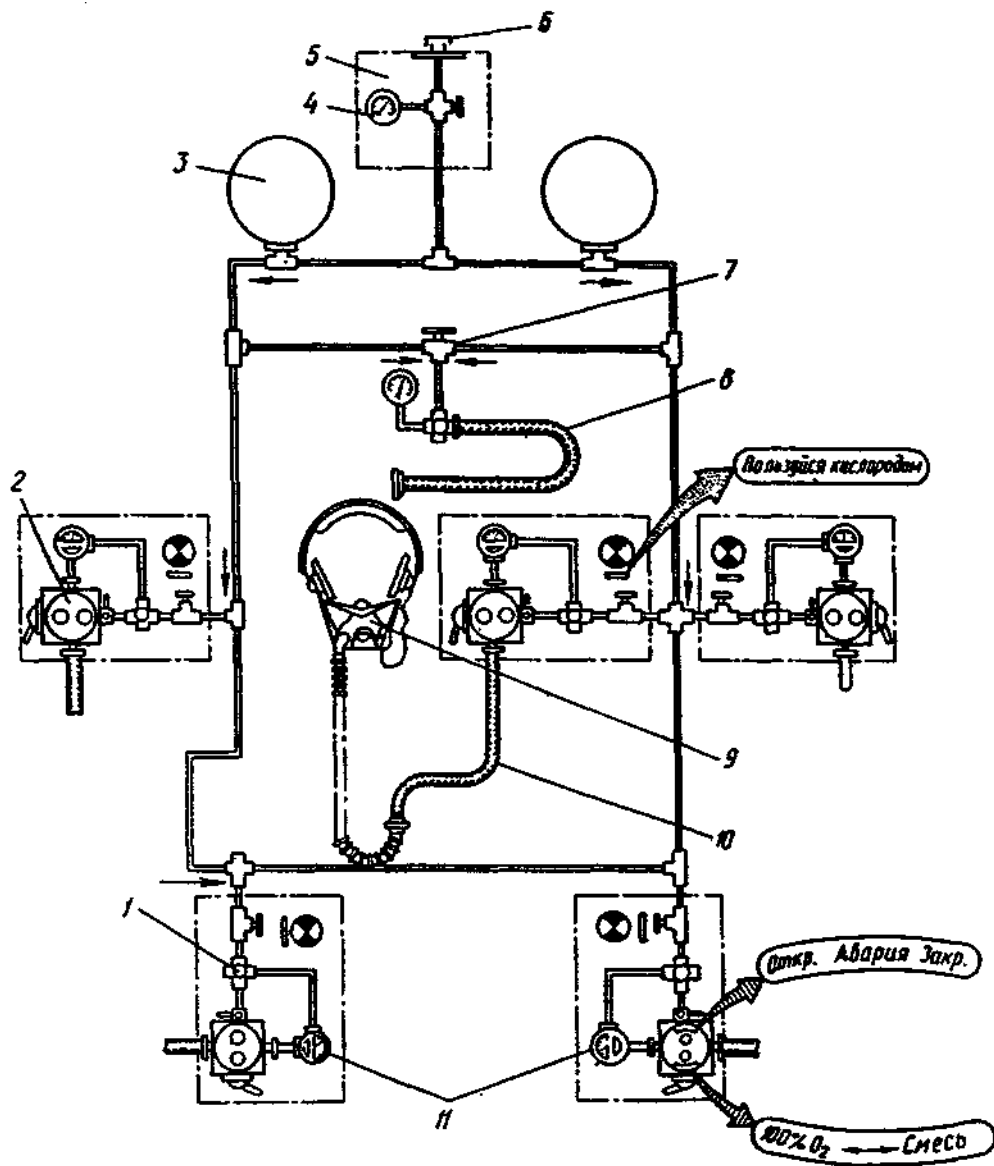


Рис. 7.8-1. Принципиальная схема стационарной кислородной системы:

1 - кислородный редуктор КР-15; 2 - кислородный прибор КП-24М; 3 - шаровой кислородный баллон УБШ-25/150; 4 - кислородный манометр МК-12; 5 - щиток борозарядки кислородных баллонов; 6 - зарядный штуцер; 7-кислородный вентиль КВ-2МС; 8 - шланг для ползарядки переносных кислородных баллонов; 9 - кислородная маска КМ-32АГ с микрофоном; 10-кислородный шланг КШ-24; 11 - манометр-указатель ИК-18Н (кислородный индикатор)

Подзарядка баллонов КБ-2 в полете может производиться от стационарной системы с помощью щитка подзарядки.

Нормальная эксплуатация

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

1. Предполетная проверка кислородного оборудования каждым членом экипажа включает следующие проверки:

- герметичности кислородной маски. При закрытых вентилях прибора, аварийной подаче и установке выключателя подсоса воздуха в положение «100% O₂» вдох через маску произвести невозможно;
- зарядки кислородных баллонов стационарной системы и баллонов КБ-2 по показаниям манометра;
- подачи кислорода в маску. При открытом вентиле прибора и установке выключателя подсоса воздуха в положение «100 % O₂» лепестки индикатора потока должны открываться при каждом вдохе;
- аварийной подачи кислорода. При открытом вентиле «Авария» на приборе КП-24М лепестки индикатора потока должны открываться полностью;
- связи по СПУ при подсоединенном штекере микрофона кислородной маски к авиагарнитуре.

2. Положение кислородных масок и органов управления на приборах КП-24М после предполетной проверки должно быть следующее:

Приборный вентиль	«Открыто»
Выключатель подсоса воздуха	«Смесь»
Рукоятка аварийной подачи	«Закрыто»
Кислородная маска	Подсоединена, проверена и находится в положении, готовом к применению

3. Кислородные маски надеваются в следующих случаях:

- при разгерметизации кабины;
- при появлении дыма в кабине;
- для снижения утомляемости (через каждые 2 ч на 10 мин);
- при затрудненном дыхании или плохом самочувствии.

4. При появлении в кабине дыма необходимо всем членам экипажа надеть кислородные маски и установить выключатели, подсоса воздуха на приборах КП-24.Н в положение «100% O₂».

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ЗАПАС КИСЛОРОДА В СТАЦИОНАРНОЙ СИСТЕМЕ ПРИ ЗАКРЫТЫХ ВЫКЛЮЧАТЕЛЯХ ПОДСОСА ВОЗДУХА (ПОЛОЖЕНИЕ «100% O₂») НА ПРИБОРАХ КП-24М ДАЕТ ВОЗМОЖНОСТЬ ВСЕМ ЧЛЕНАМ ЭКИПАЖА НЕПРЕРЫВНО ПОЛЬЗОВАТЬСЯ КИСЛОРОДОМ В ТЕЧЕНИЕ 1 ч.
2. ПРИ РАСХОДОВАНИИ КИСЛОРОДА ИЗ СТАЦИОНАРНОЙ СИСТЕМЫ РЕГУЛЯРНО КОНТРОЛИРОВАТЬ ЕГО ЗАПАС. ПРИ ДАВЛЕНИИ В СИСТЕМЕ МЕНЕЕ 30 кгс/см² ПРИБОР КП-24М НЕ ОБЕСПЕЧИВАЕТ ПОДАЧУ КИСЛОРОДА В МАСКУ.

5. В случае затрудненного дыхания или плохого самочувствия, а также при подсосе дыма из кабины в маску необходимо включить аварийную подачу кислорода, установив рукоятку «Авария» на приборе КП-24М в положение «Открыто».

6. При выполнении полетов со служебными пассажирами на высотах более 6000 м необходимо при ухудшении самочувствия отдельных пассажиров пользоваться переносным кислородным оборудованием.

7. Порядок использования переносного баллона КБ-2 с прибором КП-21 следующий:

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Таблица 7.8-1

**Показания манометра при нормальной и минимальной зарядках системы кислородом
в зависимости от температуры воздуха**

Температура окружающего воздуха, °С		55	50	45	40	35	30	25	20	15	10	5	0
Давление, кгс/см ²	Нормальное	170	167	165	162	160	157	155	152	150	147	145	143
	Минимальное	148	146	143	141	139	137	134	132	130	127	125	123

Температура окружающего воздуха, °С		- 5	- 10	- 15	- 20	-25	- 30	- 35	- 40	- 45	- 50	- 55
Давление, кгс/см ²	Нормальное	140	138	136	134	131	128	126	124	121	118	115
	Минимальное	120	118	116	114	111	109	107	105	103	100	98

- присоединить шланг кислородной маски КМ-15И к прибору КП-21;
- медленно открыть вентиль прибора полностью;
- надеть и закрепить кислородную маску.

В случае затрудненного дыхания или плохого самочувствия необходимо увеличить подачу кислорода, плавно открыв вентиль «Авария».

Контролировать подачу кислорода в маску. При подаче кислорода в маску КМ-15И поплавков индикатора потока должен находиться в верхнем положении.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ЗАПАС КИСЛОРОДА В ПЕРЕНОСНОМ БАЛЛОНЕ ПРИ ОТКРЫТОМ ВЕНТИЛЕ «АВАРИЯ» ОБЕСПЕЧИВАЕТ НЕПРЕРЫВНОЕ ПОЛЬЗОВАНИЕ КИСЛОРОДОМ В ТЕЧЕНИЕ 8-10 МИН.

2. ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ БАЛЛОНА КБ-2 НЕОБХОДИМО РЕГУЛЯРНО КОНТРОЛИРОВАТЬ В НЁМ ЗАПАС КИСЛОРОДА ПО МАНОМЕТРУ. ПРИ ДАВЛЕНИИ В БАЛЛОНЕ МЕНЕЕ 6 кгс/см² ПРИБОР КП-21 НЕ ОБЕСПЕЧИВАЕТ НОРМИРОВАННУЮ ПОДАЧУ КИСЛОРОДА В МАСКУ.

3. КИСЛОРОДНЫЙ ПРИБОР КП-21 С МАСКОЙ КМ-15И НЕ ОБЕСПЕЧИВАЕТ ЗАЩИТУ ОРГАНОВ ДЫХАНИЯ ОТ ПРОНИКНОВЕНИЯ В НИХ ДЫМА.

8. Зарядка переносных кислородных баллонов в полете производится по разрешению командира воздушного судна в следующем порядке:

- присоединить зарядный шланг с наконечником к штуцеру на приборе КП-21;
- медленно открыть вентиль стационарной системы и вентиль прибора КП-21;
- контролировать по манометру прибора давление в баллоне.

По достижении в баллоне КБ-2 давления 30 кгс/см² необходимо:

- закрыть вентиль стационарной системы и вентиль прибора КП-21;
- отсоединить от прибора зарядный шланг и уложить в нишу.

9. Меры безопасности при пользовании кислородом:

- при пользовании кислородом, независимо от числа потребителей, запрещается курить в кабинах самолета;
- перед снятием маски КМ-32АГ необходимо сделать выдох для предотвращения утечки кислорода из прибора КП-24М;
- не допускать открытия вентилях аварийной подачи кислорода на приборах КП-24М и КП-21 при снятой маске;
- закрыть вентили кислородной системы перед аварийной посадкой самолета при отсутствии дыма в кабине.

7.9. СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ

7.9.1. СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ ПОСТОЯННОГО ТОКА

Общие сведения

1. Источником электроэнергии постоянного тока являются два генератора СТГ-18ТМО.

Резервным источником электроэнергии является генератор ГС-24Б, аварийными - три аккумуляторные батареи 12САМ-28.

Примечание. На самолете предусмотрено включение генератора ГС-24Б как на питание всей бортовой сети, так и на питание аварийной шины.

Для подключения генератора к аварийной шине необходимо (при включенном его выключателе) поставить переключатель «Ручн. - Осн. шина Автом» в положение «Ручн».

Все органы управления и сигнализации системы расположены на электрощитке бортрадиста (рис. 7.9-1).

2. Подключение генераторов СТГ-18ТМО и ГС-24Б к бортовой сети производится выключателями «СТГ лев», «СТГ прав» и «ГС-24Б». Токи нагрузки генераторов контролируются по амперметрам «СТГ лев», «СТГ прав» и «ГС-24». Напряжение источников электроэнергии и на шинах распределительных устройств контролируется по вольтметру «Напряжение» с галетным переключателем.

Напряжение генераторов регулируется с помощью выносных сопротивлений ВС-25Б «Регуляторы напряжения (СТГ лев. СТГ прав. ГС-24Б)».

Сигнализация выключения генераторов СТГ-18ТМО осуществляется красными светосигнализаторами и светосигнальными табло «Отказ СТГ прав», «Отказ СТГ лев», расположенными на электрощитке бортрадиста и средней приборной доске пилотов соответственно.

3. Подключение аккумуляторных батарей к шине РК аккумуляторов производится включением АЗС, (3 шт.) «Проверка напр. акк-ров 1, 2, 3», расположенных под крышкой РК кабины экипажа.

Аккумуляторные батареи подключаются к бортовой сети с помощью переключателя «Борт - Аэродр», который устанавливается в положение «Борт».

Ток заряда и разряда аккумуляторных батарей контролируется по амперметру «Аккумулятор».

4. Аэродромный источник электроэнергии подключается с помощью двух разъемов (АР-1, АР-2) и переключателя «Борт - Аэродр», который устанавливается в положение «Аэродр».

Сигнализация подключения наземного источника осуществляется светосигнализаторами «АР-1 вкл» и «АР-2 вкл».

Нормальная эксплуатация

1. Предполетная подготовка системы электроснабжения постоянного тока заключается в следующем:

- проверить положения выключателей питания всех потребителей электроэнергии постоянного тока. Выключатели должны находиться в положении «Выключено»;
- установить органы управления системой электроснабжения в исходное положение; переключатели «Борт - Аэродр» в нейтральное положение. «Ручн. - Осн. шина - Автом» в положение «Осн. шина». «Запуск двигателей от (ГС-24 - Аэродр. источника)» - в нейтральное положение;
- выключатели генераторов СТГ и ГС-24Б в положение «Выключено», АЗС аккумуляторных батарей включены;
- проверить положения стрелок амперметров и вольтметров, контролирующих работу системы электроснабжения. При установке органов управления системой электроснабжения в исходное положение стрелки приборов должны находиться против нулевых отметок шкал;
- проверить напряжение каждой аккумуляторной батареи, для чего в РК кабины экипажа АЗСы 2 и 3 выключить, переключатель вольтметра поставить в положение «Акк-1», переключатель «Борт - Аэродр» - в положение «Борт».

Проверить показания вольтметра постоянного тока, которые при заряженной аккумуляторной батарее и токе нагрузки, равном 12А, должны быть не менее 24 В. После проверки напряжения установить органы управления в исходное положение.

Проверка напряжения аккумуляторных батарей № 2 и 3 производится аналогично, при этом соответственно выключаются АЗСы 1. 3 и 1. 2. а переключатель вольтметра устанавливается в положение «Акк-2» и «Акк-3». Аккумуляторные батареи с напряжением менее 24 В должны быть заменены:

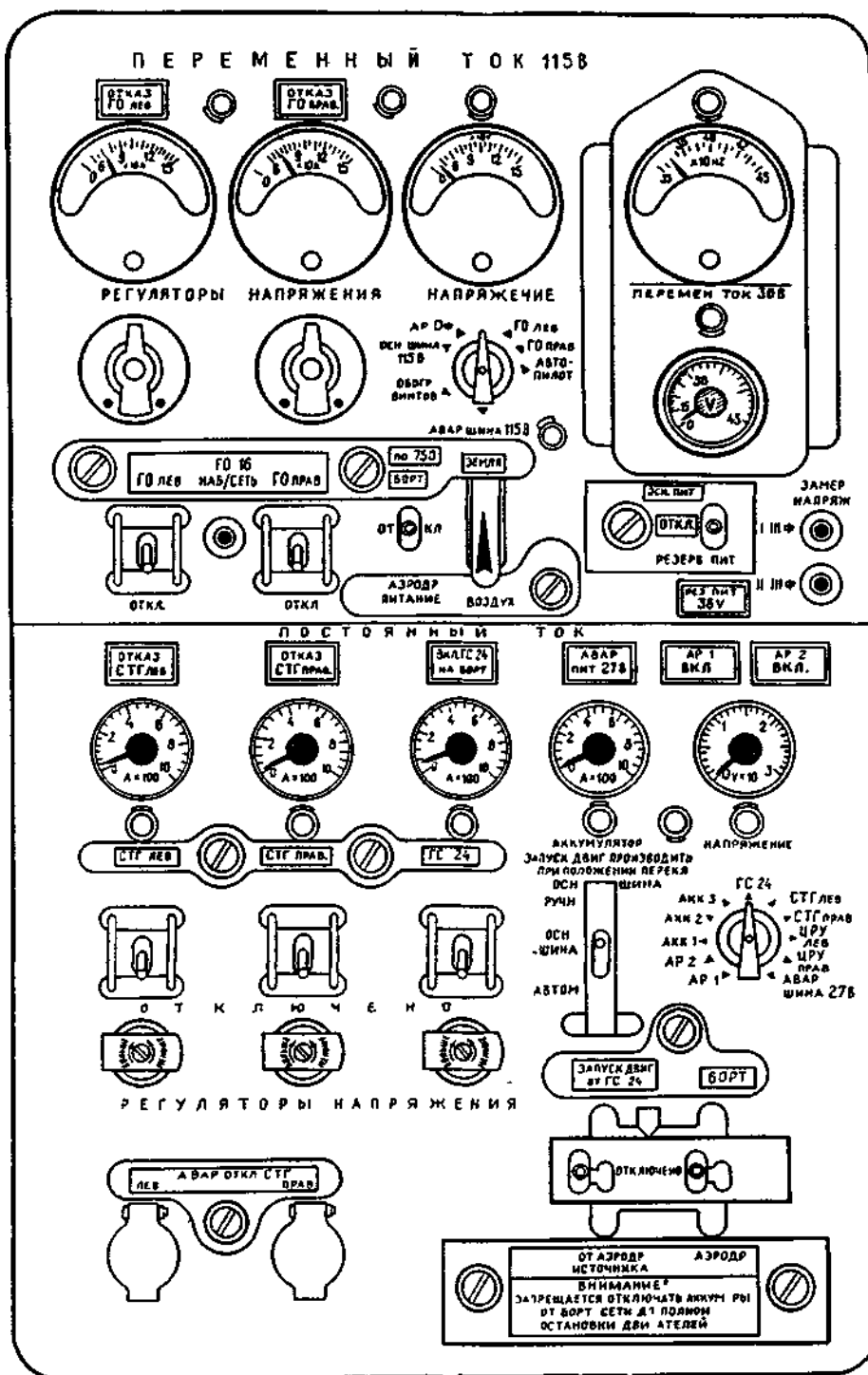


Рис. 7.9-1. Электрощиток бортрадиста

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

- проверить наличие напряжения на аварийной шине при включенных генераторах и установке переключателя «Ручн. - Осн. шина - Автом» в положение «Ручн». После проверки установить переключатель в положение «Автом».

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ УСТАНОВЛИВАТЬ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ «ОСН. ШИНА - АВТОМ» В ПОЛОЖЕНИЕ «РУЧН» ПРИ ВКЛЮЧЕННОМ НАЗЕМНОМ ИСТОЧНИКЕ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ И УСТАНОВЛЕННОМ В ПОЛОЖЕНИЕ «АЭРОДР» ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЕ «БОРТ - АЭРОДР».

2. Для запуска двигателей АИ-24ВТ от аэродромного источника электроэнергии его генератор должен быть подключен к разъему АР-1, а его аккумуляторные батареи - к разъему АР-2.

Наземный источник электроэнергии подключается с помощью переключателя «Борт – Аэродр.», который устанавливается в положение «Аэродр». Сигнализация подключения аэродромного источника электроэнергии осуществляется светосигнализаторами «АР-1 вкл» и «АР-2 вкл», расположенными на электрощитке бортрадиста.

Наземный источник электроэнергии после запуска двигателей отключается с помощью переключателя «Борт - Аэродр», который устанавливается в положение «Борт», с выдержкой в нейтральном положении 1-2с.

Положение переключателей на электрощитке бортрадиста при запуске двигателей указано в табл. 7.9-1.

3. Генераторы СТГ-18ТМО и ГС-24Б включаются после запуска двигателя и выхода его на частоту вращения в режиме малого газа, а выключаются - до остановки двигателя.

Регулировка параллельной работы генераторов постоянного тока производится выносными сопротивлениями ВС-25Б, с помощью которых добиваются равномерного распределения токов нагрузки генераторов при напряжении, равном 28 - 29 В. Допустимые расхождения токов нагрузки между двумя генераторами не должны превышать 60 А.

Параллельная работа генераторов регулируется при необходимости в следующих случаях:

- после запуска двигателей;
- после взлета самолета через 30 - 40 мин полета.

В полете при малых нагрузках на генераторы постоянного тока возможно периодическое отклонение от бортовой сети и включение в нее одного из генераторов (соответственно загорается и гаснет светосигнализатор отказа генератора). В этом случае необходимо более тщательно отрегулировать параллельную работу обоих генераторов.

В полете периодически контролировать по амперметру отсутствие разрядного тока в аккумуляторных батареях.

Примечание. При рулении и стоянке самолета работа генератора СТГ-18ТМО с током нагрузки 200 А допускается не более 20.мин.

4. Перед выключением двигателей поочередным выключением и включением генераторов постоянного тока убедиться по амперметрам в отключении генераторов от бортовой сети. Если в этом случае генератор от бортовой сети не отключается, что свидетельствует о залипании ДМР-600Т, то перед выключением двигателей необходимо установить:

Таблица 7.9-1

Положение переключателей на электричке бортрадиста при запуске двигателей

«Борт – Аэродр»	«Ручн. – Осн. шина – Автом»	«Запуск двиг. от (ГС-24 – Аэродр. источника)»	Переключатель вольтметра постоянного тока
«Борт»	«Осн. шина»	«Нейтрально»	«Авар. шина»
«Аэродр»	«Осн. шина»	«Нейтрально»	«Авар. шина»
«Борт»	«Осн. шина»	«ГС-24»	«ЦРУ прав»
«Аэродр»	«Осн. шина»	«Аэродр. источника»	«ЦРУ прав»

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Наименование переключателей	
Варианты запуска двигателей	
	от бортовых аккумуляторов РУ19А-300
	от аэродромного источника электроэнергии
	Запуск АИ-24ВТ от генератора ГС-24Б
	Запуск АИ-24ВТ от аэродромного источника электроэнергии

переключатель «Ручн. - Осн. шина - Автом» в положение «Ручн», выключатель генераторов в положение «Выключено».

5. Запуск двигателя РУ19А-300 от бортовых аккумуляторных батарей может производиться в исключительных случаях при отсутствии наземного источника электроэнергии. Для этого перед запуском двигателя РУ19А-300 установить переключатель «Ручн. - осн. шина - Автом» в положение «Осн. шина» и произвести предполетную проверку только того оборудования, которое необходимо для запуска двигателя РУ19А-300. После запуска двигателя РУ19А-300 и включения генератора ГС-24Б установить переключатель «Ручн. - Осн шина - Автом» в положение «Автом» и произвести предполетную проверку остального оборудования.

6. В полете переключатель «Ручн. - Осн. шина - Автом» должен находиться в положении «Автом», переключатель вольтметра - в положении «ЦРУ прав».

7.9.2. СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ ПЕРЕМЕННОГО ТОКА 115В

Общие сведения

1. Источниками электроэнергии переменного тока 115В являются два генератора ГО-16ПЧ8.

Генератор левого двигателя является основным и обеспечивает питание всех потребителей, подключенных к следующим шинам: обогрева винтов, автопилота, оборудования (основная и аварийная шины). Генератор правого двигателя работает в режиме горячего резерва и автоматически подключается к электросети 115В вместо основного генератора при его отказе.

Аварийным источником, электроэнергии переменного тока 115В является преобразователь ПО-750А, который автоматически подключается к аварийной шине при обесточивании основной шины питания оборудования.

2. Все органы управления системой электроснабжения расположены на электрощитке бортрадиста.

Возбуждение генераторов включается с помощью выключателей «Генер. Перемен. тока (ГО лев. ГО прав.)», которые устанавливаются в верхнее положение. Подключение левого генератора к электросети 115В производится кратковременным (на 2 – 3 с) нажатием кнопки «ГО 16 на бортсеть».

Ан-26 РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Цепи возбуждения генераторов подключены к аварийной шине через АЗР-30 (2 шт.) «Возбужд. генерат. (№1,2)».

Ток нагрузки генераторов контролируется по амперметрам «ГО лев», «ГО прав».

Напряжение и частота переменного тока источников электроэнергии и на шинах электросети контролируется по частотомеру и вольтметру «Напряжение» с галетным переключателем.

Напряжение генераторов регулируется с помощью выносных сопротивлений ВС-33 «Регуляторы напряжения (ГО лев. ГО прав.)».

Отключение генераторов от электросети информируют светосигнализаторы «Отказ ГО лев» и «Отказ ГО прав» и светосигнальное табло с аналогичными надписями на средней приборной доске пилотов.

Аэродромный источник электроэнергии 115 В подключается с помощью разъема ШРА-200ЛК и переключателя ПО-750 («Борт - Аэродр. питание»).

3. На самолете предусмотрены блокировки, исключающие включение:

- генераторов ГО-16ПЧ8 и преобразователя ПО-750 при подключенном к бортовому разъему ШРА-200ЛК кабеле аэродромного источника электроэнергии;
- преобразователя ПО-750 при подключенном к электросети 115В генераторе ГО-16ПЧ8.

4. Проверка работоспособности схемы автоматического подключения к бортовой сети самолета правого генератора вместо левого происходит автоматически одновременно с проверкой системы автоматического флюгирования по ИКМ винта левого двигателя АИ-24ВТ. Поэтому после указанной проверки системы флюгирования необходимо выключить и через 2-3 с включить возбуждение обоих генераторов переменного тока, после чего подключить левый генератор к бортовой системе самолета.

Нормальная эксплуатация

1. Предполетная проверка системы электроснабжения переменного тока 115 В заключается в следующем:

- проверить положения выключателей питания всех потребителей электроэнергии переменного тока. Выключатели должны находиться в положении «Выключено»;
- установить органы управления системой электроснабжения в исходное положение: переключатель ПО-750 («Борт - Аэродр. питание») в положение «Откл», ПО-750 («Земля - Воздух») в положение «Воздух» (закрыт колпачком); переключатель вольтметра в положение «Аварийная шина 115 В», выключатели «ГО лев» и «ГО прав» в положение «Выкл»;
- проверить положения стрелок амперметров, вольтметров и частотомера, контролирующих работу системы электроснабжения. При установке органов управления системой электроснабжения в исходное положение стрелки должны находиться против нулевых отметок шкал;
- проверить работу преобразователя ПО-750А: для проверки работы преобразователя ПО-750А необходимо после подключения к бортовой сети аэродромного источника электроэнергии постоянного тока (или ГС-24Б) поставить переключатель ПО-750 «Борт - Аэродр. питан.» в положение «Борт», переключатель «Земля-Воздух» в положение «Земля» и

Ан-26 РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

проверить соответствие показаний вольтметра и частотомера допустимым значениям (напряжение 110-120 В, частота 380-420 Гц).

Исходное положение органов управления системой электроснабжения следующее:

- переключатель вольтметра - «Аварийная шина 115 В»;
- выключатель «Генер. Перемен. тока» - «Выключено».

Примечание. При использовании преобразователя ПО-750 в режиме «Земля» разрешается проверять оборудование поочередно, не нагружая преобразователь более 750 ВА.

1. Возбуждение генераторов ГО-16ПЧ8 включать после запуска двигателей и выхода их на частоту вращения в режиме малого газа, а выключать до останова двигателей АИ-24ВТ. Перед выключением возбуждения генераторов необходимо выключить потребители электроэнергии переменного тока 115В.

Регулировка напряжения генераторов ГО-16ПЧ8 производится в следующих случаях:

- после включения возбуждения перед подключением генераторов к электросети 115 В;
- после взлета через 30- 40 мин полета.

Напряжение генераторов ГО-16ПЧ8 должно быть равным 110 - 120 В, а частота переменного тока 392-408 Гц.

При работе двигателя на режиме малого газа допускается снижение частоты до 370 Гц.

Примечание. При рулении и стоянке самолета работа генератора ГО-16ПЧ8 с током нагрузки 40 А допускается не более 20 мин.

3. После самопроизвольного отключения генератора от электросети самолета допускается одна попытка повторного его подключения в следующем порядке:

- выключить возбуждение генератора и через 2 - 3 с повторно включить его;
- проверить напряжение и частоту генератора;
- нажать кнопку подключения генератора к электросети самолета, убедиться, что светосигнализатор отказа генератора не горит.

7.9.3. СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ ПЕРЕМЕННОГО ТРЕХФАЗНОГО ТОКА 36 В

Общие сведения

Источниками переменного трехфазного тока являются:
преобразователь ПТ- 1000ЦС, трансформатор ТС310СО4А и два преобразователя ПТ-200Ц.

Преобразователь ПТ-1000ЦС и трансформатор ТС310СО4А образуют систему централизованного питания 36 В, причем преобразователь является основным источником, а трансформатор служит резервным источником питания и автоматически или вручную подключается к централизованным шинам 36 В при отказе преобразователя ПТ-1000ЦС.

Один из преобразователей ПТ-200Ц обеспечивает электропитание левого авиагоризонта АГД-1, а второй - электропитание АГБ-3К, ГИК-1, ВК-5ЗРШ и БКК-18. Преобразователь ПТ-200Ц АГБ является также аварийным источником системы 36 В 400 Гц.

РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

При отказе преобразователя ПТ-1000ЦС коробка КПП-9 обеспечивает автоматическое подключение к централизованным шинам 36 В трансформатора ТС310СО4А (загорается светосигнализатор «Резерв. пит. 36 В»).

При отказе преобразователя ПТ-200Ц АГД или ПТ-200Ц АГБ их потребители автоматически переключаются на шины централизованного питания 36 В. При этом загорается светосигнализатор «Резерв. пит. АГД» или «Резерв. пит. АГБ» соответственно.

Нормальная эксплуатация

Предполетная проверка системы электроснабжения производится после запуска двигателей АИ-24ВТ, включения возбуждения генераторов ГО-16ПЧ8 и подключения к электросети левого генератора ГО-16ПЧ8. Предполетная проверка заключается в проверке напряжения на шинах системы электроснабжения при поочередном включении преобразователя ПТ-1000ЦС и транс-

форматора ТС310СО4А. Напряжение между фазами должно находиться в пределах (36 ± 2) В. После проверки необходимо оставить включенным преобразователь ПТ-1000ЦС. Аналогично проверить напряжение преобразователей ПТ-200Ц, поочередно включив их с помощью выключателей «АГД» и «АГБ», расположенных на левой приборной доске.

7.9.4. ХАРАКТЕРНЫЕ ОТКАЗЫ ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ И ИХ УСТРАНЕНИЕ

1. При низком напряжении (4 - 6 В) на одном из генераторов постоянного тока после запуска двигателей нажать кнопку на крышке автомата защиты от перенапряжения АЗП-8М. Если напряжение не повысится, выключить выключатель генератора; на приборной доске горит светосигнализатор отказа этого генератора.

2. При отказе в полете любого из генераторов постоянного тока (снижение напряжения, сброс нагрузки, колебания напряжения и тока нагрузки, заброс стрелки амперметра в крайнее левое или правое положение) отключить отказавший генератор от бортовой сети. Если генератор не отключится, нажать кнопку «Аварийное отключение СТГ лев» («Аварийное отключение СТГ прав») на электрощитке радиста.

3. При выходе из строя обоих генераторов постоянного тока (загораются светосигнализаторы «Отказ СТГ лев» и «Отказ СТГ прав») бортовые аккумуляторы автоматически переключаются на питание аварийной шины, о чем свидетельствует загорание светосигнального табло «Аварийное питание 27 В» на центральной панели приборной доски и светосигнализатора на электрощитке радиста. При этом потребители, подключенные к аварийной шине, продолжают работать, а потребители, подключенные к основной шине, автоматически отключаются. Не будет работать также преобразователь ПТ-1000ЦС трехфазного переменного тока 36 В 400 Гц. Централизованная сеть 36 В 400 Гц будет питаться от резервного трансформатора ТС310СО4А.

При аварийном питании бортсети постоянного тока и отказе одного из генераторов ГО-16ПЧ8 автоматически обесточивается трансформатор ТС310СО4А и остается работать только преобразователь ПТ-200Ц питания АГБ-ЗК, ГИК-1, ВК-53РШ и БКК-18. Все другие потребители 36 В будут обесточены, в том числе оба авиагоризонта АГД-1.

Генератор переменного тока продолжает выдавать напряжение 115 В 400 Гц, так как его обмотка возбуждения питается от аварийной шины постоянного тока.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

4. При загорании светосигнального табло «Авар. пит. 27 В» и работающих генераторах необходимо проверить напряжение на аварийных шинах.

Если напряжение больше 27 В и амперметр не показывает ток разряда аккумуляторных батарей, продолжить 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 «Автом». Если в одном из положений напряжение на аварийных шинах станет 27 В, а амперметр не будет показывать ток разряда, оставить переключатель в этом положении. Продолжить полет, усилив контроль за работой источника постоянного тока.

Если предыдущие операции не приводят к увеличению показаний вольтметра, а амперметр показывает ток разряда аккумуляторных батарей, необходимо ограничить число включенных

потребителей, питающихся от аварийных шин постоянного тока (отключить АРК № 1, УКР № 1, дежурное и проходное освещение), и выполнить посадку на ближайшем аэродроме.

5. При отказе генератора переменного тока левого двигателя к бортовой сети переменного тока 115 В 400 Гц автоматически подключается генератор правого двигателя и на приборной доске загорается светосигнализатор «Отказ ГО лев».

При переходе питания бортовой сети переменного тока 115 В 400 Гц с генератора ГО-16ПЧ8 левого двигателя на генератор ГО-16ПЧ8 правого двигателя из-за перерыва в электроснабжении, обусловленного временем срабатывания коммутационной аппаратуры, имеет место отключение радиолокационной станции с последующем (через 5-7 мин) автоматическим ее включением.

При отказе обоих генераторов переменного тока автоматически вступает в работу преобразователь ПО-750А и питает аварийную шину переменного тока 115 В 400 Гц. На приборной доске будут гореть светосигнализаторы «Отказ ГО лев» и «Отказ ГО прав».

6. Если при отказе преобразователя ПТ-1000ЦС не произошло автоматического подключения трансформатора ТС310СО4А, необходимо переключатель «ПТ-1000 – Резерв. пит. 36 В» установить в положение «Резерв. Пит. 36 В».

Ручное включение резервного источника 36 В надо выполнить также при обнаружении отклонений в работе потребителей 36 В.

При ручном или автоматическом переключении источников 36 В необходимо проверить напряжение в сети 36 В (должно находиться в пределах 34-38В). Если напряжение выходит за допустимые пределы, надо отключить основной и резервный источники 36 В, для чего переключатель «ПТ-1000 – Резерв. пит. 36 В» установить в положение «Откл». При одновременном отказе преобразователя ПТ-1000ЦС и трансформатора ТС310СО4А или одновременном отказе одного из генераторов ГО-16ПЧ8 (трансформатор при этом отключается) и преобразователя ПТ-1000ЦС остаются работать два преобразователя ПТ-200Ц.

7. Если после цикла запуска двигателя РУ19А-300 не гаснет светосигнализатор «Работа ПТ-29», для устранения перенапряжения в сети выключить двигатель РУ19А-300 и установить главный выключатель на щитке запуска в положение «Отключено».

7.9.5. ПЕРЕЧЕНЬ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ, ПОДКЛЮЧЕННЫХ К АВАРИЙНЫМ ШИНАМ

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Потребители, подключенные к аварийной шине постоянного тока

1. Сигнализация снятия винтов с упора.
2. Клапаны останова левого и правого двигателей.
3. Управление включением и питанием преобразователя-ПО-750А.
4. Обмотки возбуждения генераторов ГО-16ПЧ8.
5. Управление включением генераторов ГО-16ПЧ8.
6. Перекрывные топливные краны левого и правого двигателей и двигателя РУ19А-300.
7. Тахометрический сигнальный аппарат ТСА-15УМ.
8. Высотный сигнализатор ВС-46.
9. Сигнализация выпуска шасси и закрылков.

-
10. Управление сигнальными ракетами.
 11. Управление поворотом передней стойки шасси.
 12. Управление шасси и закрылками.
 13. Автомат торможения колес.
 14. Система пожаротушения.
 15. Моторные индикаторы ЭМИ-ЗРТИ двигателей.
 16. Автоматы дозировки топлива левого и правого двигателей.
 17. Клапаны снятия винтов с упора промежуточного угла.
 18. Управление цепями запуска двигателя РУ19А-300.
 19. Обогрев ПВД и статической системы командира воздушного судна и второго пилота.
 20. Обогрев ПВД и статической системы самописца штурмана.
 21. Подсвет приборов радиста.
 22. Изделие «023М» («020М»).
 23. Самолетное переговорное устройство СПУ-7.
 24. Командная радиостанция Р-802ГМ.
 25. Радиокompас АРК-11 № 1.
 26. Магнитофон МС-61Б.
 27. Указатель положения закрылков.
 28. Радиовысотомер РВ-5.
 29. Аэронавигационные огни.
 30. Электромеханизмы МПК весовой подачи воздуха от левого и правого двигателей.
 31. Аварийный сброс давления в кабине.
 32. Проходное освещение.
 33. Аварийный подсвет приборов.
 34. Освещение кабины экипажа.
 35. Указатель поворота ЭУП-53.
 36. Самописец МСРП-12.
 37. Преобразователь ПТ-200Ц.
 38. Резервный авиагоризонт КВС.
 39. Сигнализация авиагоризонтов командира воздушного судна и второго пилота.
 40. Освещение рабочего места штурмана.
 41. Подсвет КЛСРК-45.
 42. Подсвет приборов.
 43. Сигнализатор вывода из флюгера винта левого и правого двигателей.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

44. Топливный насос ЭЦН-14А расходной группы правого полукрыла и его цепи управления.
45. Светосигнализатор наличия давления топлива переднего подкачивающего насоса правого двигателя.
46. Краны перекачки топлива.

Потребители, подключенные к аварийной шине переменного тока 115 В 400 Гц

1. Радиокompас АРК-11 №1.
2. Командная радиостанция Р-802ГМ № 1.
3. Автомат дозирования топлива левого двигателя.
4. Автомат дозирования топлива правого двигателя.
5. Трансформатор питания приборов типа ДИМ и ЭМИ-ЗРТИ.

-
-
- 6; Изделие «023М» («020М»).
 7. Радиовысотомер РВ-4.

Примечание. АЗСы, подключенные к аварийной шине, на щите обозначены красными точками.

В полете разрешается менять предохранители типа СП, находящиеся под напряжением, расположенные в закрытых держателях (типа АР или ДПВ) и находящиеся на лицевых панелях:

- РК кабины экипажа;
- панели переменного тока 115В и 35 В (в кабине экипажа);
- боковой стенки щита АЗС.

Предохранители типа СП, расположенные на панели переменного тока 115 В в открытых держателях (в лючке), разрешается менять только с помощью специальных щипцов с изолированными губками (415 АН), входящих в комплект бортового инструмента и находящихся на рабочем месте радиста. При этом необходимо соблюдать меры предосторожности, чтобы избежать короткого замыкания на корпус самолета и на рядом расположенные токоведущие части.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1 КАТЕГОРИЧЕСКИ ЗАПРЕЩАЕТСЯ ЗАМЕНЯТЬ ПРЕДОХРАНИТЕЛИ ТИПА ТП, ИП И ПВ.
2. ЗАМЕНЯТЬ ПРЕДОХРАНИТЕЛИ СТРОГО В СООТВЕТСТВИИ С НОМИНАЛАМИ, УКАЗАННЫМИ В ТРАФАРЕТАХ.

7.10. ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

7.10.1. СИСТЕМА ПИТАНИЯ ПРИБОРОВ ПОЛНЫМ И СТАТИЧЕСКИМ ДАВЛЕНИЕМ

1. Принципиальные схемы систем представлены на рис. 7.10-1 и 7.10-2. Кран «Динамика» переключения питания приборов систем с приемника ПВД-7 на приемник ППД-1 расположен на левом пульте пилотов. Краны «Статика» переключения питания системы с основных на резервные приемники статического давления расположены на левом и правом пультах пилотов.

Резервные приемники статического давления установлены в негерметичном отсеке фюзеляжа на шп. № 4.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Системы питания анероидно-мембранных приборов полным и статическим воздушным давлением состоят из двух комбинированных приемников воздушного давления ПВД-7, одного приемника полного давления ПВД-1 трубопроводов полного и статического давления и резервных приемников статического давления.

Статические камеры приемников ПВД-7 попарно закольцованы и образуют три автономные системы статического давления: систему питания приборов командира воздушного судна, систему питания приборов второго пилота и систему питания приборов штурмана и выпускающего.

При отказе основных статических систем командира воздушного судна и второго пилота питание их приборов осуществляется от резервных приемников статического давления.

Полное давление для питания приборов командира воздушного судна и второго пилота поступает от приемника ПВД-7, а для приборов штурмана - от приемника ПВД-1.

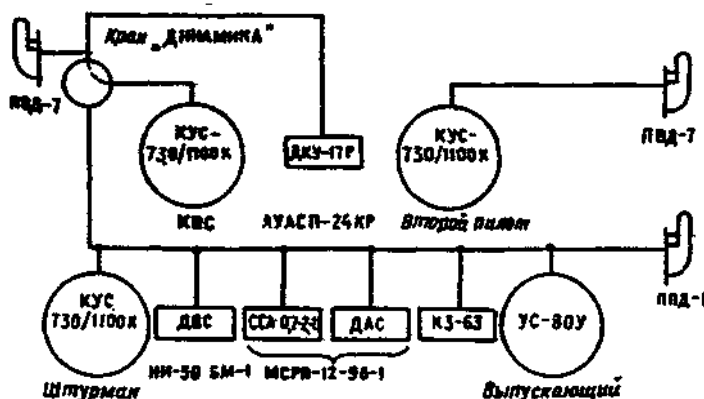


Рис. 7.10-1. Принципиальная схема системы питания приборов полным давлением

2. Питание цепей обогрева приемников ПВД-7 и ПВД-1 осуществляется от аварийной шины системы электроснабжения постоянного тока через АЗС-10 (3 шт.) ПВД на щитке АЗС.

Включается обогрев приемников давления тремя выключателями «Обогрев ПВД» («Левый летчик АУАСП», «Штурман и самописец», «Правый летчик»), расположенными на правом пульте пилотов.

Цепи обогрева приемников давления контролируются автоматически с помощью двух блоков сигнализации отказа обогрева. При включенном обогреве и исправных цепях обогрева должны гореть три зеленых светосигнализатора, расположенных впереди выключателей обогрева. При включенном обогреве и неисправных цепях обогрева или при выключенном обогреве должны гореть

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

светосигнальные табло «Отказ ПВД-7 лев», «Отказ ПВД-7 прав» и «ППД-1», расположенные на правой приборной доске пилотов. Светосигнальные табло «Отказ ПВД-7 прав» и «ППД-1» горят при неисправных цепях обогрева (выключенном обогреве) ПВД-7 и ППД-1, расположенных на правом борту фюзеляжа.

Цепи питания указанных светосигнальных табло подключены к аварийной шине щитка АЗС через АЗС (2 шт.) «Масло двиг. (лев. прав)».

Нормальная эксплуатация

1. Предполетная подготовка производится при снятых заглушках с приемников давления и заключается в следующем:

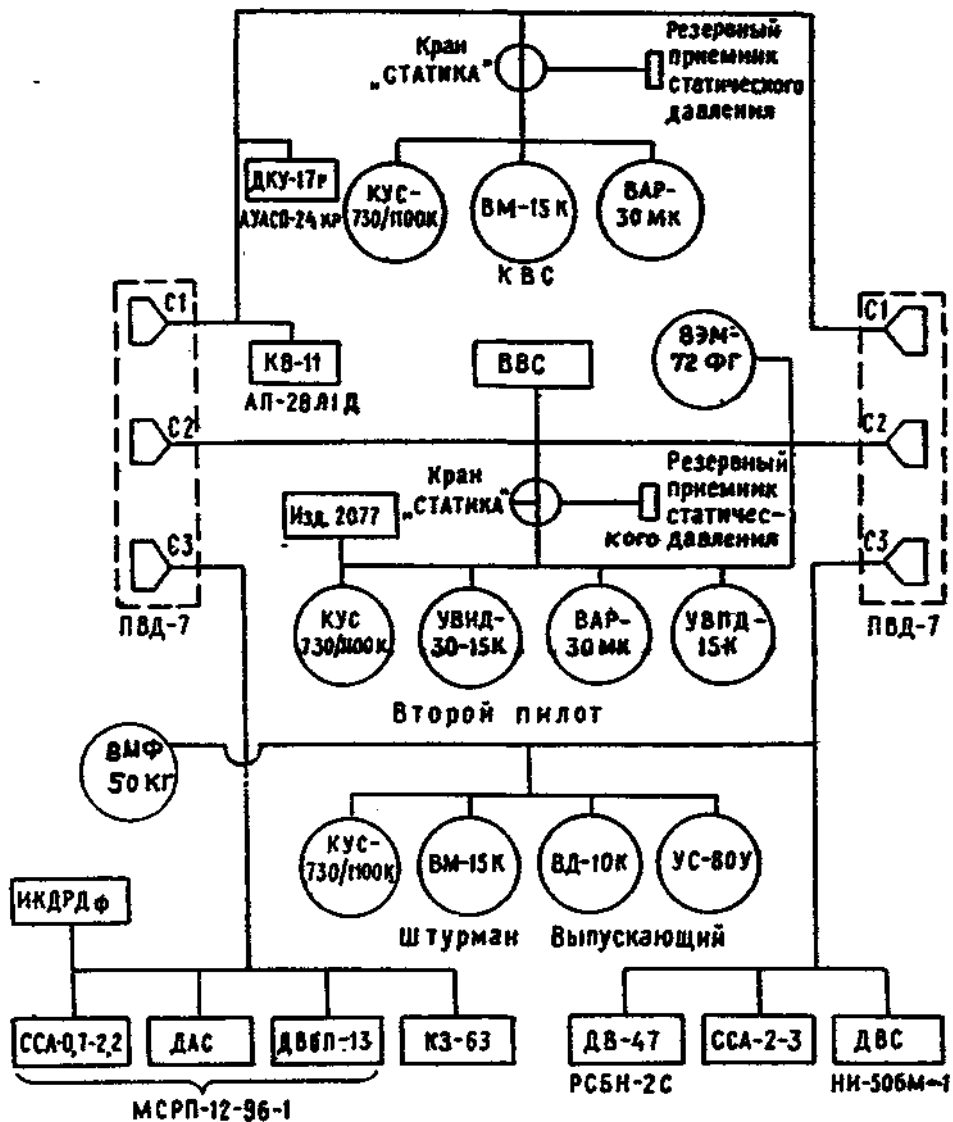


Рис. 7.10-2. Принципиальная схема системы питания приборов статическим давлением

- проверка установки кранов «Статика» и «Динамика» в положение «Основная», состояния контровки и пломбировки их рукояток;
- проверке положения стрелок приборов КУС-730/1100. Стрелки должны находиться против нулевых отметок шкалы с отклонением по дуге шкалы не более 2 мм;

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

- проверке положения стрелок вариометра. Стрелки должны находиться против нулевых отметок шкалы с отклонением не более 0,5 деления шкалы;
- установке стрелок высотомеров на нулевые отметки шкалы и проверке разницы давлений по данным метеостанции и по показаниям шкал барометрического давления высотомеров. Разница давлений не должна превышать 1,5 мм рт. ст. при $t_b = 15\text{--}35^\circ\text{C}$, а при других температурах $\pm 2,5$ мм рт. ст.;
- установке шкалы давления футомеров на давление аэродрома, приведенное к уровню моря. Показания футомеров и высота аэродрома не должны отличаться более чем на 100 футов.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. **ЗАПРЕЩАЕТСЯ** ПРОИЗВОДИТЬ НЕПОСРЕДСТВЕННО НА САМОЛЕТЕ СОГЛАСОВАНИЕ ШКАЛ ДАВЛЕНИЯ ВЫСОТОМЕРОВ ВД-10К.

2. ЕСЛИ РАЗНОСТЬ МЕЖДУ ДАВЛЕНИЕМ НА АЭРОДРОМЕ ВЫЛЕТА И ПОКАЗАНИЯМИ ШКАЛ ДАВЛЕНИЯ НА ВЫСОТОМЕРАХ, А ТАКЖЕ МЕЖДУ ПОКАЗАНИЯМИ ФУТОМЕРОВ И ВЫСОТОЙ АЭРОДРОМА ПРЕВЫШАЕТ УКАЗАННЫЕ ДОПУСКИ, ВЗЛЕТ ЗАПРЕЩАЕТСЯ;

- проверке наличия таблиц показаний высотомеров с учетом суммарных поправок;
- проверке исправности систем обогрева приемников давления при их кратковременном (не более 2 мин) включении.

2. Включать обогрев ПВД при плюсовых температурах воздуха за 1 мин, а при нулевых и отрицательных температурах за 3 мин до разбега.

При температуре воздуха у земли 5°C и ниже, при наличии облачности, тумана, снегопада, дождя или мороси включать обогрев за 3 мин до начала разбега и выключать на рулении после посадки.

3. После взлета на высоте перехода с помощью кремальер на высотомерах ВД-10К установить давление, равное 760 мм рт. ст. на футомерах ВЭМ-72ФГ и ВМФ-50КГ - давление 1013,2 гПа.

4. Учет суммарных поправок при измерении высоты полета должен производиться в соответствии с «Единой методикой учета поправок при измерении высоты на самолетах и вертолетах авиации всех министерств и ведомств» (второе издание).

5. После получения разрешения на снижение для захода на посадку установку барометрических шкал высотомеров на давление аэродрома посадки, а на футомерах - установку давления аэродрома, приведенного к уровню моря, производить в горизонтальном полете на эшелоне перехода. Командир воздушного судна первым устанавливает давление аэродрома на своем высотомере. Остальные члены экипажа выставляют давление аэродрома под контролем КВС.

Бортмеханик сличает установленное давление аэродрома посадки со значением высот на высотомерах пилотов и докладывает командиру воздушного судна.

Экипажу осуществлять контроль за выдерживанием высоты полета по радиовысотомерам.

Неисправности и действия экипажа

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

1. Не изменяются показания высотомера при изменении высоты полета, и стрелка вариометра находится против нулевой отметки шкалы. Указатель скорости при наборе высоты занижает, а при снижении завышает свои показания. Это свидетельствует о закупорке или обледенении приемников статического давления.

Экипажу:

- проверить включение и исправность системы обогрева приемников ПВД-7;
- при закупорке приемников статического давления в линии «Штурман и самописец» не использовать приборы, подсоединенные к неисправной системе;
- при закупорке приемников статического давления в линии командира воздушного судна или второго пилота установить кран «Статика» соответственно на левом или правом пульте пилотов в положение «Резервная».

2. Занижены, показания указателей скорости и высоты независимо от режима начета.

Нарушена герметичность системы статического давления. Чем больше нарушена герметичность и перепад давления в кабине, экипажа, тем значительно будут уменьшены показания высоты и скорости. При полной разгерметизации системы высотомер покажет «высоту» в кабине, а стрелка указателя скорости в зависимости от перепада давления в кабине будет стремиться к нулевой отметке шкалы и может стать на упор рядом с нулевой отметкой.

Вариометр в начале разгерметизации будет показывать резкое уменьшение вертикальной скорости самолета, а затем скорость изменения «высоты» в кабине.

Экипажу:

- не использовать приборы, подсоединенные к неисправной системе;
- кран «Статика» не переключать.

3. Показания скорости не изменяются при изменении скорости самолета в горизонтальном полете; увеличиваются в наборе высоты; уменьшаются при снижении самолета: это свидетельствует о закупорке или обледенении приемника полного давления.

Экипажу:

- сохранять постоянный режим работы двигателей;
- контролировать выдерживание заданного режима полета по авиагоризонтам и указателям вертикальной скорости;
- для предотвращения выхода самолета на скорости, меньшей или большей рекомендованных, пилотировать самолет, выдерживая текущий угол атаки по указателю УАП из комплекта аппаратуры АУАСП;
- проверить включение и исправность системы обогрева приемника полного давления неисправной системы;
- не использовать приборы, подключенные к неисправной системе;
- при закупорке системы питания полным давлением приборов командира воздушного судна установить кран «Динамика» в положение «Резервная».

4. Завышены показания указателя скорости независимо от режима полета, показания высотомера правильные. Это свидетельствует о нарушении герметичности системы питания

приборов полным давлением. Завышение показаний скорости в таких случаях зависит от величины перепада давления в кабине экипажа, и на высотах более 2000 м стрелка указателя может установиться на максимальной отметке шкалы.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Экипажу:

- не использовать приборы, подключенные к неисправной системе;
- не переключать кран «Динамика».

Примечание. Во время взлета, полета по кругу и захода на посадку при переходе на резервный приемник статического давления показания указателя скорости увеличатся на 5- 10 км/ч ПР, указателя высоты - на 10-20 м. При полете в диапазоне скоростей 320-450 км/ч ПР и переходе на резервный приемник статического давления необходимо учитывать значения поправок по высоте и скорости в соответствии с табл. 7.10-1.

Таблица 7.10-1

$V_{пр}$, км/ч	320	350	400	450
ΔH_a , м	- 20	- 40	- 70	- 100
ΔV_a , км/ч	- 9	- 14	- 20	- 25

7.10.2. ВЫСОТОМЕР УВИД-30-15К

Электромеханический высотомер УВИД-30-15к предназначен для измерения высоты в диапазоне от 0 до 15 км относительно установленного барометрического уровня, а также для выдачи сигнала высоты в самолетный ответчик СОМ-64.

На передней панели прибора расположены: светосигнализатор отказа питания прибора переменным током напряжением 115 В 400 Гц и ручка ввода « p_0 », которой на счетчике давления прибора устанавливается заданное значение атмосферного давления.

Для проверки работоспособности высотомера:

- включить высотомер выключателем «УВИД»;
- установить ручкой « p_0 » стрелки высоты на нуль.

Высотомер исправен, если показание счетчика давления соответствует давлению дня по данным метеостанции, приведенному к уровню стоянки, с допуском $\pm 1,5$ мм рт. ст. при $t_b = 15 \div 35^\circ\text{C}$, а при других температурах $\pm 2,5$ мм рт. ст.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ВРАЩАТЬ РУЧКУ « p_0 » ПРИ ОТСУТСТВИИ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ ПРИБОРА (ГОРИТ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОР НА ПРИБОРЕ).

Эксплуатация в полете

После взлета на высоте перехода установить на счетчике давления прибора 760 мм рт. ст.

После получения разрешения на снижение для захода на посадку установку барометрической шкалы с отсчета давления 760 мм рт. ст. на отсчет, соответствующий атмосферному давлению на аэродроме посадки, производить в горизонтальном, полете на эшелоне перехода.

Перед установкой на высотомере давления аэродрома, переданного диспетчером круга, командиру воздушного судна сличить давление на аэродроме посадки с давлением, указанным в предыдущей информации о погоде, имеющейся у экипажа.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

7.10.3. ВЫСОТОМЕР ВМФ-50КГ

Общие сведения

Механический высотомер ВМФ-50КГ предназначен для измерения высоты в диапазоне от 0 до 50000 футов относительно установленного барометрического уровня.

На передней панели прибора расположена ручка ввода « p_0 », которой на счетчике давления прибора устанавливают заданное значение атмосферного давления с ценой деления 2 гПа.

Подвижный индекс позволяет устанавливать с помощью ручки на циферблате заданную высоту полета и учитывать погрешность высотомера при эшелонировании.

Проверка работоспособности высотомера

Для проверки работоспособности высотомера установить ручкой « p_0 » стрелку высоты на нуль.

Высотомер исправен, если показание счетчика давления соответствует давлению дня по данным метеостанции, приведенному к уровню стоянки, с допуском ± 3 гПа.

Эксплуатация в полете

После взлета на высоте перехода установить на счетчике прибора давление 1013,2 гПа.

На снижении для захода на посадку на эшелоне перехода в горизонтальном полете произвести установку барометрической шкалы с отсчета давления 10135 гПа на отсчет, соответствующий атмосферному давлению на аэродроме посадки, приведенному к уровню моря.

7.10.4. ВЫСОТОМЕР ВЭМ-2ФГ

Общие сведения

Электромеханический высотомер ВЭМ-72ФГ предназначен для измерения высоты в диапазоне от 0 до 50000 футов относительно установленного барометрического уровня, а также для выдачи сигнала высоты в самолетный ответчик СОМ-64. Высотомер установлен на приборной доске пилотов.

На циферблате прибора расположен сигнальный флажок отказа питания прибора. На передней панели находится ручка ввода « p_0 », которой на счетчике давления прибора устанавливается заданное значение атмосферного давления.

Проверка работоспособности высотомера

Для проверки:

- убедиться, что питание включено (по отсутствию сигнального флажка отказа);
- установить ручкой « p_0 » стрелку высоты на нуль.

Высотомер исправен, если показание счетчика давления соответствует давлению дня по данным метеостанции, приведенному к уровню стоянки, с допуском ± 2 гПа при температуре наружного воздуха 15-35 °С. а при других температурах $\pm 3,5$ гПа.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Предусмотрен также автоконтроль прибора. При нажатии кнопки «Автоконтроль» высотомер отработает не менее 300 фут, в прорези циферблата указателя должен появиться флажок сигнализации отказа питания.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ВРАЩАТЬ РУЧКУ «р₀» ПРИ ОТСУТСТВИИ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ ПРИБОРА (ВИДЕН СИГНАЛЬНЫЙ ФЛАЖОК В ПРОРЕЗИ ЦИФЕРБЛАТА).

Эксплуатация в полете

После взлета на высоте перехода установить на счетчике прибора давление 1013,2 гПа.

На снижении для захода на посадку на эшелоне перехода в горизонтальном полете произвести установку барометрической шкалы с отсчета 1013,2 гПа на отсчет, соответствующий атмосферному давлению на аэродроме посадки, приведенному к уровню моря.

7.10.5. КУРСОВАЯ СИСТЕМА ГМК-1ГЭ

Общие сведения

Курсовая система ГМК-1ГЭ предназначена:

- для определения и указания курса;
- для определения углов разворота самолета;
- для выдачи сигналов курса в аппаратуру «Курс МП-70», автопилот, указатели УШУ, КППМ, НИ-50БМ и бортовой регистратор.

В зависимости от решаемых задач и условий полета система может работать в одном из режимов: магнитной коррекции - «МК», гиropolукомпаса - «ГПК».

Основным режимом работы системы является режим гиropolукомпаса с периодической коррекцией его показаний магнитным корректором. Управление системой осуществляется с пульта управления ПУ-27Э.

Погрешность в определении магнитного курса самолета без учета девиации не превышает 1,5°, максимальный уход гироскопа гиросреды не более 2,5 °/ч.

Питание курсовой системы осуществляется от следующих систем электроснабжения:

- постоянного тока через АЗС «ГМК» на щите АЗС.
- переменного трехфазного тока 36 В через три предохранителя СП-5 «ГМК» на панели предохранителей переменного тока.

Включение ГМК-1ГЭ:

- включить выключатель «ГМК» на верхнем щитке штурмана;
- через 1,5-2 мин после включения питания установить на коррекционном механизме отметчик склонения на нулевую отметку;
- установить на пульте управления переключатель «Сев – Юж» в положение «Сев» при полете в Северном полушарии и «Юж» - при полете в Южном полушарии;

- широтный потенциометр на пульте управления установить на широту исходного пункта маршрута (ИПМ).

Время готовности курсовой системы к работе:

РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

в режиме «МК» - 3 мин.

в режиме «ГПК» - 5 мин.

Проверка исправности ГМК-1ГЭ

Перед началом полета проверяется исправность системы в режимах «МК» и «ГПК»:

1. Проверка исправности системы в режиме «МК» осуществляется с помощью переключателя «0 - Контр. - 300» на пульте управления. Для проверки установить переключатель режимов в положение «МК», переключатель «0 - Контр. - 300» - в положение «0». Коррекционный механизм (КМ) и указатели курсовой системы (КС) должны отработать угол рассогласования и установиться на курс $(0 \pm 10)^\circ$. Затем переключатель «0 - Контр. - 300» установить в положение «300»: коррекционный механизм и указатели должны показать курс $(300 \pm 10)^\circ$.

Примечание. При установке переключателя в положение «0» или «300» загорается светосигнализатор «Завал ГА осн» («Завал ГА зап»).

Переключатель «0 - Контр. - 300» установить в среднее положение, при этом КМ и указатели должны установиться по магнитному стояночному курсу самолета.

Переключатель задатчика курса (ЗК) установить в любое крайнее положение. Основные указатели КС должны быстро отработать угол рассогласования и индицировать магнитный стояночный курс самолета. Проверку проводить при положении переключателя потребителей на отметках «Осн» и «Зап».

2. Проверка исправности системы в режиме «ГПК» производится с помощью нажимного переключателя ЗК в следующем порядке:

- переключатель режимов установить в положение «ГПК»;
- переключатель ЗК установить в левое крайнее положение.

При этом основные указатели должны отработать курс в сторону увеличения показаний курса;

- переключатель ЗК установить в крайнее правое положение, при этом основные указатели должны отработать в сторону уменьшения показаний курса. Проверка производится при положении переключателя потребителей «Осн» и «Зап».

Эксплуатация системы в полёте

При рулении на исполнительном старте убедиться, что показания курса изменяются в соответствии с маневрированием самолета. Во время руления по РД на исполнительном старте установить переключатель режимов работы КС в положение «ГПК» переключатель «Осн - Зап» в положение «Осн», ось самолета должна совпадать с осью РД. Ручкой ЗК установить на указателях значения магнитного азимута РД.

На исполнительном старте убедиться, что переключатель режимов работы КС установлен в положение «ГПК», ось самолета должна совпадать с осью ВПП. Переключателем ЗК на пульте управления установить курс взлета.

Перед взлетом:

- установить переключатель «МК-ГПК» в положение «МК» при полете по локсодромии или в положение «ГПК» при полете по ортодромии, при этом основной гироагрегат

Ан-26 РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

будет работать в выбранном режиме («МК» или «ГПК»), а запасной - в другом режиме («ГПК» или «МК»). Потребители (автопилот, УШУ, КППМ, НИ-50БМ), подключенные к основному агрегату, получают гиромагнитный курс (в режиме «МК»), а индекс курса «Д» получает курс, соответствующий режиму запасного гироагрегата.

Примечание. Шкалы РМИ аппаратуры «Курс МП-70» во всех случаях индицируют МК;

- установить переключатель «Зап - Осн» в положение «Осн». При отказе основного гироагрегата (загорается светосигнализатор «Завал ГА осн») установить переключатель «Зап - Осн» в положение «Зап» (светосигнализатор «Завал ГА осн» должен погаснуть). При этом основные потребители продолжают получать курс в соответствии с режимом работы КС. Задатчиком курса в этом случае пользоваться **запрещается**.

В полете основным режимом работы КС является режим «ГПК» с периодической коррекцией по МК. Для проведения магнитной коррекции необходимо после включения переключателя в режим «МК» выждать не менее 90 с.

В полете магнитную коррекцию проводить только при прямолинейном равномерном движении самолета. Если отсчет курса в режиме «МК» курсовой системы ведется от истинного меридиана, то на коррекционном механизме должно быть установлено магнитное склонение пункта вылета, а в полете по маршруту необходимо периодически устанавливать текущее значение склонения по стрелке КМ-8.

В полете с изменением широты необходимо периодически вводить на ПУ текущую широту. Установка самолета на курс следования выполняется непосредственно по показаниям курса на курсовых и навигационных приборах.

При этом разворот самолета выполняется до тех пор, пока значение текущего курса не совпадет с заданным курсом полета.

Действия экипажа при неисправности курсовой системы

1. Отказ гироагрегата.

Признаки отказа гироагрегата:

- неустойчивые показания курсовых приборов, индицирующих гироскопический курс, быстрое изменение показаний курса ГПК при прямолинейном полете самолета;
- устойчивые показания магнитного курса на КМ-8 (в районах устойчивой работы индукционного датчика) и неустойчивые показания курсовых приборов, получающих гиромагнитный курс от гироагрегата;
- горение светосигнализатора «Завал ГА».

При выходе из строя основного гироагрегата необходимо перейти на работу запасного ГА с помощью переключателя «Осн - Зап» на пульте управления.

2. Отказ индукционного датчика (ИД) или КМ-8.

При отказе ИД или КМ-8 показания магнитного курса на КМ-8 и ГПК на курсовых приборах в прямолинейном полете неустойчивы и неправильны. При этом показания курсовых приборов, связанных с каналом МК, для навигации не используются.

3. Полный отказ курсовой системы.

Стрелки всех указателей курса либо неподвижны, либо неправильно показывают курс самолета. В случае полного отказа ГМК-1ГЭ следует пользоваться показаниями АРК и КИ-13.

7.10.6. ГИРОИНДУКЦИОННЫЙ КОМПАС ГИК-1 И МАГНИТНЫЙ КОМПАС КИ-13

1. Гироиндукционный компас ГИК-1 предназначен для определения магнитного курса и углов разворота самолета. Магнитный курс индицируется на следующих указателях:

- КППМ на приборных досках командира воздушного судна и второго пилота;
- УШ-2 и автомат курса АК-1 из комплекта вычислителя НИ-50БМК на приборной доске штурмана.

При вводе магнитного склонения с помощью рукоятки на УШ-2 указанными приборами индицируется истинный курс самолета.

Кнопки согласования. «Быстрое соглас. компаса» расположены на приборных досках командира воздушного, судна, второго пилота и штурмана.

Погрешность в определении магнитного курса самолета без учета девиации компаса не превышает 1,5°.

2. Питание компаса ГИК-1 осуществляется от следующих систем электроснабжения:

- постоянного тока через АЗС «ГИК-1» на щитке АЗС;
- переменного трехфазного тока 36 В через три предохранителя СП-5 «ГИК-1» на панели предохранителей переменного тока.

Включение питания производится выключателем ГИК на верхнем щитке штурмана. Время готовности компаса ГИК-1 к работе после включения питания не более 3 мин.

3. Магнитный компас КИ-13 установлен над индикатором радиолокационной станции, предназначен для определения магнитного курса в прямолинейном полете самолета и используется в случае отказа ГИК-1.

Остаточная девиация компаса на курсах 0°, 90°, 180°, 270° - не более ±2,5°. Угол застоя катушки не более ±1°. Конструкция компаса обеспечивает его работу при углах крена самолета до 17°. Время полного успокоения катушки не более 17 с.

Включить оборудование, используемое в полете, согласовать компас ГИК-1 (сличить показания УШ-2. левого и правого КППМ, разница показаний должна быть не более 2°) и его показания сравнить с показаниями компаса КИ-13 с учетом девиации.

ВНИМАНИЕ. ПРИ ПОЛЬЗОВАНИИ В ПОЛЕТЕ МАГНИТНЫМ КОМПАСОМ КИ-13 НЕОБХОДИМО ВНОСИТЬ ПОПРАВКИ В ПОКАЗАНИЯ КУРСА НА ДЕВИАЦИЮ.

Нормальная эксплуатация

I. Предполетная подготовка компаса ГИК-1 заключается в следующем:

-
-
- проверить дату списывания девиации и наличие графиков девиации компасов ГИК-4 и КИ-13. Давность списывания девиации не должна превышать одного года;
 - установить индекс магнитного склонения на указателе УШ-2 против нулевой отметки

Ан-26

РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

шкалы;

- согласовать показания датчика ИД и указателя УШ-2 с помощью кнопки согласования. При нажатой кнопке согласования амплитуда колебания стрелки указателя УШ-2 не должна быть более 1° ;
- сличить показания указателей УШ-2 и КППМ. Разница показаний должна быть не более 2° .

Проверку амплитуды колебаний стрелки УШ-2 и сравнение показаний компасов производить через 3 мин после включения питания.

2. При рулении самолета по продольной оси РД (или ВПП) с известным азимутом на исполнительный старт штурману согласовать компас ГИК-1 и проверить показания УШ-2 и КППМ командира воздушного судна и второго пилота, которые должны быть равными магнитному (или истинному) азимуту РД (или ВПП).

3. Работа компаса ГИК-1 в полете контролируется следующим образом:

- определяется устойчивость показаний курса указателей УШ-2 и КППМ;
- сравниваются показания курса с показаниями компаса КИ-13, в полете с постоянным магнитным курсом разница показаний компасов должна сохраняться неизменной.

4. Штурман после ввода в указатель УШ-2 магнитного склонения сообщает его величину пилотам. Перед заходом на посадку индекс магнитного склонения на указателе УШ-2 установить против нулевой отметки.

5. При необходимости кнопку согласования нажимать в прямолинейном полете не ранее чем через 15 с после разворота.

6. При пользовании компасом КИ-13 необходимо радиолокатор выключить.

7. Выключение питания компаса ГИК-1 производится перед выключением двигателей после заруливания на стоянку.

7.10.7. ГИРОПОЛУКОМПАС ГПК-52АП.

1. Гиropолукомпас ГПК-52АП предназначен для определения ортодромического курса, выдачи в автопилот сигналов, пропорциональных отклонению фактического курса самолета от заданного.

Ортодромический курс индицируется на следующих указателях:

- гиropолукомпаса ГПК-52 на столике штурмана;
- задатчика курса ЗК-2 на левой и правой приборных досках пилотов.

Максимальный уход оси гироскопа по азимуту не превышает 2 град/ч.

2. Пульт управления ГПК-52ПУ расположен на щитке сброса. На пульте управления расположены:

- рукоятка «Задатчик курса» для разворота шкалы гиropолукомпаса относительно треугольного индекса;

-
- рукоятка «Широта» для ввода географической широты места самолета;
 - выключатель «Вкл - Выкл».

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

В рукоятке «Широта» под откидной крышкой установлен движок поправочного потенциометра. Поправочный потенциометр используется при балансировке техническим составом уходов гироскопа по азимуту.

ВНИМАНИЕ. ПРИ БАЛАНСИРОВКЕ ДВИЖОК ПОТЕНЦИОМЕТРА ПОВОРАЧИВАЕТСЯ В НАПРАВЛЕНИИ, ПРОТИВОПОЛОЖНОМ УХОДУ ГИРОСКОПА.

После балансировки крышка потенциометра должна быть опломбирована.

3. Питание гироскопа ГПК-52АП осуществляется от следующих систем электроснабжения:

- постоянного тока через АЗС «ГПК-52» на щитке АЗС;
- переменного трехфазного тока 36 В через три предохранителя СП-5 «ГПК-52» на панели предохранителей переменного тока.

Включено питания производится выключателем ГПК на верхнем щитке штурмана и выключателем на пульте управления ГПК-52АП. Время готовности гироскопа к работе после включения питания не более 20 мин.

Нормальная эксплуатация

1. Предполетная подготовка гироскопа ГПК-52АП заключается в следующем:

- проверить пломбировку откидной крышки поправочного потенциометра на рукоятке «Широта»;
- установить широту места самолета рукояткой «Широта»;
- через 10 мин после включения питания проверить минимальную и максимальную скорости разворота шкалы от рукоятки «Задатчик курса». Минимальная скорость должна быть 30-95 град/мин, а максимальная - не менее 180 град/мин;
- установить показания гироскопа равными магнитному курсу стоянки самолета.

2. При рулении самолета по продольной оси РД (или ВПП) с известным азимутом на исполнительный старт установить показания гироскопа равными магнитному (или истинному) азимуту РД (или ВПП).

3. В полете на экваториальных и средних широтах точность установки широты места самолета рукояткой «Широта» должна быть не более $\pm 2^\circ$, а на больших широтах - не более $\pm 5^\circ$ от заданной.

4. Контроль работы и корректировка гироскопа ГПК-52АП в полете производится по результатам сравнения его показаний с показаниями компаса ГИК-1. При сравнении показаний необходимо учитывать угол схождения меридианов точки, в которой производится сравнение показаний, и точки, в которой производилась последняя корректировка показаний ГПК-52АП.

7.10.8. НАВИГАЦИОННЫЙ ИНДИКАТОР НИ-50БМК

1. Навигационный индикатор НИ-50БМК предназначен для определения и индикации

координат места самолета в прямоугольной системе координат (С, В), оси которой могут не совпадать с магнитным направлением севера и востока на любой угол (угол карты).

Ан-26 РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Счисленные координаты самолета индицируются на счетчике координат СЧ, расположенном на приборной доске штурмана. Один оборот стрелки «С» соответствует одному делению дополнительной шкалы, которая имеет пять делений. Ручное перемещение стрелки «С» производится при нажатой, а стрелки «В» при оттянутой рукоятке «Стрелки» на счетчике.

На лицевой части счетчика установлены контрольные индексы «С» и «В», показывающие работу интегрирующих двигателей.

2. Координаты самолета определяются непрерывным интегрированием составляющих путевой скорости на оси координат. Составляющие путевой скорости определяются суммированием составляющих истинной воздушной скорости от датчика ДВС и скорости ветра от задатчика ветра ЗВ-1, в которой направление и скорость ветра вводятся штурманом вручную. Задатчик ветра ЗВ-1 установлен на приборной доске штурмана.

Величина угла карты вводится в НИ-50БМК с помощью рукоятки на автомате курса АК-1, который установлен на приборной доске штурмана.

3. Погрешность счисления координат самолета в процентах от пройденного расстояния при систематическом (не реже чем через 20 мин) вводе параметров ветра составляет 5 %.

4. Питание навигационного индикатора НИ-50БМК осуществляется от следующих систем электроснабжения:

- постоянного тока через АЗС «НИ-50БМ» на верхнем щитке штурмана (он же включатель питания и счисления);
- переменного трехфазного тока 36 В через три предохранителя СП-1, «НИ-50БМ на панели предохранителей переменного тока.

Кроме указанной защиты цепей питания индикатора НИ-50БМК на передней панели распределительной коробки РК-2 установлены предохранители на 2 А в цепях питания постоянного (1 шт.) и переменного тока (2 шт.). Там же установлена рукоятка ручного регулятора напряжения со шкалой. Положение рукоятки должно соответствовать величине напряжения в бортовой сети постоянного тока.

Нормальная эксплуатация

1. Предполетная подготовка навигационного индикатора заключается в следующем:

- установить рукоятку регулятора напряжения на распределительной коробке РК-2 в положение, соответствующее величине напряжения в бортовой сети постоянного тока;
- установить стрелки «С» и «В» счетчика координат на нулевую отметку шкалы и скорость ветра на блоке ЗВ-1, равной нулю;
- убедиться при включенном питании в отсутствии вращения контрольных индексов «С» и «В» на счетчике координат или в плавном (за 10-15 с) изменении угла карты от 0 до 360°;
- проверить наличие вращения контрольных индексов «С» и «В» при введенной в блок ЗВ-1 скорости ветра, равной 200 км/ч, и плавном (за 15-20 с) изменении направления ветра от 0 до 360°;

-
-
- установить на блоке ЗВ-1 скорость ветра, равную нулю, и выключить питание НИ-50БМК;
 - установить стрелки счетчика в исходное положение. Стрелка «В» должна быть против

РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

нулевой отметки шкалы, а стрелка «С» - против деления шкалы, равного расстоянию до ППМ со знаком минус.

2. Счисление координат (питание) включать после взлета в момент пролета ИПМ. координаты которого выставлены на счетчике.

При вводе в блок ЗВ-1 параметров ветра учитывать следующее:

- величины угла карты и направление ветра могут отсчитываться относительно общего для них меридиана независимо от индикации курса на указателе УШ-2 (магнитный, истинный);
- вначале необходимо вводить величину угла карты, затем направление ветра.

3. Контроль работы индикатора НИ-50БМК производится по следующим параметрам:

- наличию вращения контрольных индексов счетчика координат;
- равенству счисленных и фактических координат самолета с допустимыми погрешностями.

4. Коррекция показаний стрелок «С» и «В» счетчика координат производится вручную после определения фактического места самолета навигационными средствами самолета.

5. Рукоятку ручного регулятора напряжения на распределительной коробке РК-2 устанавливать в положение, соответствующее величине напряжения в бортовой сети.

Неисправности и действия экипажа

Не вращаются контрольные индексы «С» и «В», при этом счисленные координаты не соответствуют фактическим с большими погрешностями.

Экипажу необходимо выключить питание НИ-50БМК.

7.10.9. АВТОМАТ УГЛОВ АТАКИ И ПЕРЕГРУЗОК АУАСП-24КР

1. Автомат АУАСП-24КР предназначен для индикации на указателе УАП-24КР текущего угла атаки; предельно допустимого угла атаки и вертикальной перегрузки; для включения светосигнализатора на указателе УАП-24КР и светосигнального табло «Критич. режим» при подходе самолета к предельно допустимому углу атаки или при достижении вертикальной перегрузки, равной 2,2 ед. Светосигнальные табло «Критич. режим» расположены на козырьке приборной доски командира воздушного судна вместе с указателем УАП-24КР (рис. 7.10-3) и на приборной доске второго пилота.

2. Включение автомата АУАСП-24КР происходит в момент снятия обжатия передней стойки шасси на взлете.

3. Питание автомата АУАСП-24КР осуществляется от следующих систем электроснабжения:

- постоянного тока через АЗС-10 «АУАСП» на щитке АЗС;
- переменного тока 115 В через СП-2 на панели предохранителей переменного тока.

На лицевой панели блока БК-2Р установлены два предохранителя типа СП-2. Блок БК-2Р установлен под столом штурмана.

Включение питания производится выключателем АУАСП на левом пульте пилотов.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Обогрев датчика углов атаки ДУА-9Р включается вместе с обогревом ПВД-7 командира воздушного судна с помощью выключателя «Обогрев ПВД левый датчик. ДУА», расположенного на правом пульте пилотов.

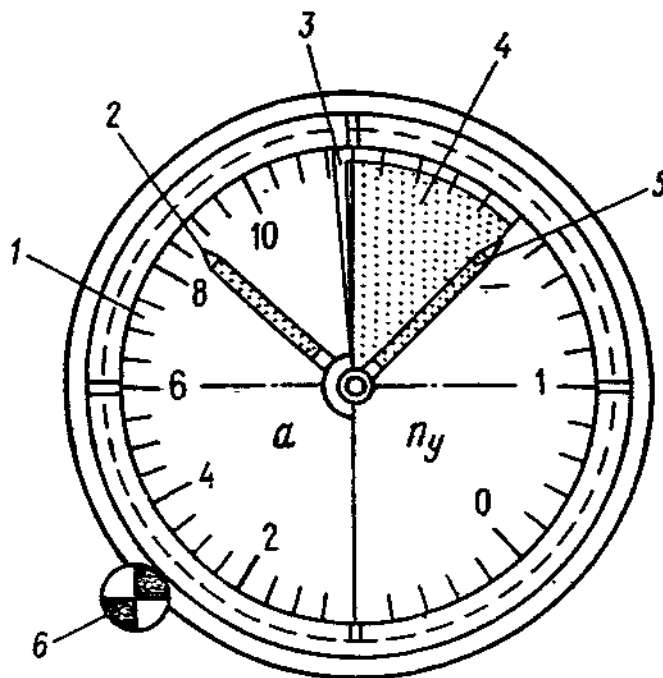


Рис. 7.10-3. Указатель УАП-24КР:

1 - шкала углов атаки; 2 - стрелка указателя текущего угла атаки; 3 - красный сектор, ограничивающий величину критического угла атаки; 4 - красный сектор, ограничивающий величину допустимой перегрузки; 5 - стрелка указателя вертикальной перегрузки; 6 - светосигнализатор

Проверка исправности обогрева датчика ДУА-9Р осуществляется вместе с проверкой обогрева приемника ПВД-7 командира воздушного судна.

Нормальная эксплуатация

1. Исправность автомата АУАСП-24КР перед полетом и в полете определяется с помощью системы встроенного контроля. При нажатой кнопке «АУАСП Контр» исправность автомата определяется по включению светосигнализатора на указателе УАП-24КР, светосигнальному табло «Критич. режим» и по следующим показаниям на УАП-24КР:

- красный сектор критического угла - на отметке шкалы $11,3^\circ$;
- стрелка текущего угла - на отметке шкалы $10,8^\circ$ и более;
- стрелка вертикальной перегрузки - на начале красного сектора допустимой перегрузки, равной 2,4 ед.

2. При срабатывании сигнализации автомата АУАСП-24КР необходимо вначале прекратить увеличение угла тангажа соразмерным отклонением штурвала от себя, затем принимать решение о дальнейших действиях. При этом надо иметь в виду, что при нарушении герметичности системы

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

питания полным давлением приборов командира воздушного судна возможно ложное срабатывание сигнализации автомата АУАСП-24КР.

Неисправности и действия экипажа

Не загораются светосигнальные табло «Критич. режим», светосигнализатор на указателе УАП-24КР и не отклоняются стрелки на указателе УАП-24КР при нажатии кнопки «АУАСП контр».

Экипажу проверить включение АЗС «АУАСП» на щите АЗС, исправность предохранителей АУАСП на панели предохранителей переменного тока и на блоке БК-2Р.

7.10.10. АВТОПИЛОТ АП-28Л1Д

Общие сведения

Автопилот АП-28Л1Д является системой автоматического управления, осуществляющей стабилизацию и управление угловым положением самолета по крену, тангажу и направлению.

Примечание. Автопилот АП-28Л1Д отличается от АП-28Л1 только пультом управления, на котором переключатель «Стабилиз» с положениями «ГИК - ГПК - Развороты» заменен переключателем «ГМК - ЗК».

Пользование автопилотом, допускается во всем диапазоне скоростей, при всех эксплуатационных массах и центровка самолета.

Автопилот обеспечивает:

- стабилизацию углового положения самолета в пространстве с погрешностью:
 - по крену $\Delta\gamma = \pm 0,5$;
 - по курсу $\Delta\psi = \pm 1,0^\circ$;
 - по тангажу $\Delta\nu = \pm 0,5^\circ$;
- стабилизацию высоты полета с погрешностью $\Delta H = \pm 20$ м;
- автоматический полет самолета по ортодромии (по сигналам ГПК) и локсодромии (по сигналам ГИК);
- набор высоты и снижение с помощью переключателя «Спуск - Подъем» с углом тангажа до 20° ;
- автоматическое триммирование руля высоты при изменении скорости $V = \pm 60$ км/ч ПР с выдачей сигнализации о наличии и направлении усилия на руле высоты (светосигнализаторы «От себя» и «На себя»). Светосигнальное табло «Наличие усил. РВ» на приборных, досках пилотов (для самолетов с блоком БКК-18) загорается.

Горящий светосигнализатор указывает направление движения штурвала при отключении автопилота;

- выполнение координированных разворотов с помощью рукоятки «Разворот»

с углами крена до 29° и 25° (для самолетов с блоком БКК-18) и автоматических доворотов по курсу на углы до 120° при работе от задатчика курса;

- приведение самолета в режим горизонтального полета из углового положения по крену до

Ан-26

РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

- $\pm 30^\circ$ и тангажу до $\pm 20^\circ$ при пользовании кнопкой «Горизонт»;
- включение автопилота на любом курсе, при углах крена до 30° и углах тангажа до 20° с последующим выводом самолета из крена, а по тангажу с сохранением заданного режима полета;
 - возможность отклонения рулевой машины тангажа с переводом канала тангажа в режим согласования;
 - возможность пересиливания рулевых машин крена, тангажа и направления при приложении усилий к штурвалу, колонке и педалям до 25, 30 и 40 кгс соответственно;
 - автоматическое отключение рулевых машин датчиками предельных отклонений рулей (ДПОР) с выдачей световой «Откл. РМ элер» и «Откл. РМ РВ» и звуковой сигнализации при «забросе» элеронов на углы $(5 \pm 0,7)^\circ$ вниз [$(6 \pm 0,7)^\circ$ вверх] или руля высоты $(3,5 \pm 0,5)^\circ$, вызванном отказом в соответствующем канале при скоростях полета менее 300 км/ч или 280 км/ч ПР соответственно; светосигнальные табло отказов автопилота расположены на козырьках приборной доски командира воздушного судна и второго пилота:
 - автоматическое отключение рулевых машин крена и направления по сигналу «Крен велик лев. (прав)» при кренах самолета $(32 \pm 2)^\circ$ с выдачей световой «Откл. РМ элер» и звуковой сигнализации (для самолетов с БКК-18);
 - автоматическое отключение рулевых машин крена, направления, тангажа и триммирования с выдачей световой «Откл. РМ элер», «Откл. РМ РВ» и звуковой сигнализации (для самолетов с БКК-18);
 - возможность управления самолетом с помощью штурвала и педалей при нажатии тангенты совмещенного управления, с переводом автопилота в режим согласования (рулевые машины отключены); тангенты расположены на штурвалах;
 - аварийное отключение всех рулевых машин с помощью выключателя «Аварийное откл. РМ автопилота», расположенного на левом пульте пилотов.

Все органы управления и сигнализации работы автопилота расположены на пульте управления, установленном на центральном пульте пилотов (рис. 7.10-4).

Питание автопилота осуществляется от следующих систем электроснабжения:

- постоянного тока через АЗС «Автопилот» на щитке АЗС;
- переменного трехфазного тока 36 В через три предохранителя СП-5 АП-28 на панели предохранителей переменного тока;
- переменного тока 115 В через предохранители СП-10 «Автоп» (2 шт.) на панели предохранителей переменного тока.

Нормальная эксплуатация

Проверка автопилота

Командиру воздушного судна перед запуском двигателей убедиться, что на пульте управления автопилотом исходное положение органов управления следующее:

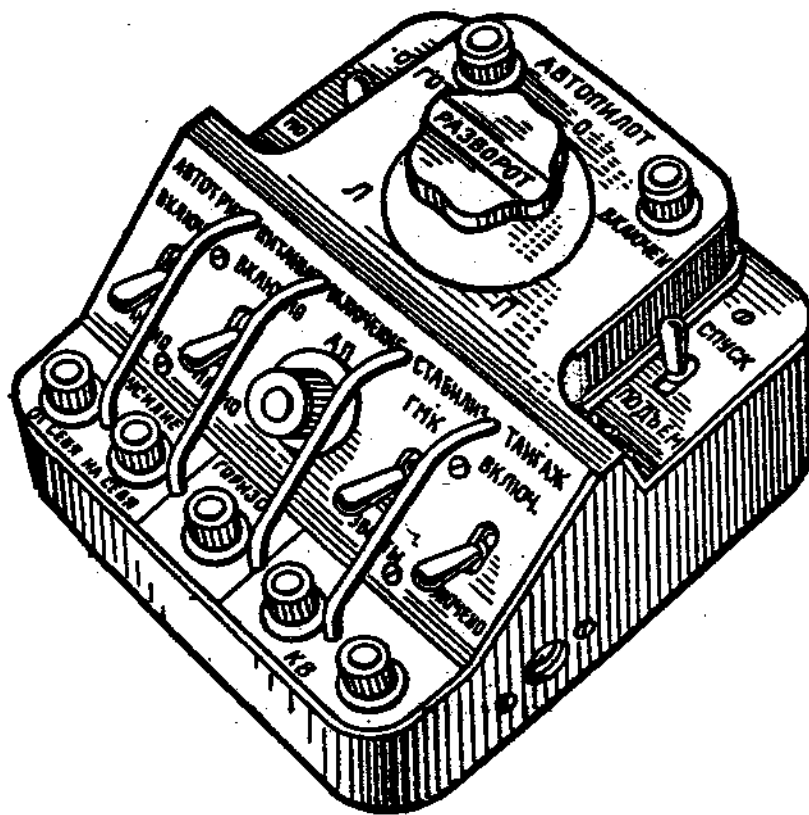


Рис 7.10-4. Пульт управления автопилотом АП-28Л1Д

рукоятка «Разворот»	- «0»,
выключатели: «Автотрим»	- «Выключено»,
«Питание»	- «Выключено»,
«Тангаж»	- «Включено»,
«Стабилиз»	- «ГМК» («ГПК»),

выключатели на левом борту между шп. № 4 и 5 закрыты предохранительными колпачками, и установлены в положения: «Проверка автопилота на земле» - «Работа», ДПОР - «Включено».

До включения питания автопилота должны быть включены и проверены в объеме предполетной подготовки основные источники электроэнергии в системах электроснабжения самолета, авиагоризонт АГД второго пилота, курсовая система ГМК-1ГЭ. Распорить рули управления самолетом, проверить их свободный ход, отклоняя их от одного крайнего положения до другого; органы управления при этом должны перемещаться свободно; затем установить их в нейтральное положение.

Предполетная подготовка автопилота производится после запуска двигателя в такой последовательности:

- на пульте управления автопилота выключатель «Питание» установить в положение «Включено». Через 10-100 с должен загореться желтый светосигнализатор

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

«Готов» на пульте управления (при этом автопилот работает в режиме согласования);

- поочередно и резко отклонять органы управления самолетом от нейтральной позиции не более чем на половину их хода. При этом желтый светосигнализатор «Готов» должен погаснуть, а после прекращения движения органа управления - загореться. Установить органы управления в нейтральное положение.

Примечание. При отклонении органов управления более чем на половину их хода допускается незагорание светосигнализатора «Готов».

- при горящем желтом светосигнализаторе «Готов» нажать кнопку «Включение АП». При этом светосигнализатор «Готов» должен погаснуть, а зеленый светосигнализатор «Включен» - загореться;
- прикладывая усилия к органам управления (около 10 кгс), убедиться, что рулевые машины включены и препятствуют свободному перемещению органов управления самолетом;
- прикладывая усилие около 25 кгс к штурвалу, пересилить рулевую машину крена. При пересиливании рулевой машины и отклонении элеронов на угол более 5° должен сработать ДПОР и отключить рулевые машины крена и направления (штурвал по крену и педали свободно перемещаются). При этом должно загореться светосигнальное табло «Откл. РМ элер» и сработать звуковая сигнализация;
- прикладывая усилия к штурвалу по тангажу около 30 кгс. пересилить рулевую машину тангажа. При пересиливании и отклонении руля высоты на угол более 3° должен сработать ДПОР и отключить рулевую машину тангажа (штурвал по тангажу свободно перемещается). При этом должно загореться светосигнальное табло «Откл. РМ РВ» и сработать звуковая сигнализация;
- нажать кнопку «Выкл. АП», установить органы управления в нейтральное положение и нажать кнопку «Включение АП». Светосигнальное табло отказов должно погаснуть;
- поставить выключатель «Автотрим» в положение «Включено».

Потянуть штурвал на себя с усилием около 10 кгс, приблизительно через 1 с должно начаться вращение штурвальчика триммера от себя, а через 6-10 с должны загореться светосигнализатор «На себя» на пульте управления автопилотом и светосигнальное табло «Наличие усил. РВ» (для самолетов с БКК-18).

Выполнить аналогичную проверку, прикладывая усилия к штурвалу от себя, при этом должны загореться светосигнализатор «От себя», светосигнальное табло «Наличие усил. РВ» (для самолетов с БКК-18) и штурвальчик триммера должен вращаться на себя. Повернув штурвальчик триммера руля высоты на себя (от себя), убедиться, что пересиливание автотриммера возможно;

- повернуть рукоятку «Разворот» влево (вправо). При этом штурвал должен отклониться влево (вправо);
- отклонить переключатель «Спуск - Подъем» в положение «Спуск» («Подъем»), при этом штурвал должен отклониться соответственно от себя (на себя), оставить штурвал отклоненным по крену и тангажу.

Примечания: 1. Штурвал отклонять по крену не более чем на 5°, по тангажу - 3°, не доводя до срабатывания ДПОР.

РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

2. При срабатывании ДПОР нажать кнопку «Выкл. АП», установить органы управления в нейтральное положение, а затем нажать кнопку «Включение АП»;

- нажать кнопку «Горизонт», при этом органы управления самолетом должны возвратиться в положение, близкое к нейтральному, и должен загореться зеленый светосигнализатор «КВ» на пульте управления;
- поставить рукоятку «Разворот» в нейтральное положение и нажать кнопку «Включение АП». Светосигнализатор «КВ» должен погаснуть;
- с помощью кремальеры совместить стрелку задатчика курса с неподвижным индексом, установить переключатель «ГМК - ЗК» в положение «ЗК», повернуть кремальерой шкалу задатчика курса ЗК-2 на 5-10° в любую сторону от установленного положения, штурвал должен отклониться по крену до угла срабатывания ДПОР, а светосигнальные табло «Откл. РМ элер» должны загореться и сработать звуковая сигнализация. Нажать кнопку «Выкл. АП», установить штурвал по крену и педали в нейтральное положение и нажать кнопку «Включение АП». Светосигнальные табло должны погаснуть;
- нажать кнопку «Выкл. АП» на штурвале командира воздушного судна. При этом зеленый светосигнализатор «Включен» пульта управления должен погаснуть, а желтый «Готов» - загореться. Кратковременно (на 3 - 3,5 с) загораются светосигнализаторы «Откл. РМ РВ». «Откл. РМ элер» и включается звуковая сигнализация. Включить автопилот. Повторить проверку при выключении автопилота от кнопки «Выкл. АП» на штурвале второго пилота;
- при включенном автопилоте нажать кнопку совмещенного управления на штурвале командира воздушного судна. Прикладывая усилия к органам управления самолетом, убедиться, что рулевые машины не препятствуют их свободному перемещению. После отпускания кнопки совмещенного управления рулевые машины должны включиться (автопилот включен). Повторить проверку от кнопки совмещенного управления на штурвале второго пилота;
- поставить переключатель «Тангаж» пульта управления в положение «Отключено» и убедиться, что штурвал по тангажу и штурвальчик управления триммером руля высоты перемещаются свободно. Установить колонку и триммер руля высоты в нейтральное положение и включить выключатель «Тангаж»;
- выключатель «Питание» поставить в положение «Отключено». Проверить свободный ход органов управления, отклоняя их из одного крайнего положения в другое.

Примечание. При несоответствии работы автопилота требованиям данных проверок пользоваться автопилотом в полете **запрещается**.

Пилотирование самолета с помощью автопилота АП-28Л1Д

Включение автопилота

В исходном режиме полета сбалансировать самолет триммерами, на высоте не менее 300 м поставить выключатель «Питание» в положение «Включено», через 10-100 с должен загореться желтый светосигнализатор «Готов».

Установить переключатель «ГМК - ЗК» в положение «ГМК».

Примечание. Убедиться, что рукоятка «Разворот» находится в нейтральном положении, выключатели «Тангаж» и «Автотрим» - в положении «Включено». При горящем

Ан-26 РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

желтом светосигнализаторе «Готов» нажать кнопку «Включение АП», при этом светосигнализатор «Готов» должен погаснуть, а «Включен» - загореться.

Горизонтальный полет

Нажать кнопку «КВ». Загорание зеленого светосигнализатора «КВ» свидетельствует о включении режима стабилизации высоты. Вертикальная скорость самолета в момент включения не должна превышать 1,5 м/с.

Следует помнить, что при нажатии переключателя «Спуск - Подъем» режим стабилизации высоты отключается и светосигнализатор «КВ» гаснет. Для повторного включения режима вывести самолет в режим горизонтального полета и нажать кнопку «КВ».

ВНИМАНИЕ: 1. В ПОЛЕТЕ С ОТКЛЮЧЕННЫМ АВТОТРИММЕРОМ ПРИ ОТКЛЮЧЕНИИ АВТОПИЛОТА ВОЗМОЖЕН РЫВОК РУЛЯ ВЫСОТЫ ИЗ-ЗА ИЗМЕНИВШЕГОСЯ БАЛАНСИРОВОЧНОГО ПОЛОЖЕНИЯ РУЛЯ. ПОЭТОМУ ПРИ ДЛИТЕЛЬНОМ ПОЛЕТЕ С ОТКЛЮЧЕННЫМ АВТОТРИММЕРОМ РЕКОМЕНДУЕТСЯ ПЕРИОДИЧЕСКИ ОТКЛЮЧАТЬ АВТОПИЛОТ И ТРИММИРОВАТЬ РУЛИ.
2. ПРИ ВКЛЮЧЕННОМ АВТОПИЛОТЕ ВЫПУСК ЗАКРЫЛКОВ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

Выполнение набора высоты и снижения

Для выполнения набора высоты (снижения) переключатель «Спуск - Подъем» отклонить в положение «Подъем» («Спуск»). При достижении самолетом необходимого угла тангажа переключатель отпустить.

Самолет будет совершать набор высоты (снижение) с установившимся углом тангажа

Для вывода самолета из режима набора высоты (снижения) нажать переключатель «Спуск - Подъем» соответственно в положение «Спуск» («Подъем») либо нажать кнопку «Горизонт».

Примечание. Управление самолетом по каналу тангажа осуществляется по угловой скорости, то есть отклоненному положению переключателя «Спуск - Подъем» соответствует постоянная угловая скорость изменения угла тангажа, равная 0,3-0,7 град/с.

Приведение самолета в режим горизонтального прямолинейного полета.

Для приведения самолета по крену и тангажу в режим прямолинейного горизонтального полета нажать кнопку «Горизонт», при этом автопилот должен быть включен (горит светосигнализатор «Включен») или быть готовым к включению (горит светосигнализатор «Готов»).

По окончании процесса приведения самолета в режим горизонтального полета автоматически включается режим стабилизации высоты (загорается зеленый светосигнализатор «КВ»). Если приведение самолета выполнялось в режиме «Разворот», по окончании процесса приведения установить рукоятку «Разворот» в нейтральное положение.

После нажатия кнопки «Горизонт» управление самолетом от рукоятки «Разворот» и переключателя «Спуск - Подъем» невозможно.

Примечание. Для управления самолетом от рукоятки «Разворот» и переключателя «Спуск - Подъем» после приведения в режим горизонтального полета необходимо, нажать кнопку «Включение АП».

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Выполнение разворотов и доворотов

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В СВЯЗИ С ТЕМ, ЧТО НЕ ОБЕСПЕЧИВАЕТСЯ ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА ПРИ ЕГО ОТКАЗАХ (ДПОР ЭЛЕРОНОВ) НА СКОРОСТЯХ БОЛЕЕ 300 КМ/Ч ПР, ВРЕМЕННО, ДО ОСОБОГО УКАЗАНИЯ, НА САМОЛЁТАХ, НЕ ОБОРУДОВАННЫХ БЛОКОМ БКК-18, ПОЛЬЗОВАТЬСЯ РУКОЯТКОЙ «РАЗВОРОТ» И ЗАДАТЧИКОМ КУРСА ЗК-2 ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ РАЗВОРОТОВ И ДОВОРОТОВ ЗАПРЕЩАЕТСЯ. РАЗВОРОТЫ И ДОВОРОТЫ ПРОИЗВОДИТЬ В РЕЖИМЕ СОВМЕЩЕННОГО УПРАВЛЕНИЯ.

1. Для выполнения разворота самолета необходимо рукоятку «Разворот» повернуть влево или вправо. После этого самолет будет выполнять координированный разворот в соответствующую сторону с креном до 29° и 25° (для самолетов с блоком БКК-18).

Вывод самолета из крена с помощью рукоятки «Разворот» осуществляется в два этапа: сначала установить рукоятку в первое фиксированное положение, а когда изменение крена прекратится - в нулевое положение.

Примечание. Управление самолетом от рукоятки «Разворот» выполняется по углу, то есть меньшему углу поворота рукоятки соответствует меньший угол крена самолета.

2. Для выполнения разворотов и Доворотов самолета от задатчика курса ЗК-2, расположенного на приборной доске командира воздушного судна, необходимо:

- установить кремальерой задатчика новый курс (допускается угол разворота до 120°), совместив необходимое деление шкалы задатчика с неподвижным индексом;
- поставить переключатель «ГМК - ЗК» в положение «ЗК».

При этом самолет будет выполнять координированный разворот на заданный угол. По окончании разворота (доворота) самолет плавно выйдет из разворота и займет заданный курс.

Примечание. При необходимости можно в процессе выполнения разворота изменять кремальерой задатчика заданный курс.

По окончании разворота переключатель «ГМК - ЗК» поставить в положение «ГМК».

Примечание. Развороты в сложных метеоусловиях и на высотах более 6000 м выполнять с креном не более 20°.

Совмещенное управление

Режим совмещенного управления осуществляется нажатием тангенты совмещенного управления на штурвале командира воздушного судна (второго пилота). После отпускания тангенты автопилот автоматически включается и стабилизирует положение самолета, соответствующее моменту отпускания тангенты.

Автоматическое триммирование

Поставить выключатель «Автотрим» в положение «Включено» (при этом выключатель «Тангаж» должен быть включен).

При управлении с помощью переключателя «Спуск - Подъем» автотриммер автоматически отключается, а по окончании управления включается.

Примечания: 1. Изменение скорости в пределах более ±60 км/ч производится с выключенной рулевой машиной тангажа. По достижении заданной скорости перед вклю-

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

чением рулевой машины тангажа сбалансировать самолет триммером руля высоты.
2. Изменять положение триммеров РН и элеронов при включенном автопилоте запрещается.

Отключение автопилота

Для отключения автопилота необходимо нажать одну из кнопок «Отключение АП», расположенных на штурвалах командира воздушного судна и второго пилота и поставить выключатель «Питание» на пульте управления в положение «Выключено».

Примечание. При отключении автопилота пилоты должны быть готовы к парированию возможного рывка, удерживая в заданном положении штурвал и педали.

Неисправности и действия экипажа

1. Отказы автопилота по каналу крена, вызывающие резкую перекладку элеронов:

- на скоростях полета менее 300 км/ч ПР автоматически отключаются рулевые машины крена и курса (датчиком ДПОР) и срабатывают световая («Откл. РМ элер») и звуковая сигнализации. Отказ сопровождается изменением крена с угловой скоростью крена до 8 град/с, после отключения-рулевых машин скорость крена уменьшается до 1-2 град/с;
- на скоростях полета более 300 км/ч ПР отключение автопилота датчиком предельных отклонений рулей, как правило, не происходит ввиду малого отклонения элеронов. При этом крен самолета изменяется не в соответствии с заданным режимом полета.

2. Отказы автопилота по каналу тангажа, вызывающие резкую перекладку руля высоты:

- на скоростях полета менее 280 км/ч ПР автоматически отключается рулевая машина тангажа (датчиком ДПОР) и срабатывают световая («Откл. РМ РВ») и звуковая сигнализации. Отказ сопровождается изменением угла тангажа с угловой скоростью 2-3 град/с, после отключения рулевой машины скорость изменения тангажа уменьшается до 0,5 град/с;
- на скоростях полета более 280 км/ч ПР отключение автопилота датчиком предельных отклонений рулей, как правило, не происходит ввиду малого «заброса» руля высоты. При этом тангаж и вертикальная скорость самолета изменяются не в соответствии с заданным режимом полета. На больших скоростях отказ сопровождается изменением перегрузки на $\Delta n_y = \pm 0,4$.

3. При отказах автопилота, вызывающих выход самолета на углы крена более $(32 \pm 2)^\circ$, происходит автоматическое отключение бокового канала автопилота по сигналу «Велик крен лев. (прав)» (на самолетах с блоком БКК-18) с выдачей звуковой и световой сигнализации «Откл. РМ элер».

Изменение угла крена после отключения автопилота составляет $5-7^\circ$ за 3-5 с.

4. При полете с автопилотом и при отказе авиагоризонта АГД-1С второго пилота с загоранием светосигнального табло «Отказ АГ прав» на самолетах с блоком БКК-18 происходит автоматическое отключение рулевых машин крена, направления, тангажа и триммирования с выдачей световой «Откл: РМ элер», «Откл РМ РВ» и звуковой сигнализации.

Автопилот переходит в режим согласования.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

5. При отказе основного преобразователя ПТ-1000Ц (на самолетах с БКК-18 и раздельным питанием авиагоризонтов) и при автоматическом или ручном включении резервного преобразователя ПТ-1000Ц возможно кратковременное загорание светосигнального табло «Отказ АГ прав» и светосигнализатора на указателе АГД-ДС второго пилота.

При этом, если был включен автопилот, загораются светосигнальные табло «Откл. РМ крен, курс» («Откл. РМ элер»), «Откл. РМ РВ», включается звуковая сигнализация и отключается автопилот, экипажу перейти на ручное пилотирование, проверить наличие питания авиагоризонта второго пилота от резервного преобразователя ПТ-1000Ц и произвести переключение автопилота. При отсутствии сигнализации «Откл. РМ крен, курс» («Откл. РМ элер»), «Откл. РМ РВ» разрешается дальнейший полет с помощью автопилота.

6. В случае отказа одного из двигателей с последующим флюгированием или уходом винта на авторотацию автопилот удерживает самолет от резкого крена. Через 10-15 с с момента отказа двигателя угол крена изменяется на 3-5°.

Экипажу при отказах, указанных в пп. 1, 2 и 3, выполнить следующее:

- отключить автопилот кнопкой быстрого отключения на штурвале и вывести самолет на заданный режим полета, дальнейшее пилотирование выполнять без автопилота;
- установить выключатели «Питание» и «Тангаж» на пульте управления автопилотом в положение «Выключено».

Примечание. Если при нажатии кнопки «Отключение АП» или при установке переключателя «Питание» в положение «Отключено» автопилот не отключается, необходимо отключить рулевые машины автопилота выключателем «Аварийное откл. РМ автопилота».

7. Отказы автотриммера определяются по следующим признакам:

- горят светосигнализатор «На себя» или «От себя» на пульте управления автопилотом и светосигнальное табло «Наличие усил. РВ» (для самолетов с БКК-18), но штурвальчик управления триммером не вращается;
- одновременно горят оба светосигнализатора «На себя», «От себя» и светосигнальное табло «Наличие усил. РВ» (для самолетов с БКК-18). При этом возможно периодическое погасание на 1,5-2 с одного из светосигнализаторов;
- не вращается штурвальчик ручного управления триммером и не горит светосигнализатор усилия на штурвале при изменении скорости полета или наличии других причин, которые вызывают изменение балансировки руля высоты.

Командиру воздушного судна при наличии признаков отказа автотриммера отключить автотриммер и автопилот, сбалансировать самолет.

ВНИМАНИЕ. ПРИ ОТКЛЮЧЕНИИ АВТОПИЛОТА С ОТКАЗАВШИМ АВТОТРИММЕРОМ ВОЗМОЖЕН РЫВОК ШТУРВАЛА ПО РВ С УСИЛИЕМ ДО 23 КГС.

Дальнейший полет выполнять с отключенным автотриммером.

Автопилот разрешается включать только в установившемся горизонтальном полете.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

7.10.11. СИСТЕМА ИНДИКАЦИИ И КОНТРОЛЯ ПРОСТРАНСТВЕННОГО ПОЛОЖЕНИЯ

1. Общие сведения

Система индикации и контроля пространственного положения (в дальнейшем «система») в первом варианте комплектации (рис. 7.10-5. 7.10-6) включает в себя:

- два авиагоризонта АГД-1;
- два выключателя коррекции ВК-53РШ;
- электрический указатель поворота ЭУП-53 (расположенный на левой панели приборной доски пилотов).

Примечание. Часть самолетов первого варианта комплектации оборудована сигнализацией предельных кренов.

Во втором варианте комплектации (рис. 7.10-7, 7.10-8) авиагоризонты АГД-1 заменены авиагоризонтами АГД-1С и дополнительно установлены:

- резервный авиагоризонт АГБ-3К;
- третий выключатель коррекции ВК-53РШ;
- сигнализация предельных кренов;
- блок контроля кренов БКК-18 с сигнализатором нарушения питания СНП-1.

Примечание. Указатель поворота ЭУП-53 перенесен с левой панели приборной доски пилотов на правую.

Авиагоризонты

Авиагоризонты предназначены для обеспечения пилотов информацией о пространственном положении самолета по углам крена и тангажа относительно плоскости истинного горизонта.

Авиагоризонты АГД-1С состоят из гиродатчиков, установленных вблизи центра масс самолета, и указателей, расположенных на панелях приборной доски пилотов. Гироскоп и указатель авиагоризонта АГБ-3К выполнены в одном корпусе, который установлен на левой панели приборной доски пилотов.

Питание авиагоризонтов в первом варианте комплектации осуществляется централизованно от резервной шины 36 В, подключенной к преобразователю ПТ-1000ЦС (или трансформатору 115/36 В при отказе ПТ-1000ЦС). При отказе основных источников питания 36 В левый авиагоризонт автоматически подключается к преобразователю ПТ-125Ц при установке переключателя «Осн. пит.-Откл.- Рез. пит» на электрощитке радиста в положение «Откл». Питание авиагоризонтов во втором варианте осуществляется от отдельных источников. Левый АГД питается от ПТ-200Ц АГД, правый АГД - от резервной шины 36 В, подключенной к преобразователю ПТ-1000ЦС (или трансформатору 115/36 В при отказе ПТ-1000ЦС), резервный АГБ-3К - от преобразователя ПТ-200Ц АГБ, ГИК, подключенного к аварийной шине 27 В.

При отказе любого ПТ-200Ц соответствующий авиагоризонт автоматически переключается на централизованную шину 36 В.

Ан-26
 РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

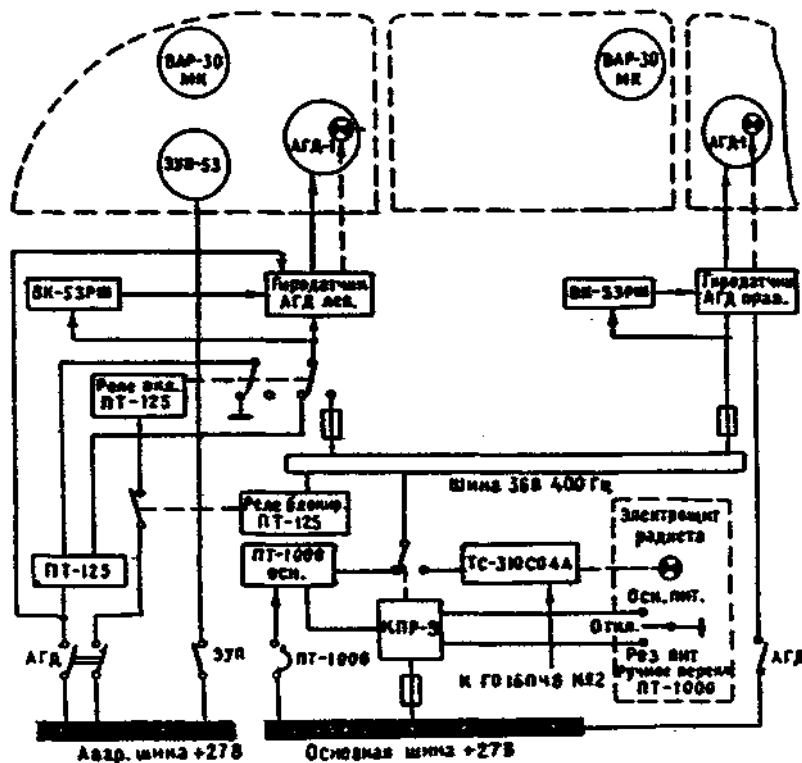


Рис. 7.10-5. Функциональная схема системы индикации и контроля пространственного положения (с двумя авиагоризонтами)

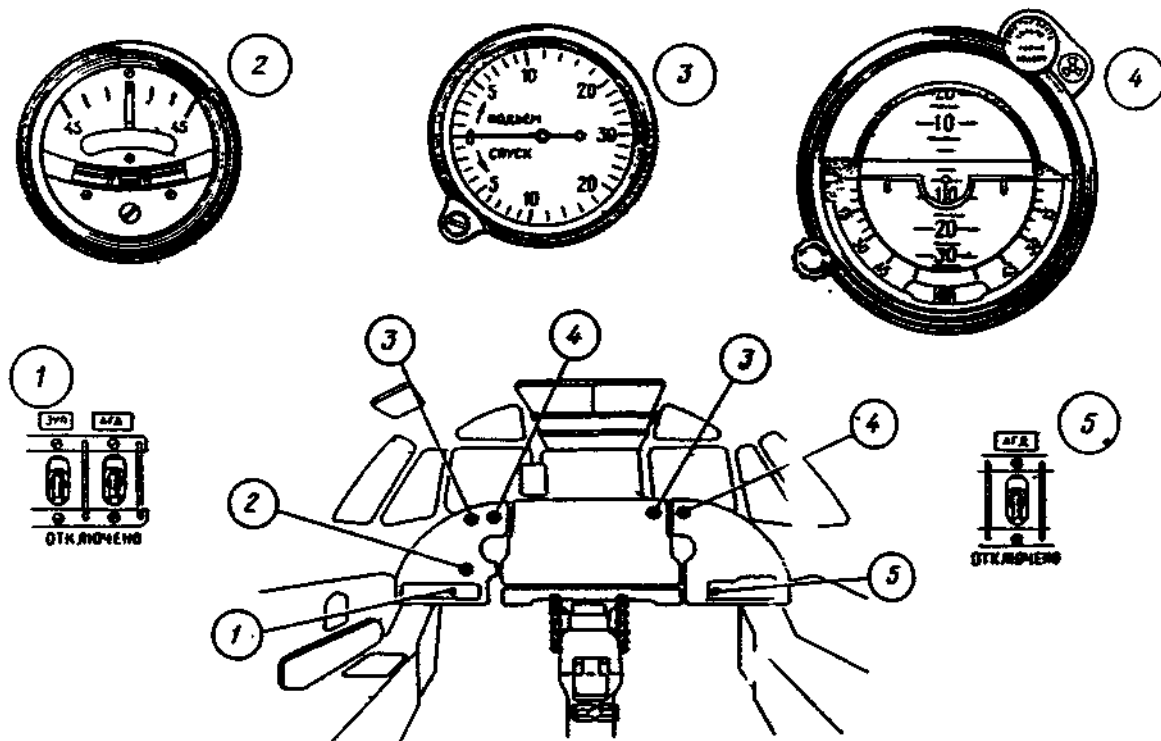


Рис. 7.10-6. Размещение органов управления и индикации системы индикации и контроля пространственного положения (с двумя авиагоризонтами)

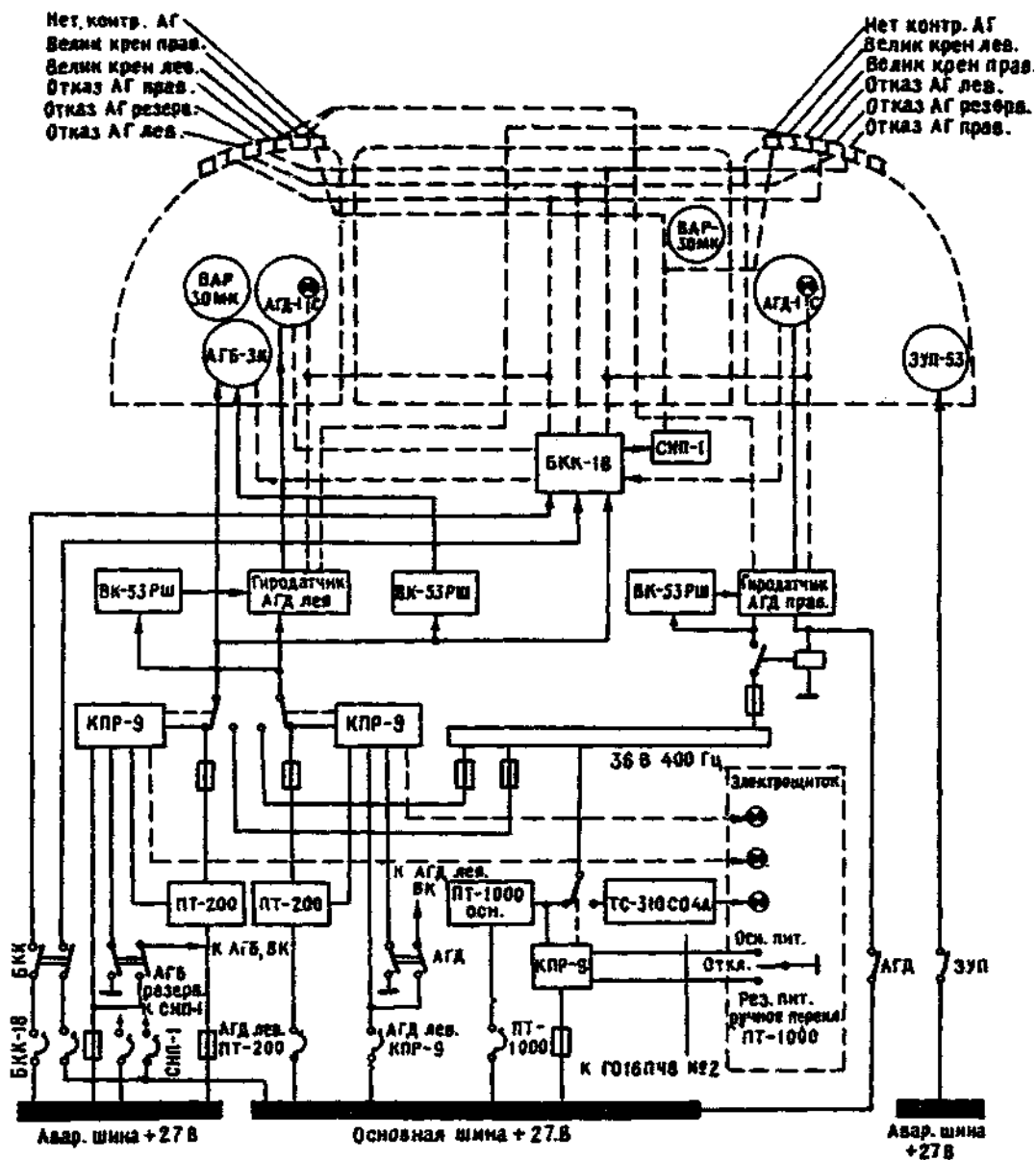


Рис. 7.10-7. Функциональная схема системы индикации и контроля пространственного положения (с тремя авиагоризонтами)

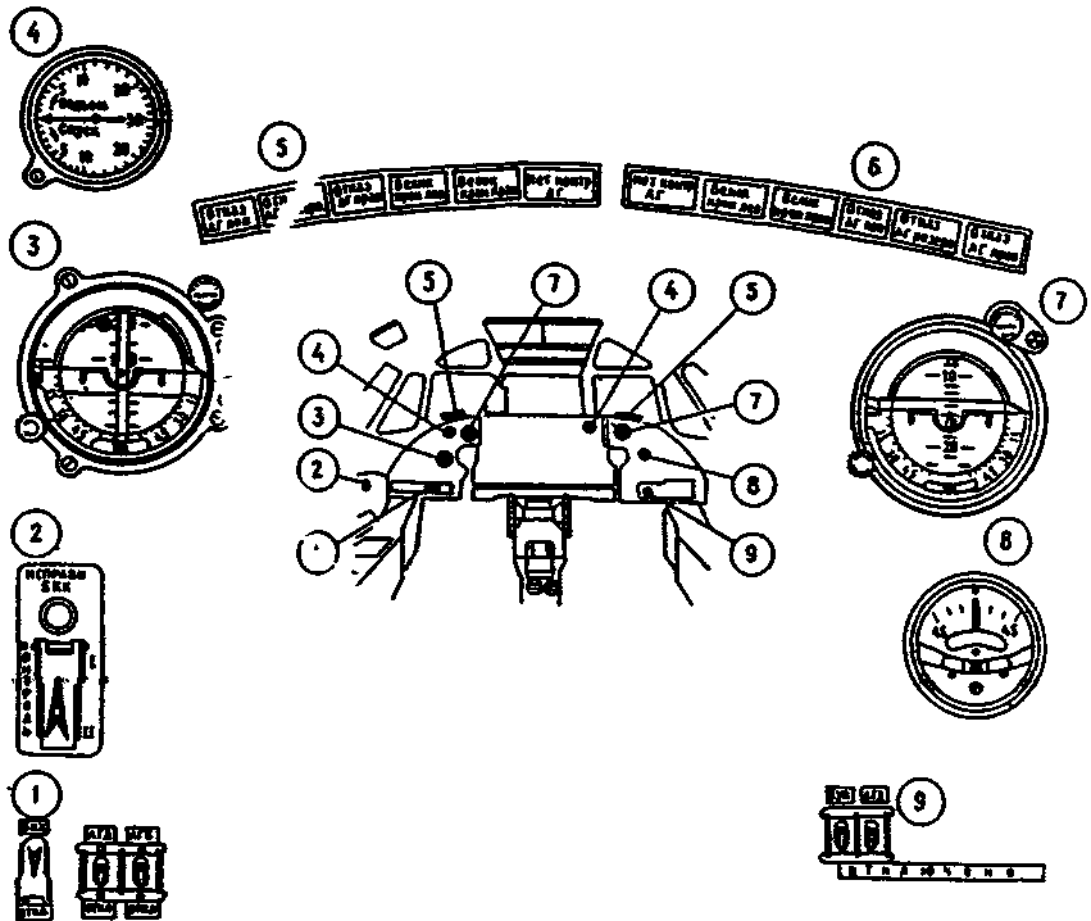


Рис. 7.10-8. Размещение органов управления и индикации системы индикации и контроля пространственного положения (с тремя авиагоризонтами)

Блок контроля кренов БКК-18 с сигнализатором нарушения питания СНП-1

БКК-18 предназначен для осуществления непрерывного сравнения показаний трех авиагоризонтов по крену с выдачей соответствующей сигнализации об отказе.

Логическая схема сравнения блока БКК-18 состоит из двух работающих одновременно подканалов. Отказ любого из них не приводит к потере работоспособности БКК-18 в целом. При рассогласовании по крену между отказавшим и двумя исправными авиагоризонтами на $(7\pm 2)^\circ$ БКК-18 выдает сигнал:

- при отказе АГД левого (правого) - на светосигнальное табло «Отказ АГ лев» («Отказ АГ прав») и светосигнализатор отсутствия питания и арретирования на указателе отказавшего авиагоризонта АГД;
- при отказе резервного АГБ-ЗК только на светосигнальное табло «Отказ АГ резерв».

После отказа одного авиагоризонта БКК-18 продолжает сравнивать показания оставшихся двух исправных авиагоризонтов. При отказе одного из них (появлении между ними рассогласования на $(7\pm 2)^\circ$) БКК-18 не может определить исправный авиагоризонт и выдает сигнал об отказе обоих.

Питание БКК-18 осуществляется по переменному току 36 В 400 Гц от преобразователя ПТ-200Ц АГБ, ГИК. При отказе ПТ-200Ц БКК-18 автоматически переключается на централизованную шину 36 В. Питание БКК-18 по постоянному току 27 В осуществляется от основной и аварийной шин.

Контроль наличия питания БКК-18 осуществляется сигнализатором нарушения питания СНП-1.

При нарушении питания БКК-18 СНП-1 включает светосигнальное табло «Нет контр. АГ» на козырьках приборных досок пилотов. При этом сигнализация отказа АГД (светосигнализатор отсутствия питания и арретирования на указателе и светосигнальные табло на козырьках приборных досок) будет срабатывать только при отказах по питанию, а отказ АГБ-ЗК только по питанию будет сигнализироваться выпадением бленкера на приборе.

Выключатели коррекции ВК-53РШ

ВК-53РШ предназначены для автоматического отключения цепей поперечной коррекции гироскопических приборов при выполнении самолетом разворотов.

В первом варианте комплектации ВК-53РШ левый выключает поперечную коррекцию гиродатчика левого АГД и ГИК-1, ВК-53РШ правый - поперечную коррекцию гиродатчика правого АГД и ГПК.

Во втором варианте ВК-53РШ левый выключает коррекцию левого АГД, ВК-53РШ правый - правого АГД и ГПК, ВК-53РШ резервный - АГБ-ЗК и ГИК-1.

Питание ВК-53РШ осуществляется от источников переменного тока, питающих взаимодействующие с ним авиагоризонты.

Сигнализация предельных кренов

Сигнализация предельных кренов предназначена для выдачи предупреждения пилотам о достижении самолетом угла крена $(32\pm 2)^\circ$ в маршрутном полете и $(15\pm 1,5)^\circ$ при взлете и заходе на посадку.

Переключение, величин порогов срабатывания сигнализации происходит при скорости 240- 245 км/ч ПР автоматически.

При выполнении разворотов с кренами более предельных загораются светосигнальные табло «Велик крен лев» или «Велик крен прав», расположенные на козырьках приборных досок. На самолетах первого варианта комплектации срабатывание светосигнальных табло на скорости $V_{пр} > 240-245$ км/ч сопровождается звуковой сигнализацией. При уменьшении крена светосигнальные табло гаснут, и звуковая сигнализация отключается.

Сигнализация предельных кренов выполнена на основе гиродатчиков авиагоризонтов АГД и включается при включении авиагоризонтов. Сигналы предельного крена поступают на светосигнальное табло КВС с гиродатчика правого АГД на светосигнальное табло второго пилота - с гиродатчика левого АГД.

При отказе одного из гиродатчиков сигнализация предельных кренов от него автоматически отключается, соответствующее ему светосигнальное табло срабатывать не будет. При переходе с основного на аварийное питание по постоянному току сигнализация предельных кренов срабатывать не будет.

На самолетах первого варианта комплектации, оборудованных сигнализацией предельных кренов, при отказах системы, приводящих к автоматическому обесточиванию правого АГД, сигнализация предельных кренов на скорости $U_{пр} > 240-245$ км/ч будет срабатывать при углах крена $(15\pm 1,5)^\circ$ с индикацией только на светосигнальное табло второго пилота без звуковой сигнализации.

При автоматическом обесточивании левого АГД предельные крены будут индицироваться только на светосигнальное табло КВС. звуковая сигнализация при углах крена $(32\pm 2)^\circ$ срабатывать не будет и автоматического отключения бокового канала автопилота по сигналу «Велик крен лев. (прав)» не произойдет.

Указатель поворота ЭУП-53

ЭУП-53 предназначен для указания направления разворота самолета и скольжения. Указатель поворота реагирует на угловую скорость относительно вертикальной оси самолета. Показания стрелки ЭУП-53 зависят от скорости полета и угла крена самолета. Во всем диапазоне эксплуатационных скоростей прибор выдает завышенные показания углов крена. Только при скорости полета 500 км/ч и координированном развороте, показания стрелки ЭУП-53 равны углу крена самолета.

ЭУП-53 питается от аварийной шины 27 В.

Углы крена по показаниям авиагоризонта и ЭУП-53 в зависимости от скорости полета приведены в табл. 7.10-2.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Таблица 7.10-2

$V_{исг}$, км/ч	Угол крена по авиагоризонту, град	Угол крена по ЭУП-53, град
225	0	0
	7	15
	14	30
	21	45
270	0	0
	8,5	15
	17	30
	25	45
420	0	0
	12	15
	24	30
	35	45

Включение системы

Включение системы производится после включения преобразователя ПТ-1000ЦС. Включение авиагоризонтов АГД производится выключателями «АГД» на панелях приборных досок пилотов. Арретирование авиагоризонтов АГД автоматическое.

Включение ЭУП-53 производится выключателем «ЭУП» на левой (правой) панели приборной доски пилотов.

Для второго варианта комплектации дополнительно:

а) включить АГБ-ЗК:

заарретировать прибор, нажав кнопку арретира;
совместить ручкой кремальеры индекс поправки тангажа с нулевым делением шкалы, крена после возвращения кнопки арретира в исходное положение; установить выключатель «АГБ» на левой панели приборной доски пилотов во включенное положение. После включения питания флажок отказа питания должен убраться из видимой зоны шкалы тангажа;

б) убедиться, что выключатель «БКК» на левой панели приборной доски пилотов находится во включенном положении, защитный колпачок опущен и законтрен.

Если после включения системы загорятся светосигнализаторы и светосигнальное табло отказа авиагоризонтов, нажать переключатель «Контроль I-II» на левом пульте в положение «I», затем - «II» на 3 с (не менее), после чего отпустить.

При нормальной работе авиагоризонтов и БКК-18 светосигнализаторы и светосигнальные табло должны погаснуть.

Преобразователи ПТ-200Ц, выключатели коррекции, сигнализация предельных кренов и сигнализатор нарушения питания включаются автоматически при включении авиагоризонтов.

2. Ограничения

Ограничения системы приведены в табл. 7.10-3.

Таблица 7.10-3

Наименование параметров (действия экипажа)	Ограничение
Время готовности системы	Не менее 3 мин
Использование в полете: кнопки «Арретировать только гориз. полете» на АГД; кнопки «Нажать перед пуском» на АГБ-ЗК; переключателя «Контроль I – II» на левом пульте	} Запрещается
Угол крена в полете при отказе одного авиагоризонта до выхода в условия видимости естественного горизонта	Не более 15°
Отключение отказавшего авиагоризонта: на самолетах без БКК- 18; на самолетах с БКК- 18 при отказе одного авиагоризонта	} Запрещается
Вывод самолета из крена, руководствуясь только сигнализацией предельных кренов.	Запрещается

3. Подготовка системы к полету-

Включить систему.

При предполетной подготовке, проверить исправность БКК-18, для чего:

- нажать переключатель «Контроль I-II» в положении «I», загорятся светосигнальные табло «Отказ АГ лев», «Отказ АГ прав», «Отказ АГ резерв», зеленый светосигнализатор «Исправн. БКК», светосигнализатор отсутствия питания и арретирования на левом и правом АГД;
- установить переключатель в нейтральное положение - светосигнализаторы и светосигнальные табло погаснут;
- повторить проверку, нажав переключатель в положение «II»; загорятся светосигнальные табло и светосигнализаторы, указанные выше.

Примечание. Нажимать переключатель «Контроль I - II» в положения «I» и «II» на 3 с не менее;

- закрыть предохранительный колпачок.

При рулении убедиться, что:

- при разворотах самолета все авиагоризонты не изменяют показания крена и тангажа;
- стрелка ЭУП-53 отклоняется в сторону разворота;
- указатели курса индицируют курс.

На предварительном старте убедиться, что:

- силуэты самолета на всех авиагоризонтах занимают горизонтальное положение и совпадают с линией горизонта;
- при вращении ручки установки тангажа шкала тангажа отклоняется, после проверки установить шкалу тангажа на нуль;

- светосигнализаторы отсутствия питания и арретирования на АД не горят;
- флажок сигнализатора отсутствия питания на АГБ-ЗК убран;
- светосигнальные табло отказа авиагоризонтов, предельных кренов и светосигнальные табло «Нет контр. АГ» не горят.

Взлет запрещается:

- до истечения 3 мин после включения системы;
- при наличии сигнализации об отказе в системе.

4. Эксплуатация системы в полете

После взлета при выполнении первого разворота убедиться, что АГ без запаздывания реагируют на изменение углового положения самолета, стрелка ЭУП отклонена в сторону разворота и показания курсовой системы изменяются.

Пилотировать самолет, периодически сравнивая показания авиагоризонтов, ЭУП-53 и курсовой системы. Для первого варианта комплектации или при полете с выключенными БКК-18 для второго варианта, реагируя на показания основного авиагоризонта АГД, каждый раз удостовериться, что показания его не расходятся с показаниями других приборов.

При появлении рассогласования в показаниях авиагоризонтов по тангажу сравнить их показания с показанием вариометра. Отказавшим считать авиагоризонт, показания которого расходятся с показаниями других приборов. При выключении отказавших авиагоризонтов или БКК-18 для исключения ошибочного (непреднамеренного) выключения исправного авиагоризонта убедиться в правильности выбора выключателя.

Сравнение показаний авиагоризонтов с показаниями ЭУП-53 по крену допустимо при отсутствии скольжения («шарик» в центре). При углах крена более 15° в случае освобождения управления при определении истинного направления крена при отказе авиагоризонта следует учитывать, что самолет, сбалансированный ранее в горизонтальном полете, имеет заметное скольжение, а стрелка ЭУП-53 показывает направление разворота (при симметричной тяге двигателей).

Второму пилоту при рассогласовании в показаниях приборов или при срабатывании сигнализации об отказе авиагоризонтов АГД-1С немедленно доложить КВС.

На всех прямолинейных участках полета выключить автопилот, сбалансировать самолет по крену и тангажу, снимая усилия с органов управления триммерами в целях повышения безопасности полета при отказах системы и значительном запаздывании в их обнаружении. При срабатывании сигнализации предельных кренов убедиться в исправности авиагоризонтов, после чего уменьшить угол крена. При пилотировании самолета по ЭУП-53 развороты выполнять плавно и координированно, по мере вывода самолета из разворота уменьшить угол отклонения элеронов. При пилотировании не следует реагировать на кратковременные отклонения стрелки указателя, это может привести к раскачке самолета. Небольшие исправления в курсе производить рулем направления по указателю курсовой системы с контролем по ЭУП-53. По возможности сменить эшелон для выхода на визуальное пилотирование.

Примечание. Включение автопилота запрещается:

- для первого варианта при отказе одного из авиагоризонтов;
- для второго варианта при отказе правого АГД или двух авиагоризонтов.

5. Действия экипажа при возможных отказах системы

Отказы-системы могут проявляться в виде:

- «застывания» элементов индикации в произвольном положении;
- индикации углов крена или тангажа с погрешностями, в том числе с заниженными значениями кренов;
- «завалов» элементов индикации с малой (2-3 град/мин), средней (1-3 град/с) и большой (более 10 град/с) скоростью;
- колебаний элементов индикации.

Для первого варианта комплектации или при полете с выключенным БКК-18 для второго варианта наибольшую опасность при пилотировании представляют отказы, проявляющиеся в виде «застывания» элементов индикации в произвольном положении или в виде «завала» с малой либо средней скоростью. Эти отказы проявляются незаметно, их распознавание без системы автоматического контроля затруднено и требует специальных навыков.

Для второго варианта комплектации все перечисленные отказы фиксируются блоком контроля крена БКК-18 и сигнализируются в виде:

- загорания светосигнального табло «Отказ АГ прав» («Отказ АГ лев») и светосигнализатора отсутствия питания и арретирования на АГД второго пилота (КВС) при отказе одного из основных авиагоризонтов АГД;
- загорания светосигнальных табло «Отказ АГ резерв» при отказе резервного авиагоризонта АГБ-ЗК.

Признаки отказов системы и действия экипажа приведены в табл. 7.10-4.

Таблица 7.10-4

№ п/п	Признак отказа	Действия экипажа
1	Загорание светосигнализатора отсутствия питания и арретирования на правом (левом) АГД и светосигнального табло «Отказ АГ прав» («Отказ АГ лев») или светосигнального табло «Отказ АГ резерв» или выпадение бленкера на АГБ-ЗК (сигнализируемый отказ одного авиагоризонта).	Выключить автопилот, если он был включен. Показаниями отказавшего авиагоризонта не пользоваться. Продолжать пилотирование по исправным авиагоризонтам с контролем по ЭУП-53, вариометру и курсовой системе. При необходимости передать управление второму пилоту. При отсутствии рассогласований в показаниях авиагоризонтов (отказ АГ по питанию) для срабатывания БКК-18 ввести самолет в крен, (по исправным авиагоризонтам) до 10° и вывести из него. При этом в случае отказа АГБ-ЗК (выпал бленкер на приборе) дополнительно загорается светосигнальное табло «Отказ АГ резерв».
2	Загорание светосигнального табло «Нет. контр. АГ» (отказ по питанию БКК-18).	Убедиться в исправности авиагоризонтов и ЭУП-53. Выключить отказавший БКК-18 выключателем на левом пульте. Продолжать пилотирование по авиагоризонтам с постоянным контролем показаний по ЭУП-53 и вариометру.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

№ п/п	Признак отказа -	Действия экипажа
3	Одновременное срабатывание светосигнальных табло «Отказ АГ лев», «Отказ АГ прав», «Отказ АГ резерв» и светосигнализаторов отсутствия питания и арретирования на обоих АГД (ложное срабатывание БКК-18).	<p>Выключить автопилот, если он был включен. Второму пилоту вывести самолет из крена по ЭУП-53, удерживая «шарик» в центре, и выдерживать по нему прямолинейный полет без скольжения.</p> <p>Дать команду бортрадисту проверить наличие питания 36 В 400 Гц. Убедиться в правильности показаний авиагоризонтов, сравнивая их показания с показаниями ЭУП-53. Выключить БКК-18, при этом загорается светосигнальное табло «Нет контр. АГ» и отключается сигнализация, отказов авиагоризонтов. Убедиться, что срабатывание сигнализации произошло из-за отказа БКК-18, а также в правильности показаний авиагоризонтов. Продолжать пилотирование по авиагоризонтам с постоянным контролем показаний по ЭУП-53 и вариометру.</p>
4	Появление рассогласования в показаниях ЭУП-53 с авиагоризонтами (отказ ЭУП-53).	<p>Проверить работоспособность авиагоризонтов, сравнивая их показания. Выключить ЭУП-53 выключателем на приборной доске.</p> <p>Продолжать пилотирование по авиагоризонтам с постоянным контролем показаний по вариометру и курсовой системе.</p>
5	Загорание светосигнализатора отсутствия питания и арретирования на обоих АГД. Отказ питания сопровождается отказом курсовой системы и автопилота (отказ питания 36 В 400 Гц на самолетах без БКК-18).	<p>Выключить автопилот, если он был выключен. Вывести самолет, из крена по ЭУП-53, удерживая «шарик» в центре, и выдерживать по нему прямолинейный полет без скольжения. Проверить наличие питания 36 В 400 Гц. Перевести переключатель «Осн. пит. - Откл. - Рез. пит» в положение «Откл» (в этом случае в работу вступит ПТ-125Ц). Убедиться в исправности АГД левого, сравнивая его показания с показаниями ЭУП-53 и вариометра. Продолжать пилотирование по АГД левому с постоянным контролем по ЭУП-53 и вариометру.</p>
6.	При горящей сигнализации об отказе одного из авиагоризонтов загорание светосигнализатора отсутствия питания и арретирования на одном из АГД и загорание соответствующего светосигнального табло («Отказ АГ лев» или «Отказ АГ прав») или выпадание бленкера АГБ-3К (отказ второго авиагоризонта по питанию).	<p>Выключить автопилот, если он был включен.</p> <p>На самолетах с БКК-18:</p> <ul style="list-style-type: none"> - вывести самолет из крена по ЭУП-53, удерживая «шарфик» в центре, и установить по нему прямолинейный полет без скольжения; - при пилотировании по ЭУП-53 исполь-

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

.№ п/п	Признак отказа	Действия экипажа -
7	<p>При горящей сигнализации об отказе одного из авиагоризонтов срабатывание сигнализации отказа двух оставшихся авиагоризонтов. Горят одновременно светосигнальные табло «Отказ АГ лев», «Отказ АГ прав», «Отказ АГ резерв» и светосигнализаторы на обоих АГД (отказ второго авиагоризонта с рассогласованием показаний на самолетах с БКК-18).</p>	<p>зывать для контроля исправный авиагоризонт: - выключить неисправные авиагоризонты выключателями на приборной доске; - выключить БКК-18; при этом загорается светосигнальное табло «Нет контр. АГ»; - убедиться в правильности показаний оставшегося включенным авиагоризонта, сравнивая его показания с показаниями ЭУП-53 и вариометра. Продолжать пилотирование по исправным приборам с контролем по курсовой системе. При необходимости передать управление второму пилоту.</p> <p>Выключить автопилот, если он был включен. Вывести самолет из крена по ЭУП-53, удерживая «шарик» в центре. Выдерживать по нему прямолинейный полет без скольжения. Определить исправный авиагоризонт путем сравнения показаний авиагоризонтов и ЭУП-53. Исправным считать авиагоризонт, показания которого совпадают с показаниями ЭУП-53.</p> <p>Выключить неисправные авиагоризонты выключателями на приборной доске. Выключить БКК-18, при этом сигнализация отказа включенного (исправного) авиагоризонта отключается и загорается светосигнальное табло «Нет контр. АГ». При отказавшем АГБ-ЗК после выключения АГБ-ЗК и БКК-18 не горит светосигнальное табло «Отказ АГ резерв» и на АГБ-ЗК остается только бленкер отказа по питанию. Убедиться в правильности показаний оставшегося включенным авиагоризонта, сравнивая его показания с показаниями ЭУП-53, вариометра и курсовой, системы. Продолжать пилотирование по исправному авиагоризонту с постоянным контролем показаний по ЭУП-53, вариометру и курсовой системе. При необходимости передать управление второму пилоту.</p>
8	<p>Появление рассогласований в показаниях авиагоризонтов (неконтролируемый отказ одного авиагоризонта на самолетах без БКК-18 или с отказавшим БКК-18).</p>	<p>Выключить автопилот, если он был включен. Вывести самолет из крена по ЭУП-53, удерживая «шарик» в центре, и выдерживать прямолинейный полет без скольжения. Определить исправный авиагоризонт,</p>

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

№ п/п	Признак отказа	Действия экипажа
		сравнивая показания авиагоризонтов, ЭУП-53 и вариометра. Исправным считать авиагоризонт, показания которого совпадают с показаниями других приборов. Продолжать пилотирование по исправным авиагоризонтам с постоянным контролем показаний по ЭУП-53, вариометру и курсовой системе. При необходимости передать управление второму пилоту.

Командиру воздушного судна во всех случаях отказа системы необходимо:

- вывести самолет на исходный режим полета по высоте, скорости и курсу, если он отклонился от этого режима;
- доложить об отказе службе движения;
- при необходимости запросить изменение эшелона, в целях улучшения условия визуальной ориентировки;
- для посадки по возможности выбрать аэродром с благоприятными условиями погоды.

При выполнении полета на самолете без БКК-18 или с выключенным блоком БКК-18, в случае запаздывания в обнаружении рассогласования в показаниях авиагоризонтов по крену самолет может перейти в спираль со значительным креном. Первыми признаками неконтролируемого пилотом крена более 30° являются появление вертикальной скорости снижения, которая существенно не уменьшается взятием штурвала на себя, и уход самолета с курса, так как самолет входит в спираль. При появлении этих признаков необходимо принять меры к определению истинного направления крена, для чего КВС снять руки со штурвала и ноги с педалей во избежание непреднамеренного отклонения элеронов и РН в сторону крена и по положению стрелки ЭУП определить направление крена. Затем координированно элеронами и рулем направления вывести самолет из крена по ЭУП, удерживая «шарик» в центре. После вывода из крена отклонением руля высоты перевести самолет в горизонтальный полет.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ОТКАЗЕ АВИАГОРИЗОНТОВ НА МАЛОЙ ВЫСОТЕ ОСВОБОЖДЕНИЕ ШТУРВАЛА ПО ТАНГАЖУ ДОЛЖНО БЫТЬ КРАТКОВРЕМЕННЫМ (ЕСЛИ ОНО ВОЗМОЖНО ПО ЗАПАСУ ВЫСОТЫ).

7.11. РАДИОТЕХНИЧЕСКОЕ БОРУДОВАНИЕ
7.11.1. РАДИОЛОКАЦИОННАЯ СТАНЦИЯ ГРОЗА»
Общие сведения

Радиолокационная станция «Гроза» предназначена для обзора земной поверхности, обнаружения опасных гидрометеорообразований, измерения угла сноса. Управление станцией осуществляется с пульта управления и индикатора штурмана. Для стабилизации положения антенны станция имеет электрическую связь с гиродатчиком авиагоризонта второго пилота.

Электропитание радиолокационной станции «Гроза» осуществляется от бортовой сети постоянного тока напряжением 27 В. переменного однофазного тока 115 В 400 Гц и трехфазного тока 36 В 400 Гц.

Для включения станции необходимо:

- включить источники питания;
- включить АЗС «Гроза» на щитке АЗС;
- включить авиагоризонт АГД-1 второго пилота;
- нажать клавишу «РЛС» на панели индикатора штурмана до упора (после отпущения клавиша остается в утопленном положении), на индикаторах загораются лампы подсвета.

Через 3-5 мин после включения станции установить переключатель режимов на индикаторе штурмана в положение «Земля».

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ПРОВЕРКЕ РЛС НА ЗЕМЛЕ С ИЗЛУЧЕНИЕМ ЗАПРЕЩАЕТСЯ НАХОЖДЕНИЕ ЛЮДЕЙ НА РАССТОЯНИИ МЕНЕЕ 15 М ОТ АНТЕННЫ.

Проверка работоспособности станции на основных режимах

1. Убедиться в действии регуляторов «Яркость». «Метки» поворотом ручек на индикаторах штурмана и пилотов вправо до получения на экранах светящихся колеи требуемой яркости.
2. Установить поочередно переключатель масштабов в положения «30», «50», «125», «250», «375». Убедиться в наличии на экранах индикаторов движущейся в секторе $\pm 100^\circ$ развертки 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.

Количество светящихся колец (меток) должно быть следующее:

на масштабе «30км»	- три десятикилометровых;
» «50 км»	- пять десятикилометровых;
» «125 км»	- пять двадцатипятикилометровых;
» «250км»	- пять пятидесятикилометровых;
» «375 км»	- три или четыре пятидесятикилометровых (задержка начала развертки на 200 км).

Убедиться, что при переключении масштабов на индикаторе штурмана на панели индикатора пилотов (слева от экрана) загораются соответственно цифры, определяющие масштаб развертки: -на масштабах «30 км» и «50 км» - «10»;
-на масштабах «125 км» - «25»;
-на остальных масштабах - «50».

3. Установить переключатель масштабов на индикаторе штурмана в положение «30» и выключатель на пульте управления «Стабил.- Откл» в положение «Стабил».

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»


Вид полученного изображения должен соответствовать типовому для данной стоянки.

4. Регулятором «Яркость» установить минимальную для данных условий яркость изображения и, вращая ручку «Сканирование» по часовой стрелке, убедиться в изменении характера радиолокационного изображения.

5. Установить переключатель режимов в положение «Метео», а регулятор «Наклон» в положение «+5°». При этом изображения местных предметов должны частично исчезнуть.

6. 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.

7. Установить переключатель режимов в положение «Снос», при этом прекратится сканирование антенны (линия развертки на экране остановится).

Поочередно нажимая клавиши  левого и правого вращения, убедиться в движении развертки (и антенны) в одну и другую стороны. Скорость движения регулируется потенциометром, совмещенным с ручкой «Контраст».

Выключение станции

1. Нажать и отпустить клавишу «Откл» на панели индикатора штурмана, на доработанном индикаторном блоке - повторно нажать клавишу «РЛС», выключить АЗС «Гроза» на щите АЗС.

2. Выключить авиагоризонт АГД-1 второго пилота.

Эксплуатация в полете

1. Включить радиолокационную станцию и проверить ее работоспособность.

2. Установить нужный режим. Ручками «Наклон», «Яркость», «Контраст» подобрать положения, когда отраженные сигналы наиболее контрастны, а яркость минимальна.

3. При необходимости кратковременного отключения станции переключатель режимов установить в положение «Готов».

4. При работе РЛС в одном из возможных режимов и при кратковременном перерыве электропитания по сетям 27 В или 115 В для возобновления нормальной работы РЛС переключатель режимов, установить в положение «Готов», а затем в положение нужного режима работы.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ РАБОТЕ НА ПЕРЕДАЧУ РАДИОСТАНЦИИ СВ, КВ, МВ, ДМВ-ДИАПАЗОНОВ ВОЗМОЖНО ПОЯВЛЕНИЕ ПОМЕХ НА ЭКРАНЕ РЛС.

7.11.2. СИСТЕМА БЛИЖНЕЙ НАВИГАЦИИ РСБН-2С

Общие сведения

1. Система РСБН-2С работает вместе с наземными радиомаяками РСБН и в зоне их действия обеспечивает решение следующих навигационных задач:

- определение полярных координат самолета («Азимут» и «Дальность») относительно маяка при работе в любом режиме, кроме режима «Посадка»; азимут самолета определяется

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

относительно истинного меридиана, проходящего через маяк;

- полет самолета по заданной линии пути, проходящей через маяк, при работе в режиме «Азимут на» и «Азимут от»;
- полет самолета по заданной линии, проходящей через любую заданную точку, при работе в режиме «СРП»;
- полет по орбите, в центре которой расположен наземный маяк РСБН-2Н, при работе в режиме «Орбита»;
- снижение самолета по заданной линии пути при работе в режиме «Пробивание облачности»;
- заход на посадку по курсоглисадным маякам ПРМГ-4 при работе в режиме «Посадка»;
- опознавание самолета и указание его полярных координат («Азимут», «Дальность») на наземном индикаторе маяка РСБН при нажатой кнопке «Опозн. РСБН», расположенной на верхнем щитке пилотов.

2. Координаты «Азимут» и «Дальность» индицируются прибором ППДА-Ш для штурмана и ППДА-П для командира воздушного судна.

Дальность действия РСБН-2С зависит от высоты полета самолета и на 10000 м составляет 320-340 км. Погрешность определения азимута не превышает 0,25°, а дальности – 0,2 км.

3. Управление системой РСБН-2С осуществляет штурман, на приборной доске которого установлены щиток управления и блок управления СРП. Щиток посадки расположен на верхнем щитке пилотов.

На щитке управления (рис. 7.11-1) расположены:

- два переключателя «Каналы» для установки номеров частотных каналов наземных маяков;
- переключатель режимов работы «Выкл. КПП», «Азимут на», «Азимут от», «СРП», «Орбита», «Посадка»;
- ручка и шкала «Азимут» для ввода истинного путевого угла заданной линии пути, проходящей через маяк;
- ручка и счетчик «Орбита» для ввода расстояния между маяком и заданной точкой на линии пути, проходящей через маяк;
- рукоятка «Контроль нуля «А». При нажатой рукоятке и исправном канале азимута стрелка точного отсчета азимута на ППДА-Ш должна установиться против оранжевой контрольной цифры 1° по точной шкале. При отклонении стрелки от указанного значения, плавно вращая нажатую рукоятку, произвести калибровку канала азимута до установки стрелки на цифру 1°. При оттянутой рукоятке стрелка точного отсчета азимута должна установиться между делениями 4 и 5°, при этом стрелка грубого отсчета азимута должна показывать менее 10°. При отклонении показания стрелки точного отсчета за указанный предел плавным поворотом оттянутой рукоятки выполнить калибровку длительности строга, после которой положения стрелок должны

быть в определенных пределах. Данная проверка производится в зоне действия маяка после захвата системой его сигналов;

- рукоятка «Контроль нуля «Д». При нажатой рукоятке и исправном канале дальности два правых диска счетчика дальности прибора ППДА-Ш должны показывать 2,0 км. При отклонении показаний от указанных значений, плавно вращая нажатую рукоятку, установить счетчик на цифру 2,0, при этом показания остальных дисков счетчика дальности могут быть произвольными.

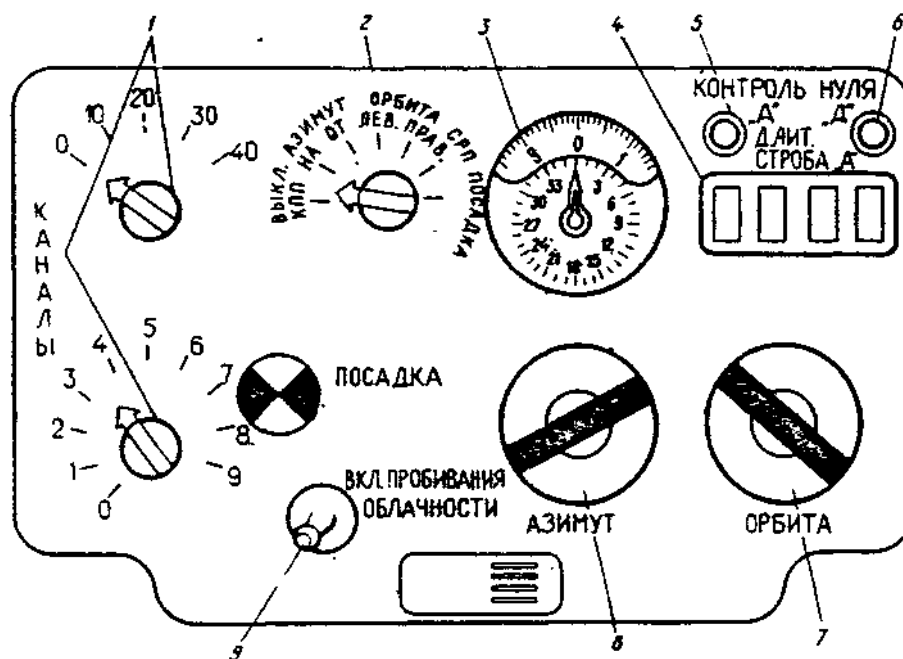


Рис. 7.11-1. Щиток управления

1 - переключатель каналов; 2 - переключатель режима работы; 3 - шкала азимутов. 4 - шкала дальности; 5 - кнопки «Контроль нуля «А» и «Длительность строба «А»; 6 - кнопку «Контроль нуля» «Д»; 7-ручка «Орбита»; 8 - ручка; «Азимут»; 9 - выключатель «Пробивание облачности» .

Выключатель «Пробивание облачности» и положение «Орбита» переключателя режимов работы на щитке управления **не использовать**.

Блок управления СРП используется только при работе систему в режиме «СРП».

На блоке управления СРП расположены:

- ручка и шкала ЗПУ - для ввода истинного заданного путевого угла линии пути;
- ручка и шкала «Угол цели» - для установки истинного пеленга заданной точки на линии пути;
- ручка и счетчик «Расстояние до цели» - для ввода расстояния между маяком и заданной точкой на линии пути.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Светосигнализаторы «Приближ. цели» срабатывают за 14-15 км до заданной точки на линии

пути, а светосигнализаторы «Пролет цели» - в момент пролета ее. Светосигнализаторы установлены у штурмана и обоих пилотов.

Светосигнализаторы «Отказ дальн» и «Отказ азимута» срабатывают при переходе каналов азимута и дальности в режим работы «Поиск» или при их отказе. При включенном светосигнализаторе показания соответствующей координаты на приборах ППДА не действительны. Светосигнализаторы «Отказ дальн» и «Отказ азимута» установлены на приборных досках штурмана и командира воздушного судна.

На щитке посадки расположены:

- два переключателя для установки номеров частотных каналов наземных маяков ПРМГ-4;
- выключатель «Посадка» для включения режима работы «Посадка»;
- светосигнализаторы включения режима «Посадка».

4. Прослушивание позывных сигналов маяков РСБН-2Н производится при установке переключателя выбора радиосвязи на абонентских аппаратах СПУ в положение «РК-2» и переключателя «РСБН-2С- АРК № 2» на верхнем щитке штурмана в положение «РСБН-2С».

5. Планки положения и бленкеры приборов КППМ пилотов подключаются к системе РСБН-2С с помощью переключателя «СП-50 - РСБН», расположенного на верхнем щитке пилотов. При этом приборы КППМ второго пилота или прибор ПСП-48 штурмана подключаются к системе РСБН-2С с помощью переключателя «Стрелки положения КППМ (штурман - второй пилот)», расположенного на приборной доске второго пилота.

Планки положения всех приборов КППМ отключаются от РСБН-2С при установке переключателя режимов на щитке управления РСБН-2С в положение «Выкл. КПП».

6. Питание РСБН-2С производится от систем электроснабжения постоянного и переменного 115 В тока. Защита цепей питания по постоянному току осуществляется АЗС-10 «РСБН-2С» на электрощитке штурмана, а по переменному току - предохранителем СП-10 «Свод» на панели предохранителей. АЗС-10 «РСБН-2С» служит одновременно и выключателем питания.

Для защиты внутренних цепей питания РСБН-2С в ее блоках имеются семь плавких предохранителей различного номинала.

Время готовности системы к работе после включения питания не превышает 5 мин.

7. Работоспособность системы РСБН-2С при настройке на маяк, в зоне действия которого находится самолет, определяется следующим:

- не горят светосигнализаторы «Отказ азимут» и «Отказ дальн»;
- закрыты бленкеры курса на приборах КППМ;
- плавно изменяются показания азимута и дальности в зависимости от скорости и направления полета относительно маяка;
- прослушиваются позывные сигналы маяка.

Нормальная эксплуатация

1. Предполетная подготовка РСБН-2С производится после включения ее питания и заключается в следующем:

- определении работоспособности;

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

- проверке нулевых показаний приборов ППДА-Ш и ППДА-П с помощью рукояток «Контроль нуля»;
- выполнении при необходимости калибровки каналов азимута, дальности и длительности строба;
- проверке функционирования приборов КППМ при совместной работе с РСБН-2С;
- установке органов управления в положения, необходимые для первого этапа маршрута.

2. Показания азимута и дальности на приборах ППДА-Ш и ППДА-П использовать только при выключенных светосигнализаторах «Отказ дальн» и «Отказ азимут» соответственно.

Показания курсовой планки положения на приборах КППМ использовать только при закрытом бленкере курса.

3. Для выполнения полета по линии пути, проходящей через маяк, необходимо:

- установить истинный заданный путевой угол (ИЗПУ) заданной линии пути рукояткой «Азимут»;
- для сигнализации момента пролета заданной точки (ориентира) установить рукояткой «Орбита» удаление точки от маяка;
- включить режим работы «Азимут на» при полете на маяк или «Азимут от» при полете от маяка;
- установить переключатель «СП-50 - РСБН» в положение «РСБН»;
- пилотировать самолет так, чтобы планка положения курса на приборах КППМ находилась против центра кружка, при этом довороты самолета для выхода на линию пути должны выполняться в сторону отклонения планки;
- в момент пролета маяка включить режим работы «Азимут от».

4. Для выполнения полета по линии пути, проходящей через заданную точку (ориентир), необходимо:

- установить истинный заданный путевой угол линии пути рукояткой «ЗПУ»;
- установить истинный пеленг заданной точки (ориентира) или любой другой точки, расположенной на линии пути, рукояткой «Угол цели»;
- установить расстояние между маяком и заданной точкой на линии пути рукояткой «Расстояние до цели»;
- включить режим «СРП»;
- установить переключатель «СП-50 - РСБН» в положение «РСБН»;
- пилотировать самолет так, чтобы планка положения курса на КППМ находилась против центра кружка.

5. По команде диспетчера УВД нажать кнопку «Опозн. РСБН».

6. При использовании системы РСБН-2С только для определения азимута и дальности самолета относительно маяка установить переключатель режимов работы в положение «Выкл. КПП».

7. Для выполнения захода на посадку по маякам ПРМГ-4 необходимо:

- до захода на посадку выполнить подготовку высотомеров, приборов КППМ, указателей авиагоризонта АГД-1, радиокompасов АРК-11 № 1 и 2 аналогично подготовке при заходе на посадку по системе СП;

- установить на щитке посадки номер канала посадочных маяков ПРМГ-4 аэродрома посадки;
- установить переключатель «СП-50 - РСБН» в положение «РСБН»;
- доложить диспетчеру УВД о заходе на посадку по маякам ПРМГ-4;
- выполнить полет в точку начала маневра для захода на посадку по схеме данного аэродрома, после чего вывести самолет в зону действия маяков ПРМГ-4 на удаление 16-17 км от начала ВПП по данным АРК, РСБН-2С и ГИК-1;
- в зоне действия маяков ПРМГ-4 командиру воздушного судна установить выключатель «Посадка» на щитке посадки в положение «Вкл», а штурману включить режим работы «Посадка».

Действия экипажа после переключения системы РСБН-2С в режим «Посадка» аналогичны действиям при заходе на посадку по системе СП, при этом показания АРК-11 и ГИК-1 используются для контроля работы РСБН-2С.

Неисправности и действия экипажа

1. Длительное время горят светосигнализаторы «Отказ дальн» и «Отказ азимута».

Экипажу:

- установить выключатель «Посадка» на щитке управления в положение «Выкл»;
- проверить исправность предохранителя СП-10 «РСБН-2С» на панели предохранителей переменного тока.

2 Приборы ППДА-П и ППДА-Ш выдают показания, не соответствующие расчетным данным.

Экипажу:

- откалибровать каналы азимута и дальности рукоятками «Контроль нуля» и «Длит. строба».

7.11.3. АВТОМАТИЧЕСКИЙ РАДИОКОМПАС АРК-11

Общие сведения

1. АРК-11 предназначен для определения курсовых углов радиостанций (КУР). На самолете установлены два комплекта радиокомпаса АРК-11 № 1 и 2 (АРК-11 № 1 в двухщитковом варианте).

Дальность действия АРК-11 при работе с наземными приводными радиостанциями на высоте полета $H = 10000$ м составляет не менее 350 км.

Диапазон частот радиокомпаса от 120 до 1340 кГц. Точность выхода на приводную радиостанцию по АРК-11 $\pm 3^\circ$.

Радиокомпас имеет систему плавной настройки (точность установки частоты не более ± 250 Гц) и систему кнопочной настройки, позволяющую предварительно зафиксировать любые девять выбранных частот (точность установки частоты не более ± 500 Гц).

Система кнопочной настройки позволяет в полете выбрать любую из заранее настроенных и зафиксированных частот.

Для точной настройки радиокompаса на частоту наземной радиостанции используются индикаторы настройки.

2. Пульты управления радиокompасами и индикаторы настройки установлены на приборной доске штурмана. Второй пульт управления и индикатор настройки АРК-11 № 1 расположены на верхнем щитке пилотов.

Назначение органов управления на пульте управления (рис. 7.11-2) следующее:

Переключатель режимов работы имеет положения:

«Выкл.» - радиокompас выключен;

«Комп. I» - основной режим - автоматическая пеленгация с выдачей однозначных значений КУР на индикаторы;

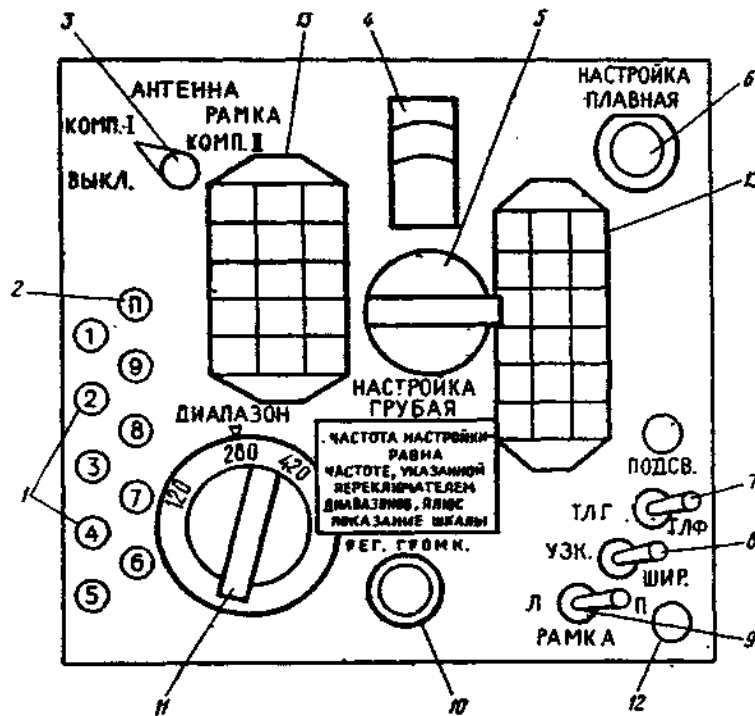


Рис. 7.11-2. Пульт управления радиокompаса АРК-11:

1 - кнопка (1-9), 2 - кнопка «П»; 3 - переключатель режимов работы; 4 - шкала; 5 - ручка грубой настройки; 6 - ручка плавной настройки; 7 - переключатель рода работ «ТЛГ-ТЛФ»; 8-переключатель полосы «Шир-Узк»; 9 - переключатель вращения рамки «Рамка Л-П»; 10 - регулятор громкости; 11 - ручка переключения поддиапазонов настройки; 12 - кнопка переключения, пультов; 13 - таблица для записи данных настройки

«Антенна» - ненаправленный прием наземных радиостанций, применяется при настройке радиокompаса;

«Рамка» - направленный прием наземных радиостанций с двузначной слуховой индикацией пеленга

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

радиостанций;

«Комп. II» -автоматическая пеленгация с двузначной индикацией КУР; режим - вспомогательный и предназначен для использования радиокompаса при значительных уровнях электростатических помех.

Ручки «Настройка, плавная» и «Настройка грубая» - для установки частоты радиокompаса по шкале при подстройке на слух и по индикатору настройки.

Переключатель «Диапазон» - для включения нужного поддиапазона частот.

Переключатель «ТЛГ - ТЛФ» - для прослушивания позывных сигналов наземных радиостанций.

Переключатель «Узк-Шир» - для изменения ширины полосы пропускания приемника при настройке.

Переключатель «Рамка Л - П» - для ручного вращения рамочной антенны.

Кнопки с номерами 1-9 - для выбора фиксированных частот настройки.

Кнопка с маркировкой «П» - для осуществления плавной настройки с сохранением ранее выбранных и зафиксированных девяти частот (по числу кнопок).

Ручка «Рег громк» - регулятор громкости приёма позывных сигналов.

Кнопка «Перекл. Пульт» - для переключения пультов, управления (задействована для АРК11 № 1).

Ручка «Подсв» - не задействована.

3. Курсовые углы приводных радиостанций индицируются на указателе УШДБ-2 штурмана и на указателях УПДБ-2, установленных на средней и правой приборных досках пилотов.

По внешней неподвижной шкале прибора УШДБ-2 против острых концов стрелок 1 и 2 отсчитываются КУР. При определении магнитного пеленга радиостанции (МПР) и магнитного пеленга самолета (МПС) необходимо с помощью рукоятки на указателе развернуть подвижную шкалу на угол, при котором деление шкалы, соответствующее магнитному курсу самолета, расположится против треугольного индекса. Тогда по внутренней подвижной шкале против острых концов стрелок отсчитывается МПР, а против тупых концов стрелок - МПС.

4. Прослушивание позывных сигналов с телефонных выходов обоих радиокompасов осуществляют пилот, штурман и радист при установке переключателя радиосвязей на абонентском аппарате СПУ-7 в положения «РК-1» и «РК-2». Для прослушивания позывных по радиокompасу АРК-11 № 2 штурману, кроме указанного, необходимо установить переключатель «РСБН-2С - АРК № 2», расположенный на верхнем щитке штурмана, в положение «АРК № 2». При прослушивании позывных сигналов радиокompасов АРК-11 № 1 и 2 выключатель «Прослуш. АРК - УД» на рабочем месте члена экипажа должен быть выключен.

5. Питание каждого радиокompаса осуществляется от следующих систем электроснабжения:

- постоянного тока через АЗС-10 «АРК № -1» (2 шт.) и «АРК № 2» (2 шт.) на щитке АЗС. Питание АРК-11 № 1 осуществляется от аварийной шины;
- переменного тока 115 В через предохранители СП-1 (2 шт.) «АРК № 1», «АРК № 2» на панели предохранителей переменного тока. Питание АРК-П № 1 осуществляется от аварийной шины.

На блоке питания каждого радиокompаса установлен предохранитель на 2 А. Блоки питания расположены на этажерке между шп. № 9 и 10 (левый борт).

Включение радиокompаса осуществляется переключателем режимов работы, который устанавливается в любое положение, кроме «Выкл».

Время готовности радиокompаса к работе после включения питания не превышает 2 мин, а при температуре воздуха внутри фюзеляжа минус 30°С - не более 15 мин.

Нормальная эксплуатация

1. Работоспособность компаса проверяется после его настройки на частоту приводной радиостанции, расположенной в зоне действия АРК-11.

Для настройки АРК-11 необходимо выполнить следующее:

- установить переключатель режимов работы в положение «Антенна»;
- нажать кнопку «П»;
- установить ручку «Рег. громк» в среднее положение;
- установить переключатели «Шир - Узк» в положение «Шир», а «ТЛГ - ТЛФ» - в положение, соответствующее виду модуляции радиостанции;
- ручкой «Диапазон» установить поддиапазон приемника, соответствующий частоте радиостанции,
- ручкой «Настройка грубая» установить частоту радиостанции;
- ручку «Настройка плавная» нажать до упора и, вращая ее вблизи установленной частоты, добиться максимального отклонения стрелки индикатора настройки.

После прослушивания позывных сигналов установить режим работы «Комп. I» и снять отсчет курсового угла.

Работоспособность радиокompаса определяется следующим:

- наличием приема и прослушивания позывных радиостанций;
- устойчивыми показаниями курсового угла на указателях штурмана и пилота после отвода рамки влево и вправо на угол 90-120°;
- отклонением стрелки индикатора настройки при настройке АРК на частоту радиостанции.

2. Установка фиксированных частот производится следующим образом:

- установить переключатель режимов работы в положение «Антенна»;
- нажать кнопку (1-9) с заданным номером;
- установить переключатель «ТЛГ - ТЛФ» в положение, соответствующее виду модуляции радиостанции.

После отработки механизма автонастройки необходимо:

- расфиксировать ручку «Диапазон», установить нужный поддиапазон и вновь зафиксировать ее;
- выдвинуть ручку «Настройка плавная» на себя до упора;
- расфиксировать ручку «Настройка грубая», установить частоту заданной радиостанции;
- нажать ручку «Настройка плавная» и точно установить заданную частоту, подстроиться по максимальному отклонению индикатора настройки, прослушать позывные радиостанции и зафиксировать ручку «Настройка грубая».

Установка фиксированных частот для остальных кнопок производится аналогично.

При установке фиксированных частот необходимо иметь в виду следующее:

- во избежание нарушения предварительной настройки радиоконписа запрещается переключать кнопки-(1-9) фиксированной настройки при открытых рычажках-фиксаторах ручек на пульте управления;
- при установке частоты ручкой «Настройка грубая» ручка «Настройка плавная» должна быть оттянута на себя до упора;
- после нажатия на пульте, управления кнопок 1-9 нарушается настройка, установленная при нажатой кнопке «П».

3. Для выбора фиксированных частот нажать соответствующую кнопку (1-9) с зафиксированной настройкой.

Если частота радиостанции стабильна, то подстройки не требуется. В случае необходимости подстройки выполнить следующее:

- расфиксировать ручку «Настройка грубая», нажать ручку «Настройка плавная» и, вращая ее, подстроиться по максимальному отклонению индикатора настройки;
- зафиксировать ручку «Настройка грубая».

4. Для настройки АРК в условиях помех необходимо установить переключатель «Шир - Узк» в положение «Узк», а переключатель рода работ - в положение «КОМП I». Если при этом поведение стрелки указателя КУР будет неустойчивым, то переключатель рода работ перевести в положение «КОМП II».

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В РЕЖИМЕ «КОМП II» ПОКАЗАНИЯ КУРСОВОГО УГЛА МОГУТ ОТЛИЧАТЬСЯ ОТ ФАКТИЧЕСКОГО НА 180°.

Неисправности и действия экипажа

1. Отсутствуют индикации КУР и прослушивание позывных сигналов радиостанций.

Экипажу:

- проверить правильность установки органов управления на пульте АРК, на абонентском аппарате СПУ-7 и переключателей «РСБН-2С - АРК №- 2», «АРК-11 - АРК-УД»;
- проверить включение АЗС.

2. Показания КУР не соответствуют расчетным.

Экипажу:

- проверить правильность установки частоты станции и ее позывных сигналов.

3. После нажатия одной из кнопок 1 - 9 непрерывно вращается механизм автонастройки.

Экипажу:

- нажать другую кнопку. Если не произойдет настройка на зафиксированную частоту, то нажать кнопку «П» и перейти на работу в режиме плавной настройки.

4. После нажатия одной из кнопок 1-9 не происходит перенастройка частоты (механизм автонастройки не вращается).

Экипажу:

- проверить включение АЗС на щитке АЗС.

7.11.4. АВТОМАТИЧЕСКИЙ РАДИОКОМПАС АРК-УД

Автоматический радиокompас АРК-УД предназначен для вывода самолета на аварийную радиостанцию.

Проверка работоспособности радиокompаса АРК-УД

Для включения и проверки работоспособности радиокompаса АРК-УД перед полетом штурману необходимо включить автомат защиты сети АЗС-2 «АРК-УД» и СПУ.

Проверить работоспособность аппаратуры с помощью системы встроенного контроля на частоте 121,5 МГц для этого:

- а) установить переключатель диапазонов на пульте управления в положение «УКВ», переключатель «Каналы» - в положение «4»;
- б) установить переключатель режимов работы на пульте управления в положение «ШП»;
- в) установить переключатель «Прослушивание. АРК-УД - Откл» на верхнем щитке штурмана в положение «АРК-УД»;
- г) нажать кнопку «Ант. Л» (или «П») и стрелку указателя курса БСУП-2 установить в положение «30°» (или «330°»), после чего отпустить кнопку. При нажатии кнопки «Ант» стрелка указателя курса должна вращаться.
- д) нажать кнопку «Контр» и удерживать ее в таком положении 10-15 с. При этом стрелка указателя курса должна автоматически установиться в положение «180°» с погрешностью $\pm 10^\circ$, светосигнализаторы «УП» и «ШП» должны загореться и в телефонах должен прослушиваться сигнал частотой 1000 Гц; отрегулировать громкость сигнала регулятором громкости на пульте правления АРК-УД;
- е) установить переключатель режимов работы на пульте управления в положение «УП» и выполнить операции, изложенные в пп. «г» и «д»;
- ж) установить переключатель режимов работы на пульте управления в положение «И» и выполнить операции, изложенные в пп. «г» и «д». При этом стрелка указателя курса должна возвратиться на деление «180°» и светосигнализатор «И» - загореться, в телефонах должен прослушиваться сигнал частотой 300 Гц.

Примечание. При проверке радиокompаса АРК-УД в режиме «И» возможно свечение сигнализатора «УП».

Проверить работоспособность аппаратуры с помощью системы встроенного контроля на частоте 243 МГц, для этого:

- а) установить переключатель диапазонов на пульте управления в положение «ДЦВ», а переключатель «Каналы» - в положение «1»;
- б) проверить работоспособность аппаратуры в режимах «ШП», «УП» и «И» указанным методом. После проверки выключить аппаратуру АРК-УД и СПУ-7.

Выключатели прослушивания АРК-УД включаются только при выполнении поиска.

При включении выключателя прослушивания АРК-УД на одном из рабочих мест пилотов или штурмана сигналы АРК-УД прослушиваются другими членами экипажа с пониженной громкостью, которая зависит от положения регуляторов громкости на абонентском аппарате того рабочего места, на котором включен выключатель прослушивания АРК-УД.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ РАБОТЕ РАДИОПЕРЕДАТЧИКОВ КВ И УКВ-ДИАПАЗОНОВ СНИМАТЬ ОТСЧЕТ С ИНДИКАТОРА АРК-УД НЕ РЕКОМЕНДУЕТСЯ.

7.11.5. РАДИОВЫСОТОМЕР РВ-4

1. Радиовысотомер малых высот РВ-4 предназначен для определения истинной высоты полета при заходе на посадку, а также для предупреждения экипажа, о снижении самолета на заданную высоту.

Диапазон измеряемых высот радиовысотомера РВ-4 - от 0 до 1500 м.

Заданная высота устанавливается с помощью рукоятки и подвижного индекса на шкале указателя высоты УВ-4А, расположенного на приборной доске командира воздушного судна.

При снижении самолета на заданную высоту загорается светосигнальное табло «Высота» на приборных досках пилотов и подается прерывистый тональный сигнал в течение 4-8 с в телефоны членов экипажа. Светосигнальное табло продолжает гореть до тех пор, пока высота полета будет меньше заданной.

2. Питание радиовысотомера РВ-4 осуществляется от следующих систем электроснабжения:

- постоянного тока от аварийной шины через АЗС-5 «РВ» на щитке АЗС;
- переменного тока 115 В от аварийной шины через предохранитель СП-2 «РВ» на панели предохранителей переменного тока.

Включение питания производится выключателем «Радиовысотомер» на приборной доске командира воздушного судна.

Барореле СВУ-12-1А (реле давления НКДРДа) автоматически выключает радиовысотомер при наборе высоты более 2500 м (3000 м) и автоматически включает его при снижении самолета ниже 2500 м (3000 м), если переключатель «Горы - Равнина» установлен в положение - «Равнина». При установке переключателя «Горы - Равнина» в положение «Горы» барореле (реле давления) отключается и радиовысотомер не отключается на высотах более 2500 м, что используется для измерения высоты над высокогорной местностью.

3. Работоспособность радиовысотомера определяется с помощью системы встроенного контроля и автоматически с помощью схемы надежности.

После нажатия кнопки «Контроль РВ-4», расположенной на приборной доске командира воздушного судна, исправный радиовысотомер в течение 15 с должен отработать высоту 37-40 м.

Схема надежности включает светосигнализатор «Ненадежность» на указателе УВ-4А и режим «Память» (сохраняются показания указателя на время работы реле задержки) в следующих случаях:

- неисправности основных блоков и узлов;

- слабого сигнала на входе радиовысотомера;
- воздействия на радиовысотомер сильных помех.

Если за время работы реле задержки указанные воздействия не снимаются, то режим «Память» отключается и стрелка указателя устанавливается на нулевую отметку.

4. Не рекомендуется использовать показание радиовысотомера при кренах самолета более 15° и в полете на малых высотах над толстым снежным и ледяным покровом.

Нормальная эксплуатация

После запуска двигателей и включения источников электроэнергии включить питание радиовысотомера и проверить его работоспособность.

2. При полетах над высокогорной местностью устанавливать выключатель «Горы - Равнина» в положение «Горы».

3. Перед заходом на посадку с помощью рукоятки на указателе УВ-4А установить заданную высоту.

7.11.6. АППАРАТУРА ПОСАДКИ СП

Общие сведения

1. Аппаратура посадки СП состоит из комплекса наземного и самолетного радиооборудования, предназначенного для посадки самолетов в сложных метеорологических условиях днем и ночью.

Наличие приставки АП-1 в самолетном оборудовании позволяет использовать аппаратуру СП вместе с наземными маяками посадочной системы ИЛС при полетах на международных трассах.

Пульт управления аппаратурой расположен на верхнем щитке пилотов. Назначение органов управления на пульте следующее:

- переключатель каналов на шесть положений - для установки рабочей частоты наземных курсоглиссадных радиомаяков;
- ручка «Баланс - Контроль нуля» - при нажатой ручке проверяется и, при необходимости, регулируется ее поворотом электрический ноль планок положения курса приборов КППМ при заходе на посадку по СП;
- выключатель «Вкл» - для включения питания аппаратуры СП.

Переключение режимов работы-аппаратуры производится переключателем «СП-50 - ИЛС», установленным на верхнем щитке пилотов.

2. Отклонения самолета от равносигнальных зон курсоглиссадных радиомаяков индицируют планки положения (курса, глиссады) приборов КППМ, установленных на приборных досках пилотов.

Момент пролета маркерных радиомаяков - ДПРМ и БПРМ сигнализируется с помощью:

- светосигнализатора и светосигнального табло «Маркер», расположенных соответственно на средней и правой приборных досках пилотов;
- звонка, установленного на стенке у шп. № 7.

Подключение приборов КППМ к аппаратуре СП производится переключателем «СП-50 - РСБН», установленным на верхнем щитке пилотов.

3. Работа курсового и глиссадного каналов аппаратуры посадки сигнализируется с помощью бленкеров курса и глиссады на приборах КППМ. Закрытое положение бленкера курса (глиссады) сигнализирует о нахождении самолета в зоне действия курсоглиссадных радиомаяков и о исправной работе наземной и бортовой аппаратуры канала курса (глиссады) системы посадки.

При заходе на посадку по СП проверяется и, при необходимости, регулируется электрический ноль планок положения курса приборов КППМ с помощью рукоятки «Баланс - Контроль нуля».

4. Питание аппаратуры осуществляется от следующих систем электроснабжения:

- постоянного тока через АЗС-5 «ГРП», «КРП» и АЗС-2 «МРЛ» на щитке АЗС;
- переменного тока 115 В через предохранители СП-1 (3 шт.) «ГРП», «КРП», «МРП» на панели предохранителей переменного тока.

Включение питания аппаратуры производится выключателем «Вкл» на пульте управления. Время готовности аппаратуры к работе после включения питания не превышает 3-5 мин.

Нормальная эксплуатация

Проверку аппаратуры производить после включения питания на земле перед полетом и в полете, если самолет находится в зоне действия курсоглиссадных радиомаяков системы посадки.

Для проверки необходимо в зависимости от типа системы посадки данного аэродрома установить переключатели на верхнем щитке пилотов:

- «СП-50 - ИЛС» - в положение, соответствующее типу системы посадки данного аэродрома;
- «СП-50 - РСБН» - в положение «СП-50».

На пульте управления аппаратуры СП:

- установить переключатель каналов в положение, соответствующее номеру канала системы посадки;
- включить выключатель «Вкл».

Через 3-5 мин при исправной аппаратуре на приборах КППМ должны закрыться бленкеры курса и глиссады, а планки положения - отклониться в сторону расположения равносигнальных зон курсоглиссадных радиомаяков:

- нажать ручку «Баланс - Контроль нуля»; при этом планки положения курса приборов КППМ должны установиться против центра кружка шкалы прибора; если этого не произойдет, то, вращая нажатую ручку «Баланс - Контроль нуля», установить планки положения курса против центра кружка.

Примечание. Если самолет находится в зоне действия только курсового радиомаяка, то функционировать будут только бленкер и планка положения курса.

Если после включения питания через 3-5 мин курсовая и глиссадная планки положения приборов КППМ не функционируют, необходимо проверить включение АЗС «ГРП», «КРП» и «МРП» на щитке АЗС и предохранители «КРП», «ГРП», «МРП» на панели предохранителей переменного тока.

7.11.7. АППАРАТУРА НАВИГАЦИИ И ПОСАДКИ «КУРС МП-70»

Общие сведения

Аппаратура навигации и посадки метрового диапазона волн «Курс МП-70» предназначена для обеспечения полетов по сигналам всенаправленных радиомаяков международной системы VOR, для выполнения предпосадочных маневров и заходов на посадку по сигналам посадочных радиомаяков международной системы ILS и систем типа СП.

В состав аппаратуры входят полукомплекты № 1 и 2, работающие независимо.

Аппаратура выдает сигналы на РМИ, КППМ и УШУ.

При полетах по радиомаякам VOR индикация текущего азимута и КУР осуществляется:

- на узкие стрелки РМИ - от полукомплекта № 1 при установке переключателей «АРК1 – VOR1 - РСБН1» в положение «VOR1»;
- на широкие стрелки РМИ - от полукомплекта № 2 при установке переключателей «АРК2 - VOR2 - РСБН2» в положение «VOR2»;
- на стрелку «1» УШУ - от полукомплекта № 1 при установке переключателя «Индикац. прослуш. VOR 1 - АРК1 - АРК – УД» в положение «VOR1»;
- на стрелку «2» УШУ - от полукомплекта № 2 при установке переключателя «Индикац. прослуш. VOR2 - АРК2 - РСБН2» в положение «VOR2».

На КППМ осуществляется индикация:

- готовности курса;
- отклонения от линии заданного азимута.

При заходе на посадку по сигналам посадочных радиомаяков системы ILS или систем типа СП индикация готовности курса и глиссады, а также индикация отклонения от равносигнальных зон курса и глиссады осуществляется приборами КППМ.

Выходные сигналы аппаратуры «Курс МП» на приборы КППМ коммутируются с сигналами аппаратуры «Веер-М» переключателем «Посадка ПРМГ - Курс МП», установленным на рабочем месте штурмана.

Переключателем «Курс МП. Совм.- 1-2» производится подключение аппаратуры к приборам КППМ:

- в положении «Совм» - к приборам КВС и штурмана подключается полукомплект № 1, а к прибору второго пилота - полукомплект № 2;
- в положении «1» - ко всем трем приборам подключается полукомплект №1, а в положении «2» - полукомплект №2.

Момент пролета маркерных радиомаяков определяется с помощью световой (светосигнальные табло) и тональной (телефоны пилотов) индикации.

Прослушивание сигналов курсовых радиомаяков обеспечивается через СПУ в телефоны пилотов и штурмана при установке переключателей радиосвязей на их абонентских аппаратах в положение «РК1» (для полукомплекта №1) и «РК2» (для полукомплекта № 2), при этом:

- переключатели «АРК1 - VOR1 – РСБН1» и «АРК2 - VOR2 - РСБН2» на РМИ должны быть установлены в положении «VOR1» и «VOR2» соответственно;
- переключатели «Индикац. прослуш. VOR1 -АРК1 -АРК - УД» и «Индикац. прослуш. VOR2 - АРК2 – РСБН1» на рабочем месте штурмана должны быть установлены в

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

положения «VOR1» и «VOR2» соответственно.

Сигналы маркерных радиомаяков прослушиваются в телефонах пилотов независимо от положения органов управления на их абонентских аппаратах СПУ.

Проверка работоспособности аппаратуры

1. Перед включением электропитания проверить исходное положение следующих органов управления:

а) на пультах управления (ПУ № 1 и 2):

выключатели «Вкл» - нижнее наложение;
регуляторы «Громк» - примерно среднее положение;
ручки установки частот - в положении, соответствующем любой частоте VOR, не совпадающей с частотой радиомаяка аэродрома вылета;

б) переключатели на РМИ:

«АРК1 - VOR1 - РСБН1» - в положении «VOR1»;
«АРК2 - VOR2 - РСБН2» - в положении «VOR2»;

в) переключатели на селекторе режимов (СР);

«ILS - СП-50» - в положении «ILS»;
«Марш. - Посад» - в положении «Посад»;
«День - Ночь» - в положении, соответствующем времени суток;

г) ручки «Курс» на селекторах курса (СК № 1 и 2) - в положении, соответствующем значению «000» на цифровом счетчике;

д) переключатели на абонентских аппаратах СПУ пилотов и штурмана:

радиосвязей в положении «РК1»;
«СПУ-Рад»-в наложении «Рад»;

е) переключатели на рабочем месте штурмана:

«Индикац. прослуш. VOR1 - АРК1 - АРК - УД» - в положении «VOR1»;
«Индикац. прослуш. VOR2 - АРК2 - РСБН» - в положении «VOR2»;
«Посадка ПРМГ - Курс МП» - в положении «Курс МП»;

ж) переключатель «Курс МП. Совм.- 1-2» на верхнем пульте пилотов - в положении «1».

2. Убедиться, что СПУ и курсовая система включены.

3. Включить электропитание полукомплекта № 1, установив выключатель «Вкл» на ПУ № 1 в верхнее положение.

Загорится светосигнализатор «VOR1» на верхнем пульте пилотов.

4. Проверьте работоспособность полукомплекта № 1 в режиме «VOR» (управление осуществляется с ПУ № 1), для чего:

- нажать среднюю кнопку контроля. Уберутся бленкеры «К» на КППМ, курсовые стрелки установятся в пределах центральной точки. Узкие стрелки на РМИ установятся на значение $(0 \pm 5)^\circ$. Стрелка «1» на УШУ установится на значение $(0 \pm 3)^\circ$. Загорится светосигнализатор «К1» на СР. Отпустить кнопку контроля;
- установить ручкой «Курс» на СК № 1 значение «010» по цифровому счетчику;

- нажать среднюю кнопку контроля. Уберутся бленкеры «К» на КППМ, курсовые

стрелки установятся в пределах второй точки слева. Узкие стрелки на РМИ установятся на значение $(10\pm 5)^\circ$. Стрелка «2» на УШУ установится на значение $(10+3)^\circ$. Загорится светосигнализатор «К1». Отпустить кнопку контроля;

- установить ручкой «Курс» на СК № 1 значение «180» по цифровому счетчику;
- нажать левую (правую) кнопку контроля. Уберутся бленкеры «К» на КППМ, курсовые стрелки установятся в пределах центральной точки. Узкие стрелки на РМИ установятся на значение $(180\pm 5)^\circ$, а стрелка «4» на УШУ – на значение $(180\pm 3)^\circ$. Загорится светосигнализатор «К1» на СР. Отпустить кнопку контроля.

5. Проверить работоспособность пол у комплект а № 1 в режиме «ILS», для чего:

- установить значение любой частоты ILS (кроме частоты работающего посадочного радиомаяка аэродрома вылета). Светосигнализатор «VOR1» погаснет, загорится светосигнализатор «ILS1»;
- нажать среднюю кнопку контроля. Уберутся бленкеры «К» и «Г» на КППМ, стрелки отклонения от равносигнальных зон курса и глиссады установятся в пределах центральной точки. Загорятся светосигнализаторы «К1» и «Г1» на СР и светосигнальные табло «Средний» на приборной доске пилотов. В телефонах пилотов будет прослушиваться тональный сигнал 1300 Гц. Отпустить кнопку контроля;
- нажать правую кнопку контроля. Уберутся бленкеры «К» и «Г» на КППМ, стрелки отклонения от равносигнальных зон курса и глиссады отклонятся вправо и вниз соответственно и установятся между второй и третьей точками. Загорятся светосигнализаторы «К1» и «Г1» на СР и светосигнальные табло «Маркер». В телефонах пилотов прослушивается тональный сигнал 3000 Гц. Отпустить кнопку контроля;
- нажать левую кнопку контроля. Уберутся бленкеры «К» и «Г» на КППМ, стрелки отклонения от равносигнальных зон отклонятся влево и вверх соответственно и установятся между второй и третьей точками. Загорятся светосигнализаторы «К1» и «Г1» на СР и светосигнальные табло «Дальний». В телефонах пилотов прослушивается тональный сигнал 400 Гц. Отпустить кнопку контроля.

6. Проверить работоспособность полукомплекта № 1 в режиме «СП-50», для чего:

- установить любую частоту СП (кроме частоты работающего радиомаяка аэродрома вылета);
- установить переключатель «ILS - СП-50» на СР в положение «СП-50». Светосигнализатор «ILS1» погаснет, загорится светосигнализатор «СП-50 № 1». Дальнейшую проверку работоспособности полукомплекта № 1 выполнить аналогично проверке в режиме «ILS» (см. п. 5).

7. Проверить работоспособность полукомплекта № 2, для чего:

- установить переключатель «Курс МП. Совм.- 1-2» в положение «2»;
- установить переключатели радиосвязей на абонентских аппаратах СПУ пилотов и штурмана в положение «РК2»;
- выполнить операции по пп. 3-6 с ПУ № 2 и СК № 2.

Индикация будет осуществляться загоранием, светосигнализаторов «VOR2», «ILS2», «СП-50. № 2», бленкерами и стрелками КППМ, широкими стрелками РМИ, стрелкой «2» УШУ и загоранием светосигнализаторов «К2» и Г2» на СР.

8. Проверить подключение выходных сигналов (на КППМ, в телефоны, на светосигнализаторы

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

КВС и штурману от полукомплекта № 1 и второму пилоту - от полукомплекта № 2, для чего:

- установить переключатель «Курс МП. Совм.-1-2» в положение «Совм»;
- установить переключатели радиосвязей на абонентских аппаратах СПУ КВС и штурмана в положение «РК1».

Должны выполняться технические условия, указанные в пп. 5. 6 для полукомплектов № 1 и 2.

Эксплуатация аппаратуры в полете

При заходе на посадку по радиомаякам ILS или СП:

Установить:

- переключатели «Маршр. Посад» и «ILS - СП-50», на СР в положение «Посада и в положение, соответствующее системе посадки на аэродроме (ILS или СП);
- переключатели «АРК1 - VOR1 - РСБН1» и «АРК2 - VOR2 - РСБН2» на РМИ в положение «VOR 1» и «VOR2» при заходе на посадку по системе ILS и в положение «АРК1» и «АРК2» при заходе по системе СП;
- ручками «Курс» на СК № 1 и 2 значение, соответствующее МК посадки;
- переключатели на рабочем месте штурмана «Посадка ПРМГ - Курс МП» в положение «Курс МП»; «Индикац. прослуш. VOR1-АРК1 - АРК-УД» и «Индикац. прослуш. VOR 2 – АРК2 - РСБН2» в положения «VOR1» и «VOR2» соответственно;
- переключатель «Курс МП Совм. - 1-2» в положение «Совм»;
- переключатели радиосвязей на абонентских аппаратах СПУ КВС и штурмана в положение «РК1», а второго пилота - в положение «РК2»;
- ручки установки частоты на ПУ № 1 и 2 в положения, соответствующие частоте посадочного радиомаяка аэродрома. На верхнем пульте загорятся светосигнализаторы «ILS1» и «ILS2» («СП-50 № 1» и «СП-50 № 2»).

При входе в зону уверенного приема, сигналов курсового радиомаяка:

- на КППМ уберутся бленкеры «К», а стрелки отклонения от равносигнальной зоны курса отклонятся в сторону равносигнальной зоны;
- на СР загорятся светосигнализаторы «К1» и «К2»;
- в телефонах пилотов и штурмана прослушиваются позывные радиомаяка.

Установить требуемую громкость прослушивания сигналов регулятором «Рад» на своем абонентском аппарате СПУ и убедиться в правильности выбора наземного посадочного радиомаяка.

При входе в зону уверенного приема сигналов глиссидного радиомаяка:

- на КППМ уберутся бленкеры «Г», а стрелки отклонения от равносигнальной зоны глиссиды отклонятся в сторону равносигнальной зоны;
- на СР загорятся светосигнализаторы «Г1» и «Г2».

При подходе к равносигнальной зоне глиссиды стрелки отклонения от равносигнальной зоны глиссиды на КППМ приближаются к центральной точке шкалы.

Пилотировать самолет строго по курсу и глиссиде, удерживая стрелки, положения курс и глиссиды в пределах нулевых индексов центрального кружка.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Определять дальность до ВПП по срабатыванию световой и звуковой сигнализации при пролете маркерных радиомаяков.

При посадке по системе ILS в момент пролета дальнего, среднего и ближнего маркерных радиомаяков:

- загорятся поочередно светосигнальные табло «Дальний», «Средний» и «Маркер»;
- в телефонах пилотов прослушивается тональный сигнал 400, 1300 и 3000 Гц соответственно.

При посадке по системе СП в момент пролета дальнего и ближнего маркерных радиомаяков:

- загораются светосигнальные табло «Маркер»;
- в телефонах пилотов прослушивается тональный сигнал 3000 Гц.

Чтобы различить дальний и ближний маркерные радиомаяки, световая, и звуковая сигнализация манипулируется:

- для дальнего радиомаяка - два тире в секунду;
- для ближнего радиомаяка - шесть точек в секунду.

После посадки отключить электропитание полукомплектов выключателями «Вкл» на ПУ № 1 и 2

При полете по радиомаякам VOR:

Установить органы управления так же, как и при заходе на посадку, за исключением:

- переключатель «Марshr. - Посад» - в положение «Марshr»;
- ручками установки частот:
 - на ПУ № 1 - значение частоты первого радиомаяка VOR (VOR1);
 - на ПУ № 2 - значение частоты второго радиомаяка VOR (VOR2);
- ручки «Курс» на СК № 1 и 2 - в положение заданного азимута радиомаяков VOR1 и VOR2 соответственно. Загорятся светосигнализаторы «VOR1» и «VOR 2» на верхнем пульте.

При входе в зону уверенного приема радиомаяка VOR 1 (VOR2):

- на СР загорится светосигнализатор «К1» («К2»);
- на РМИ и УШУ стрелки отсчитывают азимут А1 (А2) и КУР1 (КУР2) радиомаяка VOR1 (VOR 2);
- на КППМ КВС и штурмана уберутся бленкеры «К», стрелки отклонения ЛЗА отклонятся в сторону ЛЗА1 (на КППМ второго пилота уберется бленкер «К», стрелка отклонения от ЛЗА отклонится в сторону ЛЗА2);
- в телефонах КВС и штурмана прослушиваются позывные сигналы радиомаяка VOR1 (в телефонах второго пилота прослушиваются позывные сигналы радиомаяка VOR2).

Установить требуемую громкость прослушивания позывных сигналов регулятором «Рад» на своем абонентском аппарате СПУ и убедиться в правильности выбранного радиомаяка VOR1 (VOR2).

Вывести самолет на ЛЗА1 (ЛЗА2) и пилотировать самолет, удерживая стрелки отклонения от ЛЗА на КППМ КВС (второго пилота) в пределах центральной точки.

РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

При пролете радиомаяка VOR1 (VOR2) стрелки на РМИ и УШУ меняют показания на 180°.

При пролете над маршрутным маркерным радиомаяком срабатывает световая и звуковая сигнализация.

Для индикации на КППМ всех членов экипажа показаний только радиомаяка VOR1 (VOR2) установить переключатель «Курс МП. Совм.-1-2» в положение «1» («2»).

Примечания: 1. Включать электропитание аппаратуры не позже чем за 1 мин до использования ее в полете.

2. При выпавших бленкерах «К» и «Г» на КППМ и негорящих светосигнализаторах «К1» («К2») и «Г1» («Г2») на СР пользоваться аппаратурой запрещается.

3. При полете в режиме VOR на частоте 117,95 МГц необходимая для нормальной работы аппаратуры отстройка радиостанций составляет 0,6 МГц для УКВ-1 и 1,5 МГц для УКВ-2.

4. При посадке по системам ILS или СП включать КВ-радиостанцию в режим передачи не рекомендуется.

Неисправности и действия экипажа

1. Выпадают сигнальные флажки «К» на КППМ пилотов и не загорается светосигнализатор «К1» на СР при полетах по радиомаякам VOR или возникают сомнения в исправности полукомплекта № 1 {№ 2).

Экипажу:

- проверить полукомплект № 1 (№2) в режиме встроенного контроля. Если не выполняются требования проверки, отключить электропитание полукомплекта № 1 (№ 2);
- для продолжения полета использовать исправный полукомплект.

2. Выпадают сигнальные флажки «К» и (или) «Г» на КППМ пилотов и не загораются светосигнализаторы «К1» («К2») и (или) «Г1» («Г2») на СР при выполнении инструментальной посадки.

Экипажу:

- продолжать заход на посадку по исправному полукомплекту;
- отключить электропитание неисправного полукомплекта во время посадки или сразу же после посадки.

3. Имеется расхождение информации на КППМ левого и правого пилотов. Гаснет подсвет светосигнальных табло на ПУ.

Экипажу:

- продолжать полет, используя информацию КППМ штурмана.

7.11.8. ИЗДЕЛИЕ «023М» («020М»)

Питание изделия осуществляется от сети постоянного тока напряжением 27 В и сети переменного тока напряжением 115 В 400 Гц.

Для включения изделия необходимо:

- включить АЗС «023М» («020М») на щите радиста;
- установить выключатель на пульте управления изделием в положение «Питание».

При этом загорится светосигнализатор «Код. вкл», а через 10-20 с и светосигнализатор «Контр. пит».

После этого станция готова к работе. Использование изделия в полете производится в соответствии с инструкцией по эксплуатации изделия.

Выключение изделия осуществляется после полета в последовательности, обратной включению.

7.12. РАДИОСВЯЗНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

7.12.1. САМОЛЕТНОЕ ПЕРЕГОВОРНОЕ УСТРОЙСТВО СПУ-7

1. На рабочем месте каждого члена экипажа установлен абонентский аппарат самолетного переговорного устройства СПУ-7, которое обеспечивает:

- внутрисамолетную связь между членами экипажа;
- подключение авиагарнитур АГ-2 командира воздушного судна, второго пилота, штурмана и бортрадиста к радиостанциям для внешней связи и к приемникам радиокompасов АРК-УД, АРК-11 № 1 и 2 и системе РСБН-2С для прослушивания позывных наземных приводных и аварийных радиостанций и маяков РСБН.

2. При внутрисамолетной связи обеспечивается:

- связь между абонентами по двум отдельным сетям «1» и «2». Переключение абонентов с одной сети на другую осуществляется переключателем «Сеть» (1, 2). Основная работа всех абонентов производится по сети 1;
- одновременный прием сигналов внутрисамолетной и внешней связи, при этом по желанию абонента одна из них может прослушиваться с пониженной громкостью. Выбор основной связи производится переключателем «СПУ - Радио». Регулировка громкости сигналов прослушиваемой и основной связей осуществляется рукоятками «Громкость» («Просл» и «Общая»);
- циркуляционный (одновременный) вызов всех абонентов при нажатой кнопке «ЦВ».

Включение питания ларингофонов (микрофонов), при внутрисамолетной связи производится с помощью кнопки СПУ, расположенной на рабочем месте абонента.

3. При техническом обслуживании самолета число абонентов внутрисамолетной связи может быть увеличено за счет подключения авиагарнитур к дополнительным разъемам, установленным на этажерке в хвостовом отсеке рядом с кнопкой СПУ и на левой носовой части фюзеляжа, в районе шп. № 1 и 2 в лючке СПУ.

4. Подключение авиагарнитур членов экипажа к связным радиостанциям и радионавигационным приемникам производится переключателем радиосвязей (рис. 7.11-1), который имеет следующие положения:

- «УКР» - радиостанция Р-802ГМ № 1;
- «СР» - средневолновый блок СВБ-5 и приемник УС-8К;
- «КР» - радиопередатчик Р-836 и приемник УС-8К или радиостанция «Микрон»;
- «ДР» - радиостанция Р-802ГМ №2;
- «РК-1» - приемник радиокompаса АРК-11 № 1;
- «РК-2» - приемник радиокompаса АРК-П №2 и система РСБН-2С при установке

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

переключателя «АРК №2 -РСБН-2С» в положение «РСБН-2С».

Кроме того, через СПУ-7 в телефоны пилотов, штурмана и бортрадиста подаются следующие сигналы:

- радиовысотомера РВ-4 независимо от положения переключателя радиосвязи на абонентском аппарате;
- радиокompаса АРК-УД при включении выключателя «Прослуш. АРК-УД».

5. Включение питания микрофонов (ларингофонов) и пуск передатчиков радиостанций внешней связи при работе в телефонном режиме производятся кнопками «Радио», которые расположены на штурвалах пилотов и в ножной тангенте бортрадиста и штурмана.

6. Питание СПУ-7 осуществляется от аварийной шины системы электроснабжения постоянного тока через два АЗС-2 «СПУ-7» (№ 1 и 2), расположенные на панели бортрадиста. Включение питания производится указанными АЗС.

7. При предполетной подготовке СПУ-7 необходимо проверить:

- выход абонента на внутреннюю и внешнюю связи;
- переход с внешней связи на внутреннюю и обратно;
- циркулярный вызов.

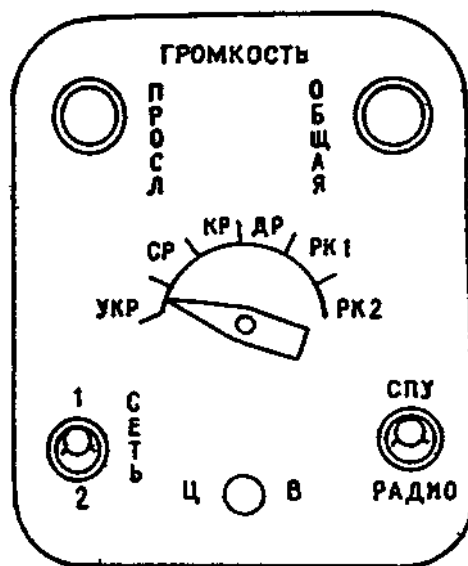


Рис. 7.12-1. Абонентский аппарат переговорного устройства СПУ-7

7.12.2. СВЯЗНАЯ КВ И СВ-РАДИОСТАНЦИЯ

Общие сведения

1. СВязная КВ и СВ-радиостанция работает в телефонном и телеграфном режимах и предназначена для связи с диспетчерскими пунктами УВД, расположенными вне зоны действия УКВ-радиостанций, и

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

для оперативной связи с диспетчером УВД при выходе из строя УКВ-радиостанций.

В состав КВ и СВ-радиостанции входят:

а) радиопередатчик Р-836 с дистанционными пультами управления, которые обеспечивают автоматическую перестройку на любую из 18 заранее настроенных и зафиксированных частот в диапазоне от 1,5 до 24 МГц. Время автоматической перестройки с одной заранее настроенной и зафиксированной частоты на другую не превышает 20 с. Дистанционные пульта управления установлены на правом пульте пилотов и рабочем месте бортрадиста. При работе в режиме ТЛГ используется телеграфный ключ из комплекта средневолнового блока СВБ-5. Микрофонные и пусковые цепи радиопередатчика подсоединены к СПУ-7. При работе радиопередатчика загорается светосигнальное табло «Раб. ПРД. – КВ-СВ» на средней приборной доске пилотов и приборной доске штурмана;

б) средневолновый блок СВБ-5, работающий в средневолновом диапазоне частот от 350 до 500 кГц. Пульт управления с телеграфным ключом установлен на столе бортрадиста. Микрофонные и пусковые цепи блока СВБ-5 подсоединены к СПУ-7. При работе блока СВБ-5 загорается светосигнальное табло «Раб. ПРД. КВ-СВ» на средней приборной доске пилотов и приборной доске штурмана;

в) радиоприемник УС-8К с дистанционным управлением, работающий в коротковолновом и средневолновом диапазонах частот 2,1-20 МГц и 230-500 кГц соответственно. Пульта управления установлены на правом пульте пилотов и на рабочем месте бортрадиста. При работе радиопередатчика Р-836 или СВБ-5 антенный вход радиоприемника УС-8К замыкается на корпус. Телефонные цепи приемника подсоединены к СПУ-7.

2. Передача управления радиоприемником УС-8К осуществляется с помощью кнопки «Перек. пульт», установленной на пультах управления приемником.

Передача управления радиопередатчиком Р-836 и блоком СВБ-5 осуществляется с помощью переключателя «Оператор (1-2)», установленного на пультах управления Р-836. Для работы второму пилоту или бортрадисту переключатель необходимо установить в положение «1» или «2» соответственно.

3 Питание КВ и СВ-радиостанции осуществляется от следующих систем электроснабжения:

- постоянного тока через АЗС-15 «ПРД - КВ», АЗР-30 «ПЕД - СВ» на приборной панели бортрадиста и АЗС-2 «ПРМ - КВ» на щитке АЗС;
- переменного тока 115 В через предохранители СП-20 «ПРД - КВ» и СП-5 «ПРМ - КВ» на панели предохранителей переменного тока.

На блоках радиостанции установлены предохранители.

- в радиопередатчике Р-836 - 6 шт.
- в пульте управления радиоприемника УС-8К - 2 шт.
- в средневолновом блоке СВБ-5 - 4 шт.

Включение питания радиостанции производится:

- радиопередатчика Р-836 - АЗС-15 «ПРД - КВ»;
- средневолнового блока СВБ-5 - АЗР-30 «ПЕД - СВ»;
- радиоприемника УС-8К - переключателем режимов работы на пульте управления, который устанавливается в любое положение, кроме «Выкл».

При включении питания загорается светосигнализатор «Вкл» на подключённом дистанционном пульте

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

управления радиопередатчика Р-836.

Время готовности к работе после включения питания:

радиопередатчика Р-836 - 2 мин для работы с пониженной стабильностью частоты и 60 мин для работы с повышенной стабильностью частоты;

блока СВБ-5 - не более 2 мин;

радиоприемника УС-8К - не более 2 мин.

4. Работоспособность блоков радиостанции определяется следующим:

- наличием собственных шумов приемника и сигналов самопрослушивания;
- соответствием рабочих режимов заданным номиналам по показаниям встроенных контрольных приборов;
- наличием связи с наземными или самолетными радиостанциями.

Нормальная эксплуатация

1. Предварительная настройка радиостанций на рабочие каналы связи производится бортрадистом во время предполетной подготовки. При этом бортрадист должен убедиться в правильной работе автоматики и радиостанций, работе приемника и передатчика на всех диапазонах и в наличии таблиц настройки.

2. Включение питания радиостанции производится после запуска двигателей.

3. При смене рабочих частот необходимо производить подстройку антенны радиоприемника УС-8К.

4. Ручную регулировку усиления радиоприемника УС-8К применять при больших дальностях связи и в условиях сильных помех.

5. На время перерыва связи переключатель режимов на пульте управления радиопередатчика Р-836 устанавливать в положение «ПРМ – Симпл».

6. Второй пилот обязан предупредить бортрадиста по СПУ о переключении пультов управления радиопередатчика Р-836 и радиоприемника УС-8К.

Примечания: 1. При работе радиостанции Р-836 и совпадении гармоник ее основной частоты с частотой приемника КРП-Ф и радиостанции Р-802ГМ возможно появление:

- сигнала отказа курсового приемника (выпадание бленкера) и колебания курсовых стрелок на КППМ;
- помех на приеме радиостанции Р-802ГМ.

2. При полетах без бортрадиста функции его выполняет второй пилот.

7.12.3. СВЯЗНАЯ КВ-РАДИОСТАНЦИЯ «МИКРОН»

Общие сведения

Радиостанция «Микрон» предназначена для ведения симплексной беспойсковой и бесподстроечной телефонной и телеграфной радиосвязи членами экипажа самолета с наземным и командными пунктами и другими самолетами.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Полное управление радиостанцией, то есть включение питания и настройка, осуществляется бортрадистом. Бортрадист может использовать радиостанцию как для телефонной, так и для телеграфной радиосвязи, для чего на его столе установлен телеграфный ключ.

Командир воздушного судна и второй пилот 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. Все члены экипажа, которым предоставлена возможность использовать радиостанцию «Микрон» для внешней связи, должны переключатели радиосвязей на своих абонентских аппаратах СПУ устанавливать в положение «КР».

Примечание. По СПУ возможно прослушивание с пониженной громкостью информации другими членами экипажа, передаваемой радиостанцией «Микрон».

Проверка работоспособности радиостанции «Микрон»

Перед проверкой работоспособности радиостанции убедиться, что:

- переключатель радиосвязей на абонентском аппарате СПУ установлен в положение «КР», переключатель «СПУ - Радио» - в положение «Радио»;
- автомат защиты сети АЗС-10 «КР» выключен;
- ручки «Самоконтр» и «Громк» на пульте управления радиостанции находятся в крайнем правом положении;
- переключатель «ПРМ - ПРД» на телеграфном ключе находится в положении «ПРМ».

Для проверки работоспособности радиостанции необходимо:

- включить АЗС-10 «КР» (готовность радиостанции к работе через 3 мин после включения);
- установить 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.

При нормальной чувствительности приемника в телефонах должен прослушиваться собственный шум приемника или сигналы работающей аэродромной радиостанции при настройке на ее частоту.

Примечания: 1. Частоты ниже 2,0 МГц и выше 23,9999 МГц не устанавливать.

2. Установку частоты разрешается производить, когда индикаторная лампа «Наст» не горит.

3. Если на пульте управления загорелся светосигнализатор «Авария», выключить радиостанцию на 3 с, после чего включить ее;

- регулятором громкости «Общая» на абонентском аппарате СПУ и регулятором «Громк» на пульте управления радиостанцией установить необходимую громкость принимаемого сигнала;

- проверить работу радиостанции в режиме передачи по наличию самопрослушивания и свечению индикаторной лампы «ПРД» на пульте управления, для этого:

а) в телефонном режиме установить переключатель вида работы в одно из положений: «ОМ», «ОМН» или «АМ», нажать кнопку «Радио» (или тангенту у радиста) и сообщить требуемую

Ан-26 РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

информацию;

б) в телеграфном режиме установить переключатель вида работы на пульте управления в положение «АТ», переключатель «ПРМ - ПРД» на телеграфном ключе в положение «ПРД» и,

манипулируя ключом, вести передачу. Регулировку частоты тока принимаемого сигнала производить ручкой «Тон» на пульте управления. Если в режиме передачи на пульте управления погаснет светосигнализатор «ПРД» и пропадет самоконтроль, нужно выключить и снова включить режим передачи.

После проверки выключить радиостанцию автоматом защиты сети «КР» на приборной доске радиста.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. РАЗРЕШАЕТСЯ ЭКСПЛУАТИРОВАТЬ РАДИОСТАНЦИЮ В ДИАПАЗОНЕ ТЕМПЕРАТУР ОТ МИНУС 55°С ДО 50°С.

Эксплуатация радиостанции в полете

Для включения и работы радиостанции в полете необходимо:

- установить переключатель радиосвязей на абонентском аппарате СПУ в положение «КР», переключатель «СПУ- Радио» - в положение «Радио»;
- включить АЗС-10 «КР» на приборной доске радиста;
- при выбранном режиме работы ручками выбора частоты на пульте управления радиостанцией установить рабочую частоту.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ВЕДЕНИИ РАДИОСВЯЗИ С РАДИОСТАНЦИЯМИ, ИМЕЮЩИМИ ПОНИЖЕННУЮ СТАБИЛЬНОСТЬ ЧАСТОТЫ, ВОЗМОЖНА ДОПОЛНИТЕЛЬНАЯ ПОДСТРОЙКА ЧАСТОТЫ ПРИНИМАЕМОГО СИГНАЛА РУЧКОЙ «СОТНИ ГЦ» НА ПУЛЬТЕ УПРАВЛЕНИЯ.

По окончании настройки индикаторная лампа «Наст» на пульте управления должна погаснуть:

- установить необходимый режим работы;
- регулятором громкости «Общая» на абонентском аппарате СПУ и регулятором «Громк» на пульте управления радиостанцией установить необходимую громкость принимаемого сигнала;
- для ведения передачи в телефонном режиме нажать кнопку «Радио» на штурвале управления (или тангенту у радиста);
- для ведения передачи в телеграфном режиме установить на телеграфном ключе переключатель «ПРМ - ПРД» в положение «ПРД» и вести передачу, манипулируя ключом;
- для приема в телеграфном режиме добиться прослушивания принимаемого сигнала вращением ручки «Тон» и отрегулировать частоту его тона.

Примечание. При полетах без бортрадиста функции его выполняет второй пилот.

7.12.4. СВЯЗНАЯ УКВ-РАДИОСТАНЦИЯ «ЛАНДЫШ-20»

Общие сведения

УКВ-радиостанция «Ландыш-20» предназначена для радиотелефонной связи с наземными командными пунктами и с другими самолетами в диапазоне частот 118-136 МГц.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

На самолете установлено два комплекта радиостанций «Ландыш-20» № 1 и 2. Пульты управления радиостанциями расположены на верхнем щитке пилотов.

Управление радиостанцией «Ландыш-20» № 1 осуществляет КВС, радиостанцией «Ландыш-20» № 2 - второй пилот.

Штурман и бортрадист могут использовать обе радиостанции для связи при условии, если обе радиостанции включены и на пультах управления установлены соответствующие частоты.

Проверка работоспособности радиостанции и эксплуатация ее в полете

Для включения радиостанции:

- включить автоматы защиты сети АЗС «УКР № 1», «УКР №2»;
- на абонентском аппарате СПУ установить переключатель «СПУ - Радио» в положение «Радио», а переключатель радиосвязей - в положение «УКР» для радиостанции «Ландыш-20» № 1 и «ДР» - для «Ландыш-20» №2;
- установить выключатели «УКР-I-Откл», «УКР-II-Откл» на верхнем щитке пилотов в положения «УКР-I» и «УКР- II», дать возможность радиостанциям прогреться в течение 2-3 мин;
- установить выбранную частоту ручками на пультах управления радиостанциями;
- регулятором громкости «Общая» на абонентском аппарате СПУ установить требуемую громкость;
- для передачи нажать кнопку «Радио» на штурвале самолета или ножную тангенту (на рабочих местах штурмана и бортрадиста) и провести контрольную связь на выбранной частоте «УКВ- I» и «УКВ- II» поочередно.

Контроль передачи - слуховой (прослушивается собственная передача в телефонах):

- если прием передачи проходит на фоне помех, мешающих приему, включить подавитель шумов выключателем «ПШ» на пульте управления радиостанцией, при этом следует иметь в виду, что дальность действия радиостанции уменьшается.

Особенности эксплуатации радиостанции

1. При совпадении частот настройки радиостанций «Ландыш-20» с кратными частотами КВ радиостанции и при работе последней на передачу возможно ее влияние на приемники УКВ радиостанций «Ландыш-20».
2. Одновременная работа радиостанций «Ландыш-20» № 1 и 2 возможна при условии, что их частоты настроек отличаются друг от друга на величину не менее 1,5-2,0 МГц.
3. При обнаружении неисправности в работе одной из УКВ радиостанций выключить ее во избежание влияния возможных помех на работу второй УКВ радиостанции.
4. При отказе кнопки «Радио» на рабочем месте одного из членов экипажа действовать в соответствии с рекомендациями, указанными в п. 2 подразд. «Возможные неисправности и действия экипажа».

7.12.5. СВЯЗНАЯ УКВ-РАДИОСТАНЦИЯ «БАКЛАН-20»

Общие сведения

УКВ-радиостанция «Баклан-20» предназначена для радиотелефонной связи с наземными командно-

Ан-26 РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

диспетчерскими пунктами и другими самолетами в диапазоне частот 118,0- 135,975 МГц. На самолете установлено два комплекта радиостанций «Баклан-20» № 1 и 2. Пульты управления радиостанциями расположены на верхнем щитке пилотов.

Управление радиостанцией «Баклан-20» № 1 осуществляет КВС, радиостанцией «Баклан-20» № 2 - второй пилот.

Штурман и бортрадист могут использовать обе радиостанции для связи со своих рабочих мест при условии, если обе радиостанции включены и на пультах управления установлены соответствующие частоты КВС или вторым пилотом.

Бортмеханик может только прослушивать работу УКВ радиостанций «Баклан-20» № 1 и 2.

Проверка работоспособности радиостанции и эксплуатация ее в полете

Для включения радиостанции:

- включить автоматы защиты сети АЗС «УКР № 1», «УКР № 2»;
- на абонентском аппарате СПУ установить переключатель «СПУ-Радио» в положение «Радио», а переключатель радиосвязей - в положение «УКР» для радиостанций «Баклан-20» № 1 и «ДР» - для «Баклан-20» № 2;
- установить выключатели «УКР-1-Откл», «УКР-II - Откл» на верхнем щитке пилотов в положения «УКР- I» и «УКР- II», дать возможность радиостанциям прогреться в течение 1-2 мин;
- установить выбранную частоту ручками на пультах управления радиостанциями;
- регулятором громкости «Общая» на абонентском аппарате СПУ установить требуемую громкость;
- для передачи нажать кнопку «Радио» на штурвале самолета или ножную тангенту (на рабочих местах штурмана и бортрадиста) и провести контрольную связь на выбранной частоте «УКВ- I» и «УКВ- II» поочередно.

Контроль передачи слуховой (прослушивается собственная передача в телефонах):

- если прием передач проходит на фоне помех, мешающих приему, включить подавитель шумов выключателем «ПШ» на пульте управления радиостанцией, при этом следует иметь в виду, что дальность действия радиостанции может уменьшаться.

Особенности эксплуатации радиостанции

1. При совпадении частот настройки радиостанций «Баклан-20» с кратными частотами КВ радиостанции и при работе последней на передачу возможно ее влияние на приемники УКВ радиостанций «Баклан-20».
2. Одновременная работа радиостанций «Баклан-20» № 1 и 2 возможна при условии, что их частоты настроек отличаются друг от друга на величину не менее 1,0 МГц.
3. При обнаружении неисправности в работе одной из УКВ радиостанций выключить ее во избежание влияния возможных помех на работу второй УКВ радиостанции.
4. Для исключения перегрева радиостанции работу производить по циклу: 1 мин - передача, 4 мин - прием.
5. При отказе кнопки «Радио» на рабочем месте одного из членов экипажа действовать в соответствии с рекомендациями, указанными в п. 2 подразд, «Возможные неисправности

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

и действия экипажа».

Возможные неисправности и действия экипажа

Признаки отказа	Действия экипажа
1. Радиостанция не работает	Проверьте включение АЗС -2 (АЗС-10) на щите с надписью «УКР». Проверьте целостность предохранителей СП-5 (СП-2) на панели переменного тока пульта радиста. Если повторное включение не восстанавливает работоспособность, выключите неисправную радиостанцию и работайте с одной радиостанцией.
2. Отказала в работе кнопка «Радио» на рабочем месте одного из членов экипажа, вследствие чего: - отсутствует запуск радиостанции в режим «Передача»; - прослушивается звуковой фон от работы радиостанции на передачу; - после нажатия кнопка не возвращается в исходное положение (замыкание контактов, разрушение возвратной пружины).	Переведите переключатель рода работ на абонентском аппарате СПУ этого члена экипажа из положения «УКР» («ДР») в положение «АРК-1» или «РК-2». При этом связь по УКВ-радиостанции с рабочего места этого члена экипажа запрещается .

7.13. ОСВЕТИТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Общие сведения

1. Аэронавигационное осветительное оборудование включает аэронавигационные огни (АНО), работающие в постоянном режиме, и два проблесковых маяка ОСС-61 (на киле и на нижней части фюзеляжа).

Питание АНО осуществляется от аварийной шины системы электроснабжения постоянного тока через АЗР-10 «АНО».

АНО включаются выключателем АНО на средней приборной доске пилотов.

Питание проблескового маяка осуществляется от системы электроснабжения постоянного тока через два АЗС «Проблесковый маяк (Верхн. Нижн.)» на щитке АЗС. Проблесковый маяк включается выключателем «Проблесков. маяк» на средней приборной доске пилотов.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

2. Сверху и снизу крыла и фюзеляжа установлены строевые огни ПССО-45М с синими светофильтрами. Питание огней осуществляется от системы электроснабжения постоянного тока через АЗР-6 (2 шт.) «Строевые огни (Верхн. Нижн.)» на щитке АЗС. Указанные АЗР являются и включателями питания строевых огней. Регулировка яркости ламп производится реостатами, расположенными на правом пульте пилотов.

3. Посадочно-рулежные фары (2 шт.) типа ПРФ-4 установлены на крыле за двигателями АИ-24ВТ.

Управление фарами осуществляется двумя переключателями «Выпущены - Убраны», «Большой свет - Малый свет», расположенными на средней приборной доске пилотов.

Питание фар осуществляется от системы электроснабжения постоянного тока. Нити накала малого света питаются через АЗР-10 (2 шт.) «Фары (Лев. Прав.)» на щитке АЗС, нити накала большого света - через предохранители (2 шт.) ИП-20 в ЦРУ левого и правого двигателей.

4. Общее освещение рабочих мест пилотов, бортмеханика и бортрадиста осуществляется плафонами (по два плафона с белыми и красными светофильтрами); оно включается выключателем «Белый свет - Откл - Красный свет», расположенным на каркасе верхнего щитка пилотов.

Общее освещение рабочего места штурмана осуществляется двумя плафонами (по одному плафону с белым и красным светофильтром), оно включается переключателем «Белый свет - Откл - Красный свет», расположенным на верхнем щитке штурмана.

Питание общего освещения кабины экипажа осуществляется от аварийной шины системы электроснабжения постоянного тока через АЗС-5 «Освещение кабины экипажа» на щитке АЗС и через АЗС-2 «Освещение места штурмана» на верхнем щитке штурмана, шина освещения которого подключена к аварийной шине щитка через АЗС-5 «Освещение штурм» на щитке АЗС.

5. Приборные доски, пульта и щитки освещаются заливающим красным светом. Питание освещения осуществляется от аварийной шины системы электроснабжения постоянного тока через следующие АЗСы, реостаты и выключатели:

- АЗС-5 «Освещение кабины экипажа: (он же и выключатель питания) на щитке АЗС. После АЗС электроэнергия распределяется на светильники левого пульта, верхнего щитка пилотов и плафоны общего освещения. Регулировка яркости светильников осуществляется реостатами «Освещ. кр. светом левого борта», «Подсвет щитков залив. свет», расположенными соответственно на левом пульте и верхнем щитке пилотов;

- АЗС-5 «Авар. подсвет приб. доски и пультов» на щитке АЗС. Включение аварийного освещения производится выключателем «Аварийн. лампы» на левом пульте пилотов. Два светильника аварийного освещения расположены на верхнем щитке пилотов, а реостаты «Авар. освещ» регулировки их яркости (2 шт.) - на каркасе фонаря кабины экипажа. Питание правого аварийного светильника с помощью переключателя «Ручн.- Авт» может осуществляться соответственно от АЗС-5 «Освещение кабины экипажа» или от АЗС-5

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

«Авар. подсвет приоб. доски и пультов». Другие два светильника аварийного освещения расположены на левом и правом пультах пилотов;

-
- АЗС-2 «Освещение места штурмана» (он же и выключатель питания) на верхнем щитке штурмана. Регулировка яркости светильников штурмана осуществляется реостатом «Приборн. доска. Лев. щиток» на верхнем щитке штурмана;
 - АЗС-2 «Освещение пр. летч. радиста» (он же выключатель питания) на щитке АЗС. После АЗС электроэнергия распределяется через предохранитель СП-1 «Прав. пульт» на светильники правого пульта пилотов, через предохранитель СП-1 «Щит АЗС Раб. место рад» на светильники рабочего места бортрадиста к щитка АЗС и без предохранителя на лампу СБК бортрадиста. Светильник освещения щитка АЗС включается отдельным выключателем, установленным на приборной доске бортрадиста. Регулировка яркости светильников правого пульта пилотов и рабочего места бортрадиста осуществляется двумя реостатами «Правый борт» и «Освещен. красн. светом», расположенными соответственно на правом пульте пилотов и на панели со щитками радиооборудования бортрадиста. Оба указанных предохранителя СП-1 установлены в РК кабины экипажа.

6. Шкалы приборов и пульта, щитки управления оборудования освещаются индивидуальными светильниками. Освещение надписей на верхнем щитке и приборных досках пилотов осуществляется методом светопровода.

Индивидуальные светильники питаются от основной шины системы электроснабжения переменного тока 115 В через восемь понижающих трансформаторов с галетными переключателями на 12 положений для регулировки яркости светильников. В зависимости от положения переключателя напряжение на светильнике может изменяться от 7 до 20 В. Питание светильников, подключенных к данному трансформатору, выключается с помощью галетного переключателя, который устанавливается в крайнее левое положение «Откл».

Защита цепей питания трансформаторов осуществляется предохранителями СП-2 «Прав. летч», СП-5 «Лев. летч», СП-2 «Штурман», СП-2 «Радист» (4 шт.) с общим обозначением - «Трансформаторы красного света на панели предохранителей переменного тока».

При обесточивании основной шины системы электроснабжения переменного тока 115 В питание индивидуальных светильников, расположенных на левой и средней приборных досках пилотов и верхнем щитке пилотов, автоматически переключается на аварийную шину системы электроснабжения постоянного тока через АЗС-5 «Авар. подсвет приоб» на щитке АЗС. Питание этой группы светильников включается выключателем «Освещ. приборн. досок основн», расположенным на левом пульте пилотов.

7. Кабинные лампы СБК установлены на каждом рабочем месте членов экипажа кроме бортмеханика и предназначены для освещения при работе с картой и при ведении записей.

Питание ламп СБК осуществляется от аварийной шины системы электроснабжения постоянного тока через:

- АЗС-5 «Кабинные лампы летч» на щитке АЗС; лампы пилотов установлены на левом и правом пульте пилотов;
 - АЗС-2 «Освещение места штурмана» на электрощитке штурмана;
 - АЗС-2 «Освещение пр. летч. радиста» на щитке АЗС.
- Указанные АЗС являются и выключателями питания ламп СБК.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

8. Грузовая кабина оборудована освещением - мест проходов, дежурным, общим и синим светом.

Цепь освещения для проходов при обесточенной основной шине системы электроснабжения постоянного тока подключается автоматически к клемме аккумулятора № 2.

Питание дежурного общего освещения и освещения синим светом грузовой кабины осуществляется от аварийной шины системы электроснабжения постоянного тока через предохранители СП-5 «Освещ. деж» и СП-10 «Освещ. общее» в панели (РК) освещения, которая установлена между шп. № 9-10 на потолке.

Освещение для проходов включается выключателем «Проход», расположенным на перегородке шп. № 9. Там же расположен переключатель «Деж - Общ» для включения дежурного или общего освещения.

Освещение грузовой кабины синим светом включается выключателем «Синий свет», расположенным на верхнем щитке штурмана.

9. Розетки для подключения в полете переносной фары ФР-100 при осмотре в темное время суток передних кромок крыла перед заходом на посадку в условиях обледенения расположены на обоих бортах фюзеляжа в районе шп. № 16.

Для освещения передней кромки левой половины стабилизатора установлена фара ФС-155 в районе шп. № 40. Фара включается выключателем, расположенным на щитке наземного управления грузовым люком.

10. Электрифицированные кассеты сигнальных ракет ЭКСР-46 установлены по одной слева и справа фюзеляжа между шп. № 1 и 2.

Пульт управления сигнальными ракетами расположен на пульте второго пилота.

Зарядка кассет производится в соответствии с цветом, обозначенным на пульте управления.

Питание электрифицированных кассет сигнальных ракет осуществляется от аварийной шины системы электроснабжения постоянного тока через АЗС-5 «Сигн. ракеты» на щитке АЗС.

Нормальная эксплуатация

1. Освещение для прохода грузовой кабины включать в ночное время на земле и при полете ночью.

После выхода членов экипажа из самолета бортмеханику до закрытия входной двери необходимо убедиться, что это освещение выключено.

2. Общее освещение кабины экипажа белым или красным-светом включать при выполнении предполетной подготовки самолета и его оборудования, а также после заруливания самолета на стоянку и выключения двигателей.

В полете на высоте эшелона разрешается включать общее освещение кабины экипажа белым светом.

В этом случае освещение белым светом должно быть выключено за время не менее 30 мин до начала снижения с эшелона для посадки.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

3. Предполетная подготовка осветительного оборудования самолета заключается в проверке его функционирования и регулировке необходимой яркости светильников заливающего света и индивидуальных светильников при выключенном общем освещении кабины экипажа.

Предполетная проверка электрифицированных кассет заключается в проверке наличия сигнальных ракет и их цветности. Перед проверкой убедиться, что выключатели на пульте управления установлены в нижнее положение.

4. Перед запуском двигателей ночью включить:

- основное и аварийное освещение приборных досок и пультов пилотов заливающим красным светом;
- аварийное освещение шкал приборов на приборных досках пилотов и надписей на верхнем щитке пилотов.

После запуска двигателей и включения источников электроэнергии включить освещение шкал приборов индивидуальными светильниками на всех рабочих местах членов экипажа и отрегулировать яркость светильников заливающего света и индивидуальных светильников при выключенном общем освещении кабины экипажа.

Освещение приборных досок и пультов заливающим светом, а также, освещение шкал приборов, надписей индивидуальными светильниками выключать после останова двигателей и включения общего освещения кабины экипажа.

5. Проблесковые маяки включать после запуска двигателей и выключать после заруливания на стоянку перед останом двигателей.

6. АНО включать перед вырубанием ночью или днем при плохой и ухудшенной видимости. Выключать АНО после заруливания на стоянку перед выключением двигателей.

7. Строевые огни включать после запуска двигателей перед полетом строем.

8. Малый свет посадочных фар включается при рулении ночью и при плохой видимости днем. При недостаточном освещении рулежной дорожки разрешается включать не более чем на 5 мин большой свет посадочных фар.

Взлет самолета ночью, как правило, производится с выпущенными посадочными фарами и включенным большим светом. Если при включении фар создается световой экран, ухудшающий условия видимости на взлете и при переходе в набор высоты (вследствие осадков, пыли), взлет производится с выключенными и убранными фарами. После взлета бортмеханик по команде командира воздушного судна производит выключение и уборку фар на высоте не менее 100 м и на скорости не более 400 км/ч.

При заходе на посадку ночью после пролета ДПРМ на высоте 100-150 м по команде командира воздушного судна бортмеханик выпускает посадочные фары и включает большой свет. При возникновении «светового экрана» из-за наличия в воздухе пыли и других частиц, а также осадков необходимо выключить фары и принять решение о посадке только с прожекторами.

9. Дежурное освещение в грузовой кабине должно быть включено на все время полета в ночное время.

Основное освещение в грузовой кабине включать при предполетном осмотре грузовой кабины и в полете ночью при осмотре крепления грузов.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

10. Перед стрельбой сигнальными ракетами необходимо вначале включить выключатель на пульте управления электрифицированной кассеты, затем нажать необходимую кнопку для стрельбы. После стрельбы установить выключатель в нижнее положение.

Стрельбу можно производить одиночными выстрелами или серией по одному патрону.

7.14. РЕГИСТРИРУЮЩИЕ ПРИБОРЫ

7.14.1. СИСТЕМА РЕГИСТРАЦИИ РЕЖИМОВ ПОЛЕТА МСРП-12-96

Общие сведения

Система МСРП-12-96 предназначена для регистрации на магнитной ленте параметров, характеризующих режим полета, работу силовых установок, систем самолета, и для сохранения записанной информации, полученной за последние 75 мин полета.

Запись параметров производится на ферромагнитную ленту, намотанную на специальные кассеты лентопротяжного механизма (ЛПМ).

Запись обрабатывается наземным декодирующим устройством ДУМС или устройством «Луч-74» по программам автоматизированной обработки и экспресс-анализа.

Примечание. Накопленная в полете информация используется для получения сведений о выполнении экипажем рекомендаций РЛЭ и состоянии систем в объеме перечня регистрируемых параметров.

Питание системы МСРП-12-96

Питание системы осуществляется от основной шины правого ЦРУ. При отказе или отключении основного питания система автоматически переходит на питание от аварийной шины.

Управление и контроль за работой системы МСРП-12-96

Включение лентопротяжного механизма осуществляется:

- при установке переключателя «Руление - Взлет - Посадка» в положение «Взлет - Посадка»;
- автоматически от сигнализатора скорости при достижении на взлете скорости (70 ± 50) км/ч;
- автоматически от концевого выключателя при отрыве колес передней стойки шасси от ВПП.

Выключение лентопротяжного механизма осуществляется снятием всех сигналов включения:

- автоматически от концевого выключателя во время касания колес передней стойки шасси ВПП при посадке;
- автоматически от сигнализатора скорости при скорости на пробеге менее (70 ± 50) км/ч;
- при установке переключателя «Руление - Взлет - Посадка» в положение «Руление».

Для проверки на земле ЛПМ включается вручную выключателем «Ручн. вкл. ЛПМ» и при установке переключателя «Руление - Взлет - Посадка» в положение «Взлет - Посадка».

Контроль за работой ЛПМ производится по светосигнализатору «МСРП-12. Работа ЛПМ» (светосигнализатор должен мигать).

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Проверка работоспособности системы МСРП-12-96

1. При подключенном наземном источнике питания установить выключатель «Контроль МСРП-12» во включенное положение.
2. Прогреть систему МСРП. Время прогрева зависит от температуры наружного воздуха:

Температура наружного воздуха, °С	Время прогрева, мин
5 и выше	5
от плюс 5 до минус 30	15
от минус 30 до минус 40	20
от минус 40 до минус 50	30
от минус 50 и ниже	40

3. После прогрева МСРП включить выключатель «Ручн. вкл. ЛПМ» и установить переключатель «Руление - Взлет - Посадка» в положение «Взлет - Посадка» По миганию светосигнализатора «МСРП-12. Работа ЛПМ» убедиться в работоспособности ЛПМ.

Если светосигнализатор горит непрерывно или не загорается, произошел отказ ЛПМ или обрыв ленты.

После проверки работоспособности отключить выключатель «Ручн вкл. ЛПМ» и установить переключатель «Руление - Взлет - Посадка» в нейтральное положение («Откл»), после чего светосигнализатор не должен мигать.

После прогрева и проверки системы выключить выключатель «Контроль МСРП-12»

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВЫЛЕТ САМОЛЕТА С НЕИСПРАВНОЙ СИСТЕМОЙ МСРП ЗАПРЕЩАЕТСЯ

Эксплуатация в полете

Включение МСРП перед полетом и контроль за ее работой осуществляет второй пилот.

После запуска двигателей включить выключатель «Ручн. вкл. ЛПМ» и убедиться в мигании светосигнализатора «МСРП-12. Работа ЛПМ».

Контроль за работой МСРП в полете осуществляется по миганию светосигнализатора «МСРП-12. Работа ЛПМ».

После посадки и заруливания на стоянку выключить выключатель «Ручн вкл. ЛПМ».

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ «КОНТРОЛЬ МСРП-12», РАСПОЛОЖЕННЫЙ НА ВЕРТИКАЛЬНОЙ ПАНЕЛИ ПРАВОГО ПУЛЬТА, ВО ВРЕМЯ ПОЛЕТА ДОЛЖЕН БЫТЬ ВКЛЮЧЕН.

Возможные неисправности и действия экипажа

Признак отказа	Действия экипажа
Не мигает светосигнализатор «МСРП-12. Работа ЛПМ»	Сделать запись в бортовом журнале о неисправности

7.14.2. САМОПИСЕЦ КЗ-63

Ан-26

РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Самописец КЗ-63 предназначен для записи приборной скорости, высоты полета и перегрузки.

Запись производится по эмульсионному слою специальной пленки

Питание самописца КЗ-63 осуществляется от аварийной шины через предохранитель СП-10 «КЗ-63» на щитке АЗС.

Включается самописец КЗ-63 автоматически по сигналу концевого выключателя при снятии обжатия передней стойки шасси.

Перед полетом бортмеханик должен убедиться по записи в бортовом журнале самолета о заправке самописца КЗ-63. Пленка, снятая в промежуточном аэропорту, передается в аэропорт базирования самолета, о чем делается запись в бортовом журнале.

7.14.3. САМОЛЕТНЫЙ МАГНИТОФОН МС-61Б

Самолетный магнитофон МС-61Б предназначен для записи с телефонов командира воздушного судна переговоров с корреспондентами внешней связи по самолетному переговорному устройству, а также для автономной записи с его ларингофонов.

Непрерывная (длительностью до 5,5 ч) магнитная запись сигналов производится на проволочный звуконоситель.

В комплект магнитофона входят аппарат записи, пульт управления и запасной комплект.

Аппарат записи для защиты от механических повреждений и высоких температур при авариях самолета установлен в специальный бронекожух.

Электропитание магнитофона осуществляется от аварийной шины постоянного тока напряжением 27 В. Магнитофон включается до запуска двигателей при установке переключателя «Вкл - Выкл» в положение «Вкл».

Кроме того магнитофон включается, автоматически после отрыва колес передней стойки шасси от ВПП независимо от положения переключателя «Вкл - Выкл». Магнитофон работает в режиме «Непрерывная работа» независимо от положения переключателя «Непрерывная работа - Автопуск».

Для самолетов с 86-й серии включение магнитофона производится при установке переключателя «Поворот колеса» в положение «Руление» или «Взлет - Посадка», а также автоматически после отрыва основной стойки шасси от ВПП независимо от положения выключателя «Вкл - Выкл» на пульте управления магнитофоном. Переключатель «ЛАР - СПУ» должен быть установлен в положение «СПУ». В положение «ЛАР» переключатель устанавливается для записи внутренней информации.

Выключение магнитофона производится после заруливания на стоянку. На рис. 7.14-1 представлен пульт управления магнитофона МС-61Б.

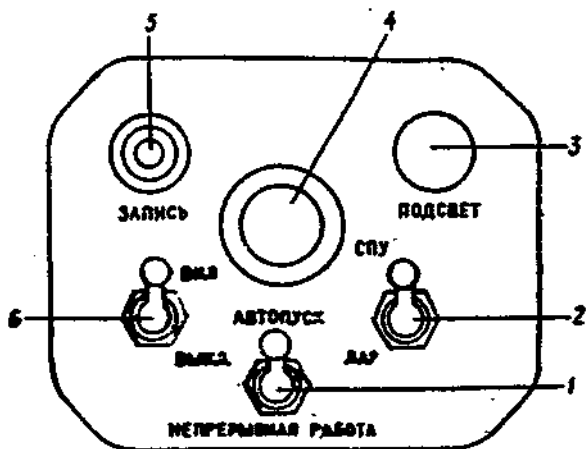


Рис. 7.14-1. Пульт управления магнитофона МС-61Б:

1 - переключатель режимов работы; 2 - переключатель «ЛАР-СПУ»; 3 - регулятор яркости подсвета; 4 - светильник; 5 - индикаторная лампа «Запись»; 6 - выключатель питания

7.15. ПОГРУЗОЧНОЕ И ШВАРТОВОЧНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Общие сведения

1. Погрузочное оборудование состоит:

- из погрузочно-разгрузочного устройства (лебедка ЛПГ-250/500Т или БЛ-56, монорельс, каретка, подвижной блок, трос и траверса);
- из оборудования для погрузки несамоходной колесной техники тягачом (трос с системой блоков);
- из оборудования для погрузки несамоходной колесной техники с помощью транспортера;
- из транспортера П-157М (электропривод, две грузовые цепи).

Погрузочно-разгрузочное устройство служит для подъема и опускания груза, а также для его держания на нужном уровне при перемещении вдоль грузовой кабины. Транспортер представляет собой конвейер цепного типа, встроенный в конструкцию грузового пола и приводимый в действие электроприводом.

2. Швартовочное оборудование состоит:

- из 28 одинарных швартовочных узлов;
- из 20 двойных швартовочных узлов;
- из 30 швартовочных ремней;
- из четырех ремней-стяжек;
- из восьми шнуров;
- из двух швартовочных сеток.

Нормальная эксплуатация

1. Грузы должны быть упакованы в исправную тару, обеспечивающую возможность их надежной швартовки и сохранность при перевозке.

Отдельные грузы по согласованию с перевозчиками могут перевозиться без упаковки при обеспечении равномерного распределения нагрузок на пол грузовой кабины в соответствии со схемой допустимых нагрузок.

2. Перевозка опасных грузов производится в соответствии с «Правилами перевозок опасных грузов воздушным транспортом».

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

3. Перед погрузкой (выгрузкой) грузов необходимо:

- установить опорный домкрат под шп. № 33;
- установить опорные колодки под колеса основных стоек шасси;
- опустить рампу грузового люка (при погрузке грузов с платформы автомобиля рампу сдвинуть под фюзеляж);
- перед погрузкой самоходной гусеничной техники на рампу грузового люка и пол грузовой кабины уложить веревочный настил.

4. Погрузка грузов с помощью погрузочно-разгрузочного устройства производится следующим образом:

- установить домкрат под шп. № 33 фюзеляжа;
- подвесить траверсу на грузовой крюк подвижного блока. Траверса может распо-

лагаться как вдоль, так и поперек проема грузового люка в зависимости от формы и размеров груза;

- подать к заднему грузовому люку груз так, чтобы его центр масс размещался примерно на оси шп. № 38;

- поднять груз на 50-100 мм выше уровня порога грузовой кабины, прекратить подъем и переместить вручную каретку с грузом до переднего упора транспортера П-157М. При подъеме груза внимательно следить за зазорами между проемом грузового люка и грузом. Перемещение каретки грузоподъемного устройства производить за ляжки. Для облегчения перемещения груза одновременно с перемещением каретки необходимо тянуть или толкать груз в направлении каретки. В качестве лямок для перемещения грузов использовать швартовочные ремни из комплекта швартовочного оборудования;

- опустить груз на транспортер П-157М и, отсоединив ремни, переместить его транспортером на расстояние, необходимое для размещения следующего груза;

- расположить грузы в грузовой кабине в соответствии со схемой загрузки, допустимыми центровками и схемой нагрузок на пол грузовой кабины самолета. Масса мелких грузов не должна превышать 2500 кг.

Примечание. Зазоры между конструкцией самолета и грузом или техникой должны быть не менее 150 мм;

- по окончании работ с помощью погрузочно-разгрузочного устройства застопорить каретку стопором.

5. Несамходная колесная техника загружается, как правило, в самолет буксировочным приспособлением (водилом) способом «Назад». Этот способ обеспечивает выгрузку техники тягачом без применения погрузочного оборудования.

Перед погрузкой техника, имеющая тормоз, должна растормаживаться. Погрузку техники с помощью тягача производить в следующем порядке:

- остановить блоки в соответствии со схемой погрузки (рис. 7.15-1):

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

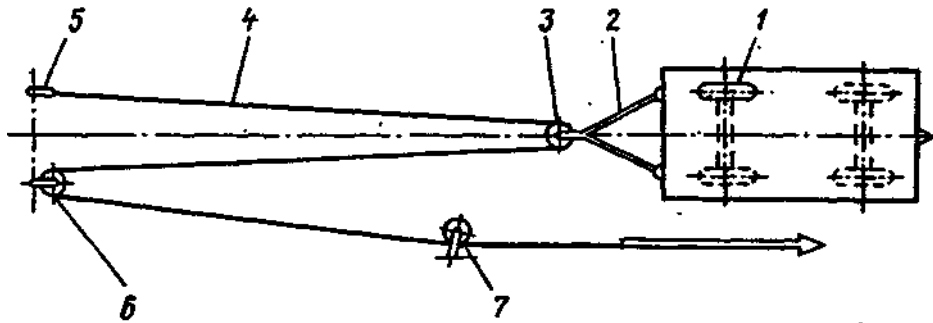


Рис. 7.15-1. Схема погрузки несамоходной колесной техники тягачом:

1 - загружаемая техника; 2 - лямка; 3 - подвижной блок; 4 - погрузочный трос; 5 - швартовочный узел в полу фюзеляжа; 6 - неподвижный блок; 7 - отводной блок

- размотать трос с катушки, для чего зацепить крюк за швартовочный узел на полу; размотать трос, перемещая катушку, и завести его в блоки 3, 6 и 7;
- подкатить загружаемую технику к рампе грузового люка;

-
- установить тягач слева сзади загружаемой техники;
 - присоединить к водилу стропы для управления техникой во время погрузки;
 - подсоединить погрузочный трос к технике;
 - установить упорные колодки со стропами под задние колеса загружаемой техники;
 - медленным движением тягача выбрать слабинку троса и тщательно проверить состояние троса, ленты и надежность крепления блоков к швартовочным узлам;
 - во время движения техники необходимо (по команде бортоператора) перемещать стропами колодки на расстояние 100-150 мм от задних по ходу колес.

По окончании погрузки трос сматывать на катушку. После полной намотки троса зацепить стренгу за крюк на раме, затем амортизатором, установленным на раме, закрепить катушку.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ:

- ДОПУСКАТЬ К ПОГРУЗОЧНЫМ РАБОТАМ ЛИЦ, НЕ ПРОШЕДШИХ ИНСТРУКТАЖ;
- НАХОДИТЬСЯ ПОЗАДИ ЗАГРУЖАЕМОЙ ТЕХНИКИ ПРИ ДВИЖЕНИИ ЕЕ ПО РАМПЕ;
- НАХОДИТЬСЯ В ЗОНЕ ПОГРУЗОЧНЫХ ТРОСОВ;
- ПРОИЗВОДИТЬ ПОГРУЗКУ ТРОСАМИ, НЕ СООТВЕТСТВУЮЩИМИ ТЕХНИЧЕСКИМ УСЛОВИЯМ (ОБРЫВ ПРЯДЕЙ, НИТЕЙ, ВЫПУЧИВАНИЕ НИТЕЙ);
- ПРОИЗВОДИТЬ ПОГРУЗКУ ТЕХНИКИ (НЕ ИМЕЮЩЕЙ ТОРМОЗОВ) БЕЗ ПОДСТРАХОВКИ УПОРНЫМИ КОЛОДКАМИ.

6. Погрузку самоходной колесной и гусеничной техники производить следующим образом.

Самоходная колесная и гусеничная техника загружается в самолет, как правило, «задним ходом», что обеспечивает удобство и быстроту выгрузки.

Перед погрузкой самоходной гусеничной техники необходимо рампу грузового люка и пол грузовой кабины покрыть веревочным настилом.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Погрузку самоходной техники производить по команде бортоператора.

Технику, загруженную в самолет, необходимо затормаживать.

Если в процессе погрузки произошла остановка самоходной техники на рампе грузового люка, то необходимо с рампы вывести ее на землю и только после этого вновь производить погрузку.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПРОИЗВОДИТЬ ПОГРУЗКУ ГУСЕНИЧНОЙ ТЕХНИКИ БЕЗ ВЕРЕВОЧНЫХ НАСТИЛОВ.

7. Швартовка грузов производится следующим образом.

Техника и грузы, имеющие швартовочные узлы, крепятся в самолете с помощью швартовочных ремней.

Грузы, не имеющие швартовочных узлов, а также пакуемые грузы крепятся в самолете с помощью швартовочных ремней и сеток.

Перед швартовкой вернуть в гнездо на полу грузовой кабины швартовочные узлы. Для ввертывания узла необходимо вложить выступающие шлицы на узле в паз пробки и производить заворачивание до упора.

На швартуемой технике необходимо выключить из работы рессоры.

При швартовке, одинарные швартовочные узлы отвернуть от положения «До упора» на 180°, после чего направить кольцо в сторону швартовочного узла на технике.

При креплении сетки клиновой замок швартовочного ремня своим крюком цепляется за кольцо швартовочного узла; крюк, заделанный на конце ремня, - за любую ячейку сетки, а крюк переходника с помощью ляжки захватывает две ячейки-сетки. Натяжение ремней производится вручную.

При швартовке малых грузов необходимо, предварительно установив грузы вплотную, стянуть их стяжными ремнями, вращая вороток замка стяжки. После этого накрыть группу грузов, стянутых ремнями, швартовочной сеткой и закрепить ее швартовочными ремнями к швартовочным узлам.

Примечания: 1. Разрушающая суммарная нагрузка на один швартовочный узел равна 4000 кгс.
2. Разрушающее усилие для швартовочного приспособления равно 4000 кгс.
3. Кольца швартовочного узла или элементы швартовочного приспособления не должны касаться рельсов транспортера.
4. Максимальная масса груза, который можно зашвартовать одной сеткой, равна 2500 кг.
5. Минимальный угол наклона швартовочного приспособления к горизонту равен 15°.

8. Расшвартовка грузов производится в порядке, обратном швартовке. При этом для расшвартовки швартовочного приспособления необходимо с помощью кольца, закрепленного на конце ремня, повернуть рычаг прижима клинового замка. Для расшвартовки стяжного ремня следует вывести упорную втулку из хrapового зацепления с помощью воротка.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Обязанности членов экипажа при погрузке и выгрузке

Командир воздушного судна:

- лично проверяет правильность размещения и швартовки грузов;
- в случае отсутствия утвержденных схем погрузки и швартовки проверяет схемы, принятые бортоператором.

Бортоператор:

- руководствуется в своей работе «Инструкцией по погрузке, швартовке и перевозке техники и грузов на самолетах Ан-26 в гражданской авиации»;
- принимает и сдает груз в соответствии с действующей документацией (накладными и т. п.);
- следит за подъездом к самолету транспорта с грузом;
- несет ответственность за правильное размещение и швартовку груза в соответствии с центrovочным графиком самолета;
- несет ответственность за комплектацию и исправность погрузочного и швартовочного оборудования;

-
-
- устанавливает пята под фюзеляж и колодки под колеса самолета перед погрузкой и выгрузкой;
 - контролирует погрузку, выгрузку и использование механизмов погрузочного оборудования;
 - руководит швартовкой (расшвартовкой) грузов;
 - докладывает командиру воздушного судна об окончании погрузки (выгрузки) самолета;
 - периодически контролирует в полете положение грузов на местах швартовки, в случае смещения грузов докладывает командиру воздушного судна и принимает меры по закреплению груза.

При полетах со служебными пассажирами:

- несет ответственность за правильное их размещение на сиденьях согласно расчету центровки;
- перед взлетом и посадкой проверяет, пристегнуты ли они привязными ремнями;
- следит за выполнением требований о недопустимости перемещения пассажиров в хвостовую часть кабины и курения в течение всего полета.

7.16. БЫТОВОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

1. К бытовому оборудованию относится этажерка с электрокипятильником КУ-27 (емкость 7,5 л) и электротермосом ЭТ-9 (емкость 9 л), под которым установлен съемный сливной бачок и санузел. Электротермос к бортовой сети самолета не подключается и используется как термос.

2. При предполетной подготовке бортмеханик обязан проверить заправку электрокипятильника, электротермоса, бака санузла водой, унитаза химжидкостью и их крепление.

При необходимости питание электрокипятильника включается после взлета.

Выключается питание КУ-27 перед снижением самолета для посадки. Кроме того, питание электрокипятильника выключается после закипания воды и если остаток воды составляет

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

менее 1,5 л.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ:

- УСТРАНЯТЬ НА БОРТУ САМОЛЕТА НЕИСПРАВНОСТИ ЭЛЕКТРОКИПЯТИЛЬНИКА И ЭЛЕКТРОТЕРМОСА;
- ЗАПРАВЛЯТЬ ЭЛЕКТРОКИПЯТИЛЬНИК ДРУГОЙ ЖИДКОСТЬЮ, КРОМЕ ПИТЬЕВОЙ ВОДЫ;
- ВКЛЮЧАТЬ ПИТАНИЕ ЭЛЕКТРОКИПЯТИЛЬНИКА, НЕ ЗАПРАВЛЕННОГО ВОДОЙ;
- ВСТАВЛЯТЬ ЭЛЕКТРОКИПЯТИЛЬНИК В КРЕПЕЖНОЕ ГНЕЗДО ИЛИ ВЫНИМАТЬ ИЗ НЕГО ПРИ ВКЛЮЧЕННОМ ПИТАНИИ.

3. В грузовой кабине самолета установлен санузел (унитаз, ящик для грязной бумаги, бак для воды, вместимостью 20 л, раковина умывальника).

7.17. БОРТОВОЕ АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Спасательный канат предназначен для спуска на землю членов экипажа при покидании самолета через верхний аварийный люк кабины экипажа.

Для использования спасательного каната необходимо выполнить следующее:

- открыть верхний аварийный люк;
- открыть крышку футляра каната, вынуть канат;
- выбросить канат наружу через аварийный люк и спуститься на сушу или воду.

Спасательные плоты и жилеты предназначены для спасания членов экипажа и сопровождающих лиц в случае вынужденной посадки самолета на воду.

Плот СП-12 изготовлен из прорезиненной ткани и имеет три изолированных отсека. Плот состоит из днища, бортов и тента. Тент предназначен для защиты от солнца, ветра и брызг. Плот имеет два входа, которые изнутри закрываются фартуками из прорезиненного материала. После надувания плота на воде у входной двери или верхнего аварийного люка самолета члены экипажа переходят на плот непосредственно из самолета через дверь (люк) или влезают (из воды) с помощью ленточного трапа и матерчатых поручней, укрепленных по бортам трапа.

Снаружи по борту плота укреплен леер (веревка), который позволяет членам экипажа, плавающим на спасательных жилетах, держаться за плот.

Спасательный жилет АСЖ-63П изготовлен из прорезиненной ткани и состоит из двух изолированных отсеков. Спасательный жилет предназначен для поддержания одного человека на воде после покидания самолета и до посадки на спасательный плот. Жилет имеет вид нагрудника, надевается на шею через отверстие в жилете и закрепляется на поясе с помощью капроновой тесьмы.

Для приведения жилета в рабочее положение необходимо дернуть за пусковую головку газового баллончика и наполнить жилет углекислотой, а в случае отказа баллончика надуть жилет ртом через трубки поддува. Жилет надувается сразу после выхода из самолета. Проход человека с надутым жилетом через аварийный люк затруднен и может привести к повреждению жилета. Для сигнализации на воде при плохой видимости на жилете укреплен сигнальный свисток. Для подачи сигнала в темное время суток на жилете установлены сигнальная лампа и

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

батарейка.

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
8.1. Общие сведения, масса и центровка самолета	3
8.1.1. Общие сведения	3
8.1.2. Масса самолета	4
8.1.3. Центровочные данные самолета	4
8.2. Инструкция по погрузке, швартовке и выгрузке поддонов с грузом на самолете Ан-26Б	10
8.2.1. Общие сведения о бортовых средствах механизации погрузочно-разгрузочных работ	10
8.2.2. Погрузка и швартовка поддонов с грузом	12
8.2.3. Выгрузка поддонов с-грузом	15
8.3. Эксплуатация систем самолета	17
8.3.1. Система кондиционирования воздуха	17
8.3.2. Система индикации и контроля пространственного положения самолета	20
8.4. Навигационно-посадочное оборудование	29
8.4.1. Радиолокационная станция «Гроза-26А»	29
8.4.2. Самолетный дальномер СД-67	31
8.4.3. Самолетный дальномер СД-75	33
8.4.4. Самолетный ответчик СОМ-64	34
8.4.5. Самолетный ответчик СО-72М	36
8.4.6. Аппаратура «Веер-М»	38
8.4.7. Автоматический радиокompас АРК-15М	41
8.4.8. Аппаратура посадки «Ось-1»	44
8.4.9. Навигационно-посадочная аппаратура «Курс МП-2»	47
8.4.10. Радиовысотомер РВ-5	52
8.4.11. Радиовысотомер РВ-5М	54
8.4.12. Система сигнализации опасной скорости сближения, с землей (ССОС)	57
8.4.13. Система предупреждения столкновения TCAS-94.....	59
8.5. Связное оборудование	74
8.5.1. Связная КВ-радиостанция «Микрон»	74
8.5.2. Радиостанция «Широта-У»	76
8.5.3. Радиостанция Р-855УМ	79
8.5.4. Защита цепей питания радиооборудования	80

8.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ, МАССА И ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА

8.1.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Самолет Ан-26Б является модификацией серийного самолета Ан-26 для гражданской авиации с бортовыми средствами механизации погрузочно-разгрузочных и швартовочных работ (БСМ-26), обеспечивающей грузовые перевозки на воздушных линиях ГА.

Самолет Ан-26Б имеет более высокую по сравнению с самолетом Ан-26 массовую (весовую) отдачу (меньшая масса пустого самолета) за счет снятия и упрощения конструкции ряда агрегатов оборудования.

На самолете не устанавливаются:

- транспортер с МШ8 и ПУС-36-71;
- балочные держатели БДЗ-34 с электропроводкой;
- система РПМ-СМ;
- система СЗМ;
- изделие НКПБ-7 и блистер штурмана;
- тросы ПРП с системой уборки вытяжных веревок;
- ограждение и кольцо выпускающего;
- стол медицинского работника;
- санитарные стойки с лентами и кронштейнами их крепления в рабочем и походном положениях;
- ловители фалов;
- сигнализация десанту;
- баллоны нейтрального газа;
- астрокомпас АК-59П и блистер;
- десантные сиденья.

На самолетах Ан-26Б частично изменяется компоновка и устанавливаются:

- двигатели АИ-24ВТ;
- сигнализаторы обледенения РИО-3;
- заслонка ПОС 1919Т;
- термореле ПОС 4463ВТ-44;
- авиагоризонты АГД-1С и резервный АГБ-3К;
- блок контроля крена БКК-18;
- сигнализатор скорости ССА2-3;
- сигнализатор нарушения питания СНП-1;

- КВ радиостанция «Микрон»;
- радиовысотомер РВ-5;
- аппаратура посадки «Ось-1»;
- аппаратура «Веер-М»;
- самолетный дальномер СД-67;
- самолетный ответчик СОМ-64;
- радиолокационная станция «Гроза-26А»;
- радиокompас АРК-15М;

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

- система сигнализации ССОС;
- система кондиционирования воздуха и кислородное оборудование;
- лебедка БЛ-56;
- поддоны ПА-2,5.

На самолете применена система отдельного обогрева грузовой кабины и кабины экипажа, которая поддерживает в грузовой кабине, температуру воздуха в зависимости от перевозимого груза в широком диапазоне температур.

Самолет Ан-26Б имеет такие же летно-технические характеристики, как и самолет Ан-26.

Летную эксплуатацию самолета Ан-26Б производить в соответствии с «Руководством по летной эксплуатации самолета Ан-26» и настоящими дополнениями.

8.1.2. МАССА САМОЛЕТА

Максимальная рулежная масса	24230 кг*
Максимальная взлетная масса	24000 кг*
Максимальная посадочная масса	24000 кг*
Максимально допустимая масса загруженного самолета без топлива	22000 кг
Максимальный запас топлива (при $\gamma_T = 0,775 \text{ г/см}^3$)	5500 кг
Максимальная масса коммерческой загрузки (с учетом оборудования, установленного в счет коммерческой загрузки общей массой 370,5 кг)	5500 кг

Во взлетную массу самолета входят: масса пустого самолета, масса служебной загрузки, масса топлива, масса коммерческой загрузки.

Фактическую массу и центровки пустого самолета брать из формуляра.

Перечень оборудования, установленного в счет коммерческой загрузки, и его массы:

Боковые и замковые балки с роликовыми дорожками и дополнительными направляющими	231 кг
Приводная тянущая цепь	20 кг
Гидропривод	36 кг
Колонка ручного привода в походном положении (механизм перемещения поддонов и коробка для походного положения тяговой цепи)	2,5 кг
Кислородное оборудование	65 кг
Электрокипятильник, термос, сливной бак	16 кг

Всего 370,5 кг

8.1.3. ЦЕНТРОВОЧНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

Эксплуатационные центровки (шасси выпущено):

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

Если взлетные центровки (шасси выпущено) находятся в пределах от 20 до 32 % САХ и в полете будут изменяться только от выработки топлива, определять только посадочную массу.

—

* Масса топлива, расходуемого на запуск, опробование двигателей и руление, во взлетную массу не входит.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Если взлетные центровки выходят за указанные пределы, определять посадочные массу и центровку.

Выработка максимального запаса топлива смещает центровку:

- при взлетных центровках, близких к предельно передней, - до 4 % САХ вперед;
- при взлетных центровках, близких к предельно задней, - до 1 % САХ назад.

Уборка шасси смещает центровку самолета вперед:

- при наименьшей посадочной массе - на 3,87 % САХ;
- при наибольшей взлетной массе - на 2,60 % САХ.

Сдвиг рампы смещает центровку самолета вперед:

- при наименьшей полетной массе - на 1,6% САХ;
- при наибольшей полетной массе - на 1,13% САХ.

Пустой самолет взвешивается и центрируется с погрузочным оборудованием, установленным в счет коммерческой загрузки.

В формуляр самолета заносятся масса и центровка пустого самолета по результатам взвешивания и центровки.

Перед взвешиванием устанавливается оборудование:

- аптечка;
- кислородные баллоны на 150 кгс/см² (2 шт.) с креплением и КБ-2 (2 шт.) с кислородным щитком и кислородными приборами КП-21 (2 шт.), манометрами МК-13 и бортовым шлангом;
- дымозащитные маски (6 шт.);
- универсальный электрокипятильник (УЭК), термос и сливной бачок;
- упор (домкрат под порог);
- боковые замковые балки с дополнительными направляющими и приводной тянущей цепью;
- роликовые дорожки;
- гидропривод;
- лебедка (2 шт.);
- траверса (2 шт.);
- швартовочный ремень (4 шт.);
- сиденья для сопровождающих (4 шт.);
- ремни для дополнительного крепления переднего поддона (6 шт.).

При взвешивании не устанавливается:

- швартовочное и погрузочное оборудование (поддоны, сетки, лямки, скобы и др.);
- все виды оборудования и приспособлений для наземного обслуживания самолета.

Транспортировку грузов в жесткой и мягкой упаковке, спакетированных на полу и на поддонах ПА-2,5, колесной техники, а также погрузку, размещение, швартовку и выгрузку экипажу производить в соответствии с «Инструкцией по погрузке, швартовке и выгрузке поддонов с грузом на самолете Ан-26Б».

Расчет центровки производится по центровочному графику (рис. 8.1-1). Центровочный график составлен для расчетов центровок самолета Ан-26Б.

Дистанция всех видов загрузки отсчитывается по шкале дистанций грузовой кабины, «0» деления которой находится впереди от шп. №7 фюзеляжа на 115 мм (рис. 8.1-2):

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

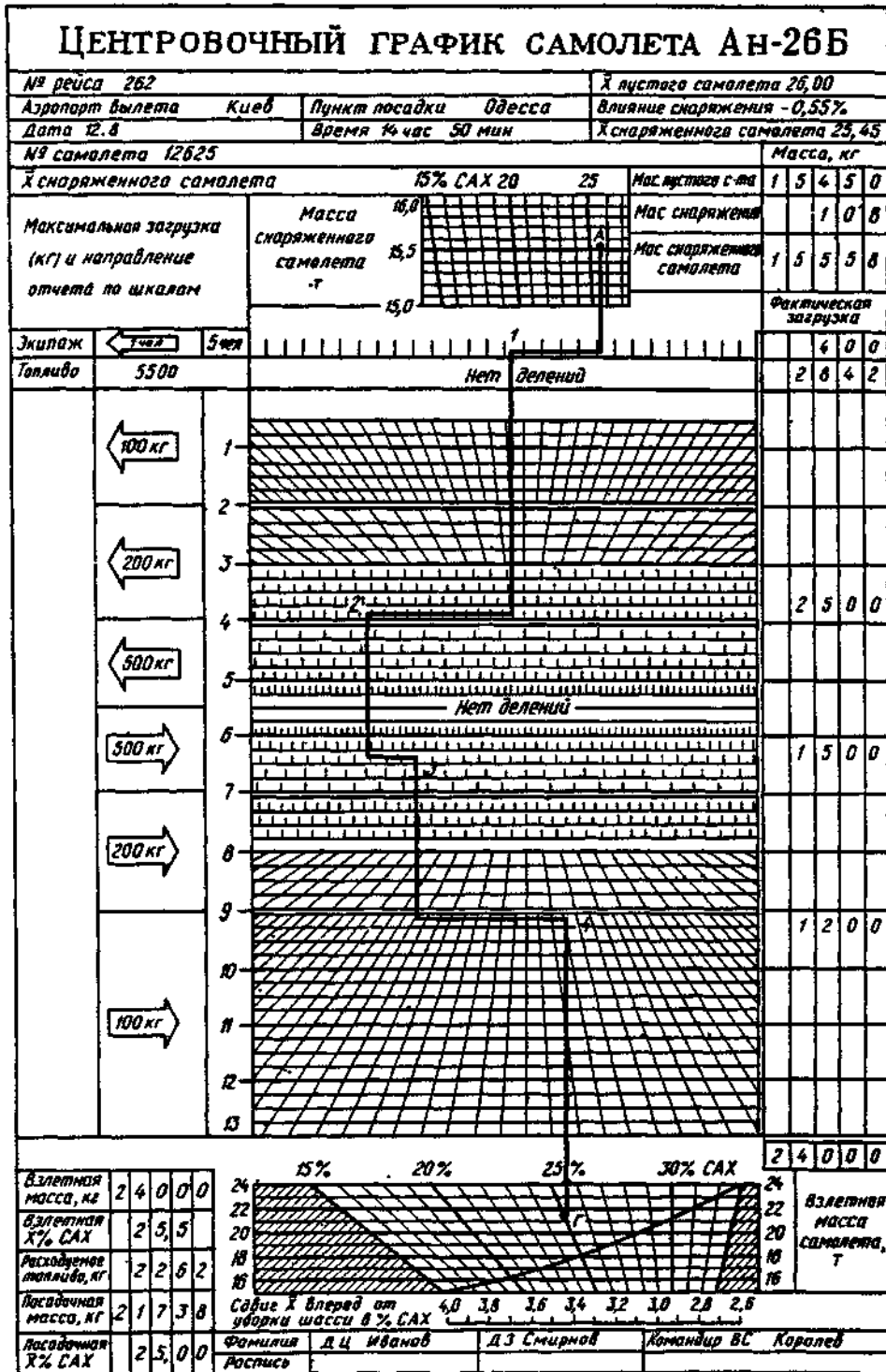


Рис. 8.1-1

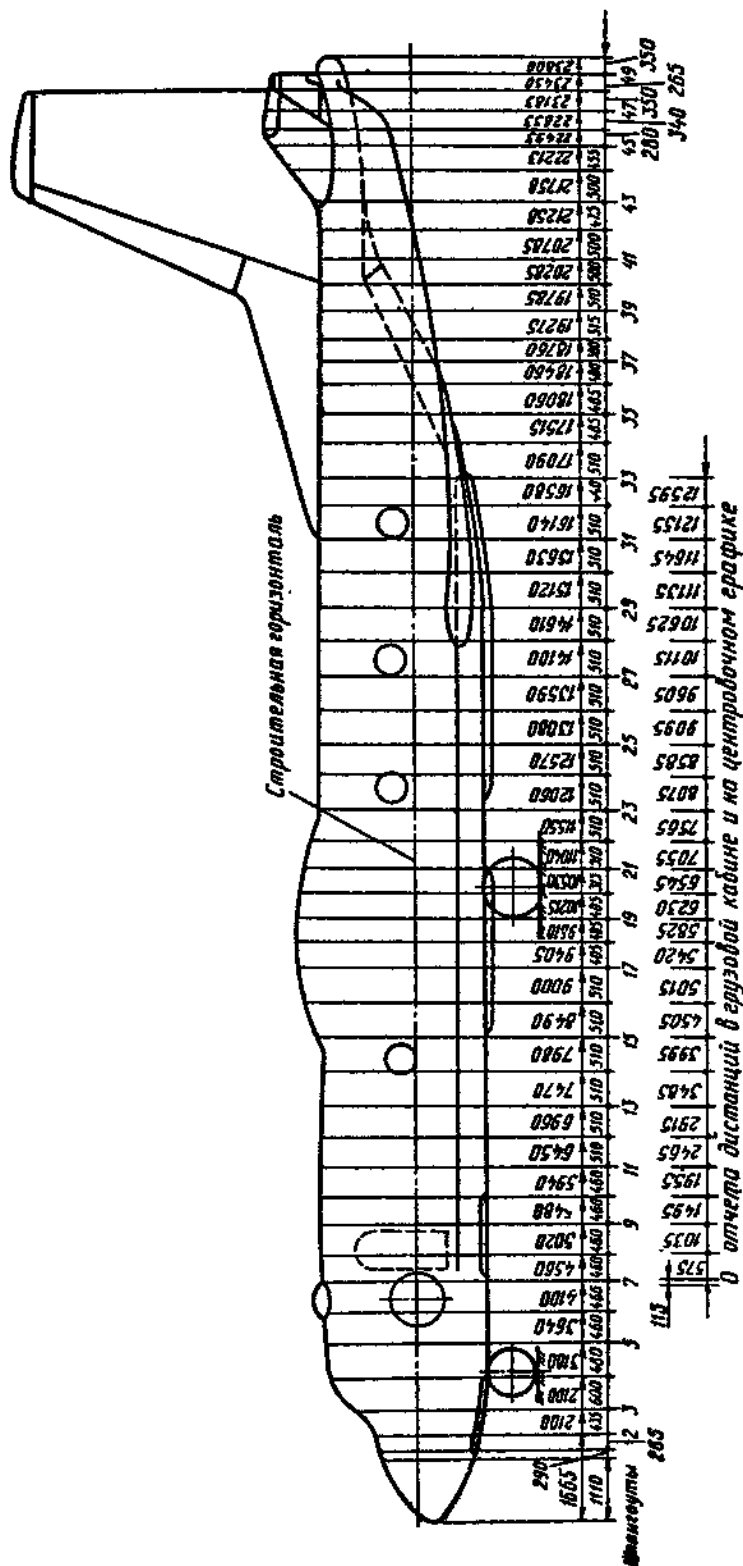


Рис. 8.1-2. Схема расположения шпангоутов фюзеляжа

Расчет центровки

С помощью центровочного графика можно определить:

- центровку самолета при принятом расположении грузов на взлете, в полете, на посадке;
- необходимое расположение центровочного (перемещаемого) груза для получения заранее заданной центровки;
- изменение центровки при уборке и выпуске шасси.

Описание центровочного графика.

В основу построения центровочного графика положен метод определения центровки по способу расчета моментов. Статические моменты отдельных грузов представляются в виде отрезков, имеющих направленность, т. е. векторов.

В центровочном графике за исходную точку принимается точка на номограмме снаряженного самолета, соответствующая массе и центровке самолета без экипажа. Для нахождения массы и центровки снаряженного самолета к фактической массе пустого самолета, взятой из формуляра, прибавить массу снаряжения 108 кг, а из центровки записанной в формуляре, вычесть 0,55 % САХ - влияние снаряжения.

В массу снаряжения входят:

Масло	101 кг
в том числе:	
для АИ-24ВТ	95 кг
для РУ19А-300	6 кг
Кислород для экипажа	7 кг
	Всего 108 кг

Массу пустого самолета брать из формуляра. Учет массы экипажа ведется по шкале «Экипаж».

Дистанция всех видов загрузки отсчитывается на центровочном графике по шкалам дистанций грузовой кабины.

На шкале «Топливо» написано: «Нет делений», однако масса топлива (взлетного или посадочного) обязательно должна учитываться во взлетной (или посадочной массе) самолета.

В нижней части графика размещена номограмма взлетно-посадочной массы с кривой «Влияние уборки шасси».

Расчет взлетной центровки.

Расчет начинается с определения массы и центровки снаряженного самолета. Эта точка лежит на пересечении горизонтальной линии массы и наклонной линии центровки снаряженного самолета. Из этой точки опускается перпендикуляр на шкалу «Экипаж». От основания перпендикуляра по направлению стрелки откладывается количество делений, равное числу членов экипажа. Из полученной на шкале «Экипаж» новой точки опускается перпендикуляр на шкалу груза соответствующей дистанции.

По направлению стрелки откладывается величина загрузки данной дистанции с учетом цены деления.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Примечание. Цена деления шкал грузовой кабины изменяется по величине в зависимости от дистанции и дана в кг.

Аналогично, учитывая направления стрелок и цены делений, находятся остальные точки, характеризующие расположение и величину загрузки в грузовой кабине.

Масса грузов берется с учетом швартовочного оборудования.

Из последней точки опускается перпендикуляр на нижнюю номограмму центровок до пересечения с горизонталью, соответствующей подсчитанной взлетной массе.

Во взлетную массу включать массу топлива. Оценивая положения центра тяжести относительно наклонной линии, определить взлетную центровку.

Расчет посадочной центровки.

Расчет посадочных центровок аналогичен расчету взлетных.

В посадочную массу обязательно включается масса топлива на посадке.

Расчет посадочных центровок производится при центровках, близких к предельным.

Если взлетные центровки при выпущенном шасси находятся в пределах от 20 до 32 % САХ, а масса и центровка в полете будут меняться только от выгорания топлива, расчет посадочных центровок не производится.

Пример расчета центровки.

Исходные данные:

Масса пустого самолёта	15450 кг (берется из формуляра самолета)
Центровка пустого самолета	26% САХ (берется из формуляра самолета)
Масса служебного снаряжения	108 кг
Экипаж 5 чел	400 кг
Топливо	2842 кг

Коммерческая загрузка

в том числе:

груз № 1 на дистанции 4,035 м	2500 кг
груз №2 на дистанции 6,565 м	1500 кг
груз №3 на дистанции 9,035 м	1200 кг
Взлетная масса самолета	2400С кг
Масса снаряженного самолета	15540+108=15648 кг
Центровка снаряженного самолета	26 – 0,55=25,45 %САХ

На верхней номограмме снаряженного самолета находится точка А, соответствующая массе и центровке снаряженного самолета.

Из точки А опускается перпендикуляр на шкалу «Экипаж».

По направлению стрелки отсчитываются пять делений, соответствующих массе пяти членов экипажа (точка 1). Из точки 1 опускается перпендикуляр на грузовую шкалу, соответствующую дистанции 4,035. На этой шкале по направлению стрелки отсчитываются деления, соответствующие загрузке 2500 кг (точка 2). Затем из этой, точки опускается перпендикуляр

на шкалу, соответствующую дистанции 6,565 м, по направлению стрелки отсчитываются три деления, и ставится точка 3.

Таким же образом «загружается» груз на дистанции 9,095 (точка 4). Из точки 4 опускается перпендикуляр на номограмму загруженного самолета до пересечения его с горизонталью взлетной массы самолета - 24000 кг. Находится точка Б. По наклонным линиям значений центровки определяется центровка самолета на взлете с выпущенным шасси 25,53 % САХ.

Так как в примере центровка на взлете 25,53 % САХ не выходит из диапазона 20-30 % САХ, рассчитывать посадочную центровку не обязательно.

Предположим, что выгорело 2262 кг топлива. Посадочная масса самолета 21738 кг. Из точки Б опускается перпендикуляр до пересечения с горизонталью посадочной массы 21738 кг (с учетом топлива на посадку 580 кг) - точка Г.

Центровка на посадке - 25% САХ (шасси выпущено).

8.2. ИНСТРУКЦИЯ ПО ПОГРУЗКЕ, ШВАРТОВКЕ И ВЫГРУЗКЕ ПОДДОНОВ С ГРУЗОМ НА САМОЛЕТЕ Ан-26Б

8.2.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О БОРТОВЫХ СРЕДСТВАХ МЕХАНИЗАЦИИ ПОГРУЗОЧНО-РАЗГРУЗОЧНЫХ РАБОТ

На самолете Ан-26Б обеспечивается транспортировка:

- грузов в жесткой и мягкой упаковке, спакетированных на поддонах ПА-2,5;
- грузов в жесткой и мягкой упаковке, спакетированных на грузовом полу самолета;
- колесной техники.

Погрузка, швартовка и выгрузка грузов, спакетированных на полу, а также колесной техники производятся в соответствии с Инструкцией по технической эксплуатации самолета Ан-26. Самолет Ан-26Б снабжен швартовочным оборудованием и оборудованием для погрузки колесной техники тягачом в объеме серийной комплектации для самолета Ан-26. Установленные на самолете Ан-26Б бортовые средства механизации (БСМ) позволяют осуществлять погрузку, выгрузку и швартовку поддонов с грузом массой до 2500 кг в грузовой кабине самолета как в современных аэропортах, так и на посадочных площадках, не оснащенных каким-либо специальным оборудованием. В самолете предусмотрено размещение не более трех поддонов ПА-2,5, общая масса которых с грузом не должна превышать 5200 кг. Высота поддона с грузом должна быть не более 1300 мм.

БСМ обеспечивают непрерывный цикл погрузочно-разгрузочных работ в пределах грузоподъемности самолета. Угол тангажа самолета при этом не должен превышать $\pm 3^\circ$.

БСМ включают в себя (рис. 8.2-1):

- грузоподъемное устройство, состоящее из двух электролебедок 30 и 31, двух кареток 26, двух блоков 20 с крюками, обводных роликов 21 и 22 и ряда других узлов;
- напольное устройство, состоящее из механизма перемещения поддонов, роликового оборудования и узлов крепления роликового оборудования к полу грузовой кабины.

С помощью грузоподъемного устройства поддоны с грузом поднимаются с платформы автомобиля и перемещаются по монорельсу вдоль грузовой кабины.

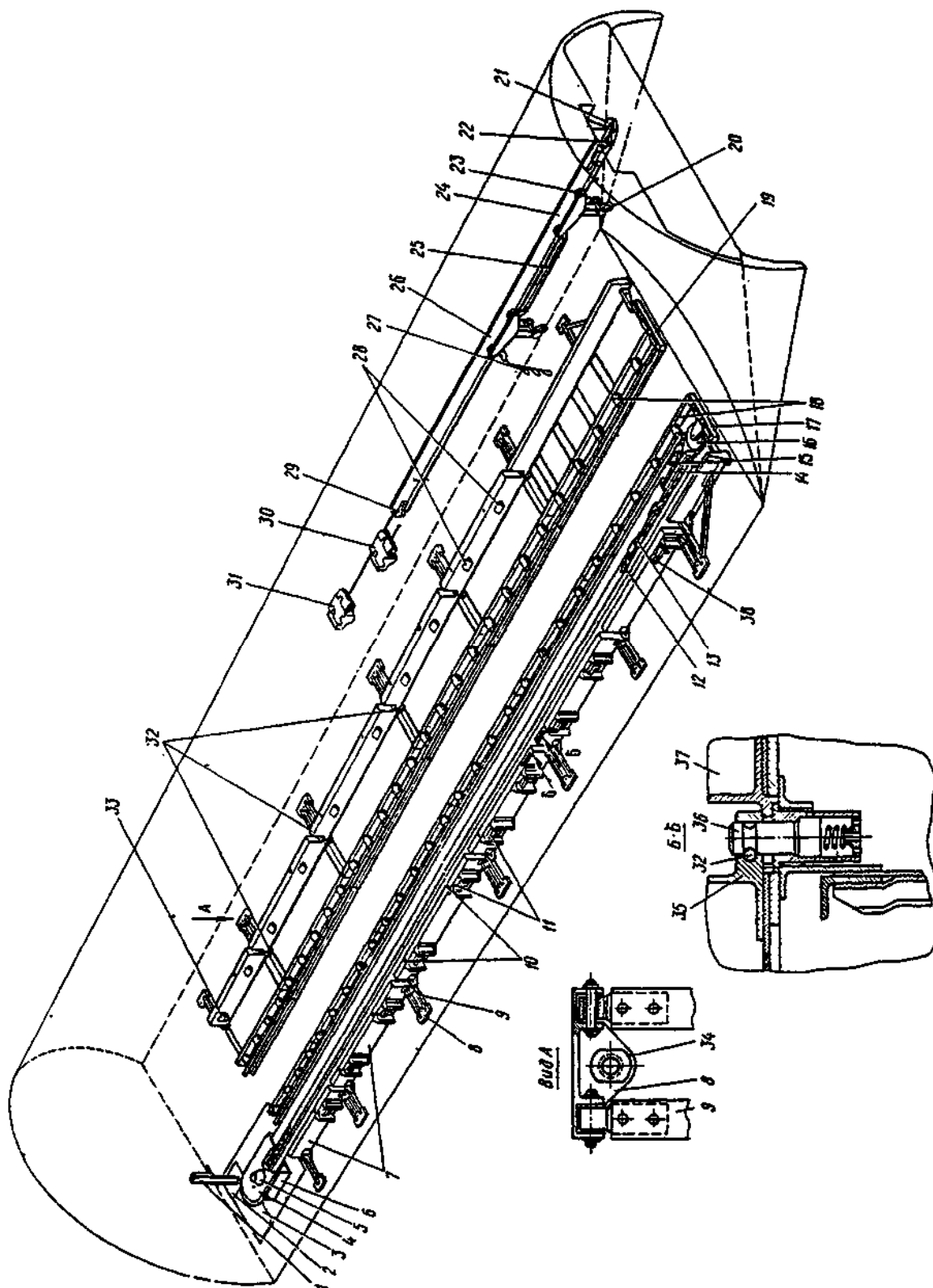


Рис. 8.2-1. Бортовые средства механизации погрузочно-разгрузочных работ:

1 – колонка ручного привода; 2 – лок; 3 – панель; 4 – кожух; 5 – тяговое колесо; 6 – гидропривод; 7 – рельсы; 8 – фитинг; 9 – тяга; 10 – толкатели рельсовых замков; 11 – педали замков; 12 – подвижной блок; 13 – тяговая цепь; 14 – захват; 15 – желоб тяговой цепи; 16 – «звездочка»; 17, 19 – пороговые ролики; 18 – роликовые дорожки; 20 – подвижной блок; 21 – задний обводной ролик; 22 – передний обводной ролик; 23 – ролик каретки; 24 – ролик каретки; 25 – соединительная тяга; 26 – каретка; 27 – лямка; 28 – крюки замков; 29 – механизм ограничения нагрузки на тросах лебедок; 30, 31 – электролебедки БЛ-56; 32 – фиксаторы; 33 – передний упор; 34 – втулка; 35, 37 – фитинги; 36 – узел крепления; 38 – задний упор

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Напольное устройство предназначено для перемещения и швартовки поддонов с грузом в грузовой кабине самолета. Поддоны швартуются с помощью замков в рельсах роликового оборудования, а передний поддон - кроме того четырьмя специальными хомутами.

Основные технические данные грузоподъемного устройства

Грузоподъемность при наличии:	
двух лебедок	2500 кг
одной лебедки	1400 кг
Скорость подъема и опускания груза от электроприводов	1 м/мин
Скорость подъема и опускания груза от ручных приводов при вращении рукояток лебедок со скоростью 35 об/мин	0,25 м/мин
Ход кареток по монорельсу	2378 мм
Максимальный подъем крюков над землей	2940 мм

Основные технические данные напольного устройства

Максимальная масса поддонов с грузом, размещенных на напольном устройстве	5200 кг
Максимальное количество поддонов ПА-2,5, размещенных на напольном устройстве	3 шт
Максимальная скорость движения тяговой цепи	14,3 м/мин
Минимальная скорость движения тяговой цепи	3,7 м/мин
Время работы гидропривода (на режиме «быстро»), необходимое для погрузки в самолет:	
переднего поддона	1,5-2 мин
среднего поддона	0,75-1 мин
заднего поддона	0,5-0,75 мин

8.2.2. ПОГРУЗКА И ШВАРТОВКА ПОДДОНОВ С ГРУЗОМ

ВНИМАНИЕ. К РАБОТЕ С БОРТОВЫМИ СРЕДСТВАМИ МЕХАНИЗАЦИИ ДОПУСКАЮТСЯ ЛИЦА, ИЗУЧИВШИЕ УСТРОЙСТВО И РАБОТУ БСМ, А ТАКЖЕ ТЕХНИКУ БЕЗОПАСНОСТИ ТАКЕЛАЖНЫХ РАБОТ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. РАЗМЕЩАТЬ ПОДДОНЫ В ГРУЗОВОЙ КАБИНЕ С УЧЕТОМ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЦЕНТРОВОК САМОЛЕТА (СХЕМЫ РАЗМЕЩЕНИЯ И ШВАРТОВКИ ПРИВЕДЕНЫ НА РИС. 8.2-2).

Погрузка поддонов в количестве 3 шт. осуществляется в следующем порядке:

1. Установить каретки грузоподъемного устройства в крайнее заднее положение.
2. Открыть грузовой люк самолета, убрав рампу под фюзеляж.
3. Установить упорный домкрат 6 (рис. 8.2-3) под порог грузового люка так, чтобы между пятой домкрата и поверхностью стояночной площадки не было зазора.
4. Навесить на крюки грузоподъемного устройства траверсу 10.
5. Закрепить стропы 9 траверсы на поддоне 7, введя захваты 8 строп в угловые фитинги поддона с его торцовых сторон.

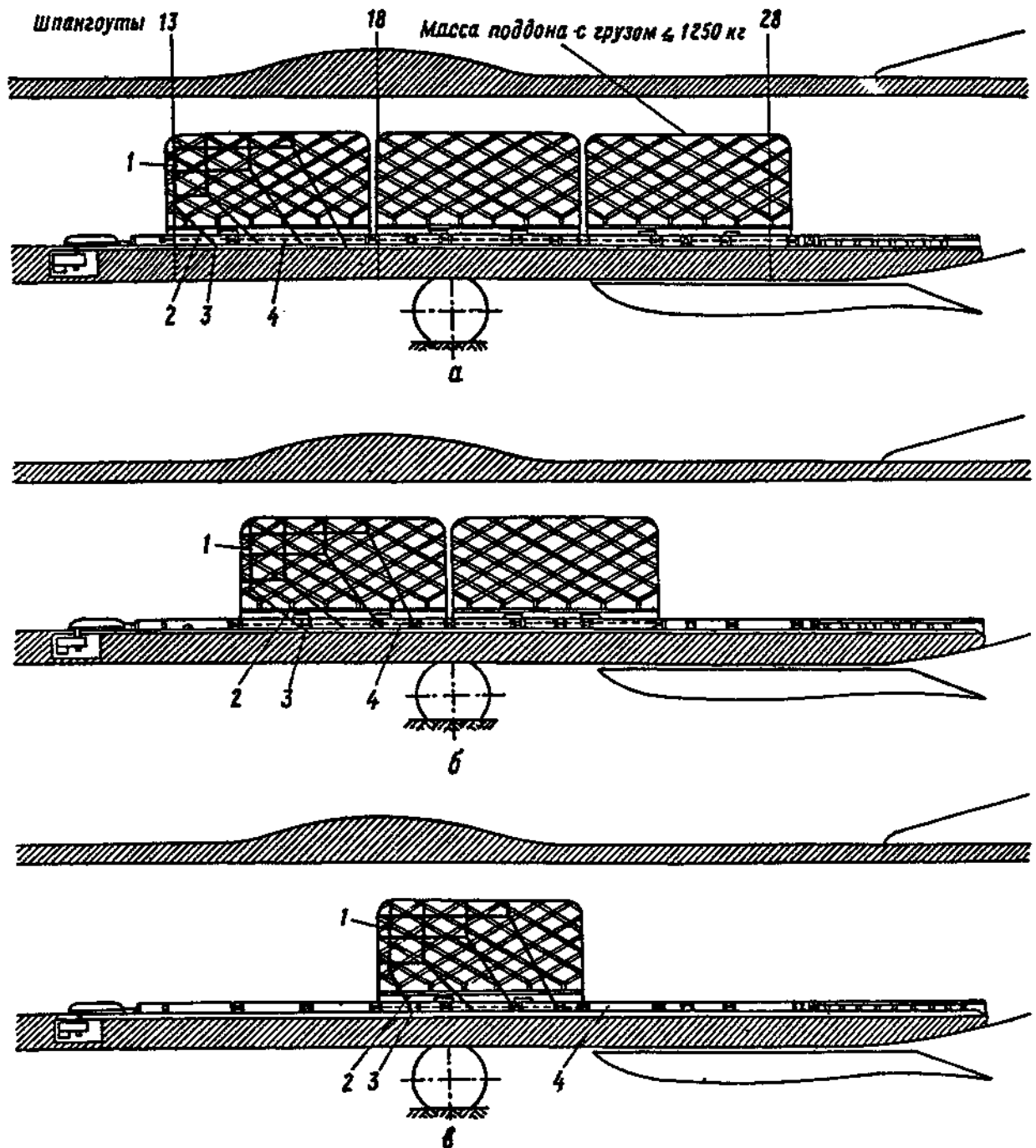


Рис 8.2-2. Схемы размещения и швартовки поддонов с грузом

а - масса трех поддонов с грузом 5200 кг; б - масса двух поддонов с грузом 5000 кг; в - масса поддона с грузом 2500 кг; 1 - хомут; 2 - швартовочный ремень 26-9471 -300; 3 - швартовочный узел; 4 - рельсы напольного устройства

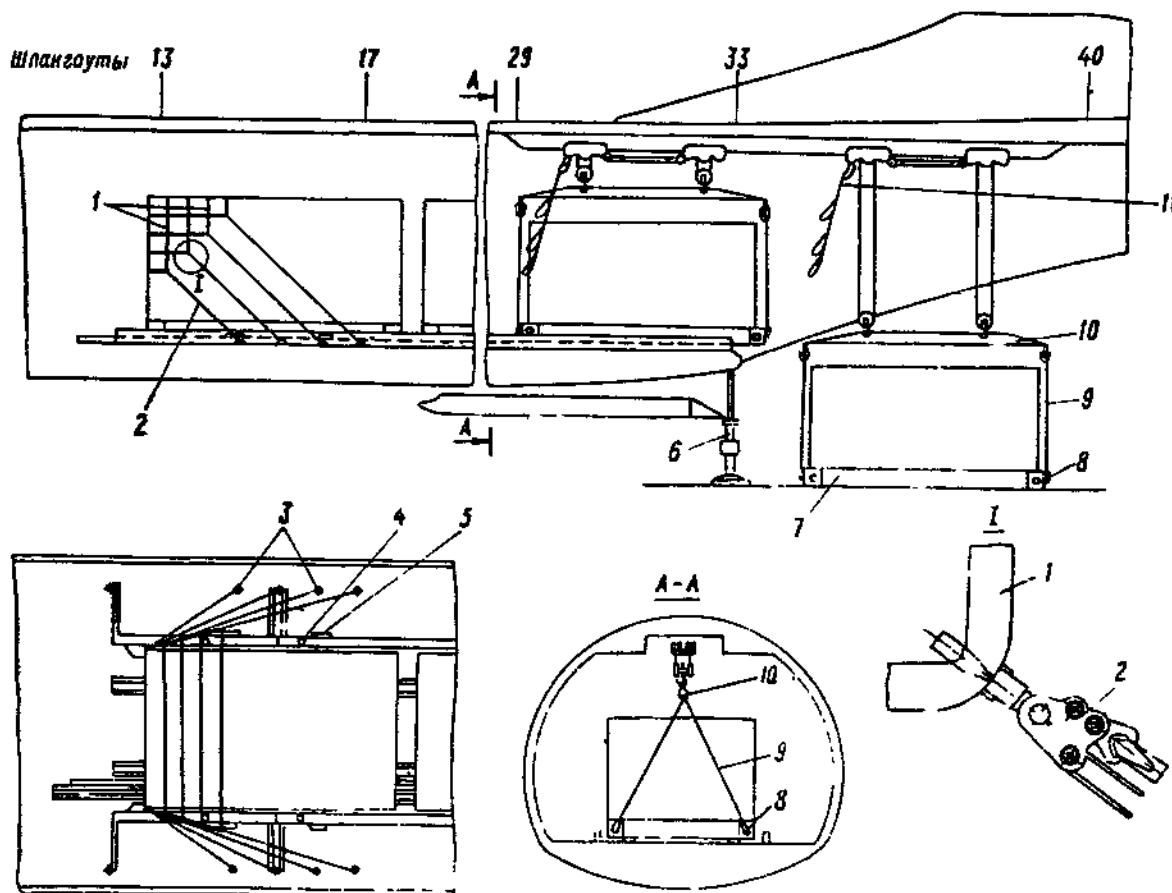


Рис. 8.2-3. Средства для погрузки поддонов с грузами:

1 - хомуты; 2 - швартовочный ремень 26-9471-300; 3 - швартовочные узлы, 4 - толкатель; 5 - педаль замка; 6 - упорный домкрат; 7 - поддон; 8 - захват; 9 - стропы; 10 - траверса; 11 - ляжка

6. Подключить бортовую электросеть к аэродромному источнику питания.
7. Включить насосную станцию гидросистемы НС-14.
8. Включить гидропривод напольного устройства, нажав на тангенте кнопку «Пуск гидропривода».
9. Установить захват напольного устройства в крайнее заднее положение с помощью тангенты, проверив при этом, выпущены ли защелки захвата вверх.
10. Поднять поддон на 100 мм от земли и проверить надежность крепления поддона к крюкам грузоподъемного устройства.
11. Поднять поддон на высоту, необходимую для его перемещения в грузовой кабине.
12. За ляжку 11 на передней каретке, одновременно подталкивая поддон руками, перевезти поддон по монорельсу вперед до отказа. В случае перекоса поддона относительно продольной оси самолета устранить перекос вручную,
13. Опустить поддон на роликовые дорожки.

14. Кратковременными включениями переключателя тангенты в положение «Погрузка» ввести захват в зацепление с передним фитингом поддона и переместить поддон на 100-150 мм вперед.
15. Отсоединить стропы 9 от поддона и откатить каретки грузоподъемного устройства в зону проема грузового люка.
16. Переместить поддон вперед до отказа, установив переключатель тангенты в положение «Погрузка».
17. Закрепить поддон в грузовой кабине, для чего закрыть три передних по полету рельсовых замка по левому и правому бортам, нажав ногой толкатель 4.
18. Отсоединить захват от поддона, отжав его переднюю защелку вниз до упора толкателем, предварительно снятым со стенки этажерки возле, шп. № 10. Убедиться, что фиксатор удерживает защелку в убранном положении.
19. Переместить захват в крайнее заднее положение с помощью тангенты и вновь выпустить защелки захвата вверх, нажав на рычаг фиксатора толкателем.
20. Аналогично погрузить в самолет следующие два поддона, оставив затем захват, состыкованным с последним поддоном.
21. Ввернуть швартовочные узлы 3 (см. рис. 8.2-2 и 8.2-3) на полу грузовой кабины по шп. № 14, 15, 16, 17 у правого и левого бортов.
22. Пришвартовать передний поддон хомутами 1, закрепив хомуты швартовочными ремнями 2 (26-9471-300) за узлы 3.
23. Убрать стропы и траверсу в походное положение.
24. Поднять блоки с крюками грузоподъемного устройства вверх до упора в корпусы кареток во избежание раскачивания крюков в полете.
25. Выключить насосную станцию НС-14.
26. Отключить бортовую электросеть от аэродромного источника питания.
27. Убрать упорный домкрат из-под порога грузовой кабины.
28. Закрыть грузовой люк.

ВНИМАНИЕ. ЭКИПАЖУ ПЕРЕД ПОЛЕТОМ САМОЛЕТА ПРОВЕРИТЬ:

- ЗАКРЫТЫ ЛИ РЕЛЬСОВЫЕ ЗАМКИ, ФИКСИРУЮЩИЕ ПОДДОНЫ В ГРУЗОВОЙ КАБИНЕ;
- НАДЕЖНО ЛИ ЗАКРЕПЛЕННЫ ГРУЗЫ НА ПОДДОНАХ;
- ИМЕЕТСЯ ЛИ НА БОРТУ УПОРНЫЙ ДОМКРАТ, УСТАНОВЛИВАЕМЫЙ ПОД ПОРОГ ГРУЗОВОЙ КАБИНЫ.

8.2.3. ВЫГРУЗКА ПОДДОНОВ С ГРУЗОМ

Выгрузка поддонов осуществляется в следующем порядке:

1. Открыть грузовой люк, убрав рампу под фюзеляж.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

2. Установить упорный домкрат 6 (см. рис. 8.2-3) под порог грузового люка так, чтобы между пятой домкрата и поверхностью стояночной площадки не было зазора.
3. Подключить бортовую электросеть к аэродромному источнику питания.
4. Снять хомуты 1 с переднего поддона, отсоединив швартовочные ремни 2 от швартовочных узлов 3 на шп. № 14, 15, 16, 17.
5. Навесить траверсу 10 на крюки грузоподъемного устройства.
6. Убедиться, что захват тяговой цепи состыкован с задним поддоном, и открыть по три задних рельсовых замка слева и справа, нажав ногой педали 5 замков.
7. Включить насосную станцию НС-14.
8. Включить гидропривод напольного устройства, нажав кнопку «Пуск гидропривода» на тангенте.
9. Установить переключатель тангенты в положение «Выгрузка» и переместить задний поддон в зону электролебедок для подъема.
10. Закрепить стропы 9 траверсы на поддоне, введя, захваты 8 строп в угловые фитинги поддона с его торцевых сторон.
11. Поднять поддон на 150 мм от пола грузовой кабины и проверить надежность крепления поддона к крюкам грузоподъемного устройства.
12. За лямку 11 на передней каретке, одновременно подталкивая поддон руками, перевезти поддон по монорельсу назад, расположив поддон над открытым грузолуком.
13. Опустить поддон на землю (платформу кары).
14. Отсоединить стропы от поддона и вместе с траверсой поднять их вверх к потолку.
15. За лямку 11 перекатить каретки грузоподъемного устройства вперед до отказа (до шп. №29).
16. С помощью тангенты переместить захват напольного устройства вперед до момента стыковки со следующим поддоном и выгрузить поддон аналогично первому.
17. После выгрузки всех поддонов из самолета установить каретки грузоподъемного устройства в крайнее переднее положение.
18. Убрать швартовочные ремни, стропы, траверсу и хомут 1 в походное положение.
19. Поднять блоки с крюками грузоподъемного устройства вверх до упора в корпуса кареток во избежание раскачивания крюков в полете.
20. Выключить насосную станцию НС-14.
21. Отключить бортовую электросеть от аэродромного источника питания.
22. Убрать упорный домкрат из-под порога грузовой кабины.
23. Закрывать грузовой люк.

Примечание. Порядок погрузки, швартовки и выгрузки самоходной и несамоходной колесной техники, а также грузов, размещаемых на полу грузовой кабины, приведен в Инструкции по технической эксплуатации самолета Ан-26, книга 2 (исключая порядок погрузки с помощью транспортера).

8.3. ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ САМОЛЕТА

8.3.1. СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА

Общие сведения

Система кондиционирования воздуха (СКВ) самолета предназначена для создания и поддержания в герметичной кабине самолета комфортных условий на всех высотах.

СКВ предназначена для следующего:

- обогрева (охлаждения) кабины и поддержания в ней заданной температуры (20-22 °С);
- вентиляции кабины с 20-26-кратным в час обменом воздуха;
- автоматического поддержания заданного давления воздуха в кабине;
- наддува гермокабины;

СКВ оснащена:

- автоматическим регулятором температуры (АРТ) воздуха в кабине;
- системой автоматического регулирования массовой (весовой) подачи (АРВП) воздуха;
- системой автоматического регулирования давления воздуха в кабине;
- заслонкой дополнительного обогрева кабины экипажа.

Проверка СКВ

Перед включением АЗС убедиться, что переключатели и ручки управления СКВ находятся в исходном положении:

1. На горизонтальной панели пульта второго пилота:

- переключатели «Управления подачей воздуха в кабины» - в нейтральном положении;
- переключатель режимов «Регулирование температуры в кабинах» - в положении «Автомат»;
- переключатель «Дополн. обогрев кабины экипажа» - в положении «Закр»;
- на шкале задатчика температуры установлено значение 20 °С.

2. На правой и на центральной панелях приборной доски:

- переключатель «t° подаваемого воздуха» - в положении «Каб. экипаж»;
- указатели «Лев. борт». «Прав, борт» показывают нулевое значение температуры;
- на шкале указателя «1° в груз. кабине» - нулевое значение температуры;
- на указателях расходомера «Левый двигатель», «Правый двигатель» - нулевые значения.

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 массовой (весовой) подачи воздуха допускается кратковременное отклонение расхода воздуха в диапазоне 3-5 ед. по УРВК.

Проверить работу АРТ, для чего:

- на задатчике температуры установить значение на 10-15°C выше (ниже) температуры воздуха в кабине.

Оба указателя «t° подаваемого воздуха» должны показывать повышение (понижение) температуры, при этом температура подаваемого воздуха автоматически ограничивается пределами (110±10)°C и (5±5)°C;

- разбалансировать температуру подаваемого воздуха левой и правой системы на 15-20°C, переключатель режимов установить в положение «Автомат» и убедиться, что значения температуры в обеих системах выравниваются.

Проверить дополнительный обогрев кабины экипажа, для чего:

- переключатель «Дополн. обогрев кабины экипажа» кратковременно (1-2 с) нажать в положение «Тепло». По указателям «t° подаваемого воздуха» температура должна повышаться.

ВНИМАНИЕ. ЕСЛИ ТЕМПЕРАТУРА ПО УКАЗАТЕЛЯМ «t° ПОДАВАЕМОГО ВОЗДУХА» ВЫШЕ 50°C, СНИЗИТЬ ЕЕ ВРУЧНУЮ ДО ЭТОГО ЗНАЧЕНИЯ;

- переключатель «t° подаваемого воздуха» установить в положение «Груз. каб» - температура по указателям должна снизиться;
- переключатель «Дополн. обогрев кабины экипажа» установить в положение «Закрыт».

После проверки для ускорения выхода температурного режима в кабине на заданный в целях прогрева или охлаждения кабины производить следующее:

- переключатель режимов «Регулирование температуры в кабинах» установить в положение «Ручное»;
- нажатием переключателей «Ручное - Лев. сист. Прав» в положение «Тепло» или «Холод» довести температуру по указателям «t° подаваемого воздуха» до (110±10)°C при разогреве и до (5±5)°C при охлаждении;
- переключатель режимов «Регулирование температуры в кабинах» установить в положение «Автомат». Задатчик температуры установить в положение «20 °C».

Примечания: 1. Для исключения случаев превышения температуры более 120 °C (или ниже 0 °C) в диапазонах температур 70-90 °C или 20-0 °C по указателям «t° подаваемого воздуха» нажимать переключатели «Тепло» или «Холод», а также переключатель «Дополн. обогрев кабины экипажа» в положение «Тепло» импульсами 1-2 с с интервалом 8-10 с.

2. При прогреве (или охлаждении) кабины возможны кратковременные (не больше 5 мин) превышения температуры 150°C (или минус 20°C).

Эксплуатация СКВ в полете

Систему кондиционирования разрешается включать на рулении.

Перед взлетом выключить отбор воздуха от двигателей, для чего переключатель «Управление подачей воздуха в кабины» кратковременно нажать в положение «Закр», не меняя положения переключателей регулирования температуры.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ОТБОР ВОЗДУХА ОТ ДВИГАТЕЛЕЙ НА СКВ НА ВЗЛЕТНОМ РЕЖИМЕ.

После взлета и перевода двигателей на номинальный режим 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 должен поддерживаться в пределах 3,5-4,5 ед.).

Температура подаваемого воздуха по указателям «t° подаваемого воздуха» должна находиться в пределах от 0 до 120°С. Температуру в грузовой кабине контролировать по указателю «t° в груз. кабине»

При расхождении значений температуры на датчике и на указателе не более 6°С температуру в кабинах разрешается корректировать датчиком 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 кабин. Переключение подачи воздуха на верхние корпуса происходит автоматически в зависимости от температуры подаваемого воздуха.

Если в грузовой кабине необходимо поддерживать пониженную температуру (ниже 15°С), включить дополнительный обогрев кабины экипажа, для чего:

- переключатель «t° подаваемого воздуха» установить в положение «Каб. экипаж».
- периодическими нажатиями (в течение 2-1 с с перерывами по 8-10 с) переключателя «Дополн. обогрев кабины экипажа» в положение «Тепло» довести температуру в кабине экипажа до необходимой и по указателям «t° подаваемого воздуха» контролировать температуру подаваемого воздуха, не допуская повышения ее более 120°С.

В течение полета периодически следить за температурой подаваемого воздуха в обе кабины.

Примечания: 1. При отказе АРВП в полете пользоваться ручным регулированием расхода воздуха и кратковременными нажатиями переключателей в положение «Откр» или «Закр» поддерживать расход воздуха 3,5-4,5 ед. по УРВК.

2. При отказе АРТ в полете пользоваться ручным регулированием температуры, для чего переключатель режимов 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 в кабины воздуха выходила за пределы от 0 до 120°С.

3. При включении дополнительного обогрева возможно повышение уровня шума в кабине экипажа

Использование СКВ в особых случаях полета

1. При отказе двигателя выключить отбор воздуха от него и перейти на ручное управление системой.
2. При отказе правого двигателя дополнительный отбор воздуха на кабину экипажа отключить, для чего переключатель «Дополн. обогрев кабины экипажа» перевести в положение «Закрывает».
3. При появлении дыма или запаха гари из системы кондиционирования перейти на питание чистым кислородом и выключить систему СКВ. Высота полета с выключенной системой не должна превышать 4000 м.
4. Перед включением противообледенительной системы при отказе двигателя уменьшить расход воздуха до 2 ед. по УРВК.

Перед посадкой на высоте 200-150 м выключить СКВ, для чего переключатели «Дополн. обогрев кабины экипажа» установить в положение «Закрывает» и переключатель «Управление подачей воздуха в кабины» кратковременно нажать в положение «Закрывает».

Примечание. В случае запотевания остекления кабины экипажа при посадке самолета разрешается отбор воздуха на СКВ до 1 ед. по УРВК.

После посадки все переключатели и ручки управления СКВ и САРД установить в исходное положение.

Эксплуатация СРД самолета Ан-26Б производится в соответствии с указаниями подразд. 5.7.2.

8.3.2. СИСТЕМА ИНДИКАЦИИ И КОНТРОЛЯ ПРОСТРАНСТВЕННОГО ПОЛОЖЕНИЯ САМОЛЕТА

Общие сведения

Система индикации и контроля пространственного положения (в дальнейшем «система», рис. 8.3-1) состоит из следующих приборов:

- двух основных авиагоризонтов АГД-1С;
- резервного авиагоризонта АГБ-3К;
- трех выключателей коррекции ВК-53РШ;
- сигнализации предельных кренов;
- электрического указателя поворота ЭУП-53;
- блока контроля кренов БКК-18 с сигнализатором нарушения питания СНП-1.

Авиагоризонты обеспечивают пилотов информацией о пространственном положении самолета по углам крена и тангажа относительно плоскости истинного горизонта.

Авиагоризонты АГД-1С состоят из гиродатчиков, установленных вблизи центра масс самолета, и указателей, расположенных на приборных досках пилотов. Гироскоп и указатель авиагоризонта АГБ-3К выполнены в одном корпусе, который установлен на левой панели приборной доски КВС.

Питание авиагоризонтов осуществляется от отдельных источников. Левый АГД-1С питается от ПТ-200Ц АГД, правый АГД-1С - от централизованной шины 36 В, подключенной к пре-

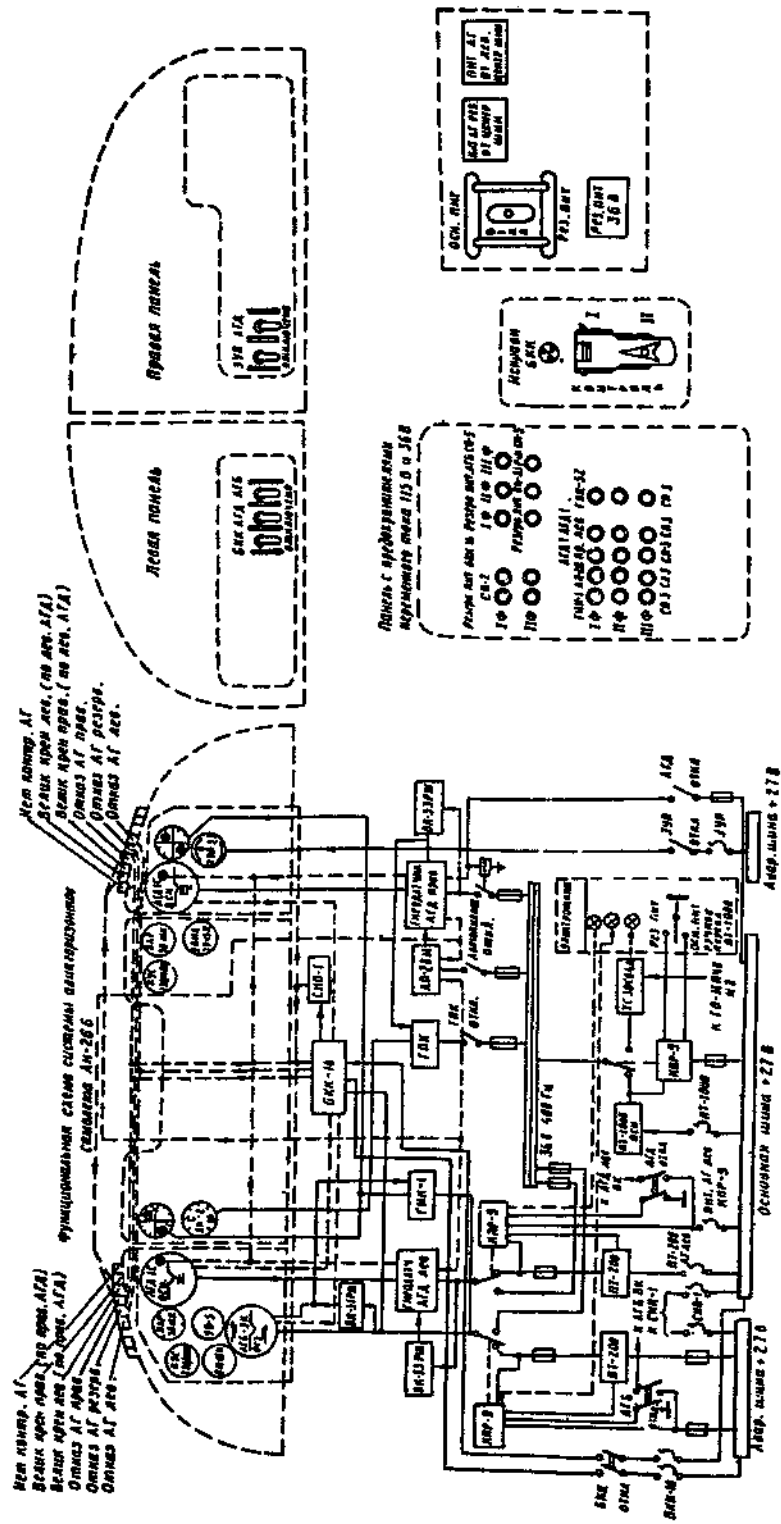


Рис. 8.3-1. Функциональная схема индикации и контроля пространственного положения (СКИПП) Ан-26Б

образователю ПТ-1000ЦС (или к трансформатору 115/36 В при отказе ПТ-1000ЦС), резервный АГБ-3К - от преобразователя ПТ-200Ц АГБ, ГИК, подключенного к аварийной шине 27 В. При отказе любого ПТ-200Ц соответствующий авиагоризонт автоматически переключается на централизованную шину 36 В.

Блок контроля кренов БКК-18 с сигнализатором нарушения питания СНП-1.

БКК-18 осуществляет непрерывное сравнение показаний трех авиагоризонтов по крену с выдачей соответствующей сигнализации об отказе. Логическая схема сравнений блока БКК-18 состоит из двух работающих одновременно подканалов. Отказ любого из них не приводит к потере работоспособности БКК-18 в целом.

При рассогласовании по крену между отказавшим и двумя исправными авиагоризонтами на $(7\pm 2)^\circ$ БКК-18 выдает сигналы:

- при отказе левого (правого) АГД-1С на светосигнальное табло «Отказ АГ лев» («Отказ АГ прав») и светосигнализатор отсутствия питания и арретирования на указателе отказавшего авиагоризонта;
- при отказе резервного АГБ-3К только на светосигнальное табло «Отказ АГ резерв».

После первого отказа БКК-18 продолжает сравнивать показания оставшихся двух исправных авиагоризонтов, но при отказе одного из них [появлении между ними рассогласования на $(7\pm 2)^\circ$] БКК-18 не может определить исправный авиагоризонт и выдает сигналы об отказе обоих.

Питание БКК-18 осуществляется по переменному току 36 В 400 Гц от преобразователя ПТ-200Ц АГБ, ГИК. При отказе ПТ-200Ц АГБ, ГИК БКК-18 автоматически переключается на централизованную шину 36 В. Питание БКК-18 по постоянному току 27 В осуществляется от основной и аварийной шин.

Контроль наличия питания БКК-18 производится сигнализатором нарушения питания СНП-1.

При нарушении питания БКК-18, СНП-1 выключает блок и включает светосигнальное табло «Нет контр. АГ» на козырьках приборных досок. При этом сигнализация отказа АГД-1С (светосигнализатор отсутствия питания и арретирования на указателе и светосигнальное табло на козырьках приборных досок) будет срабатывать только при отказах по питанию, а отказ АГБ-3К будет сигнализироваться выпадением бленкера на приборе.

Выключатели коррекции ВК-53РШ отключают цепи поперечной коррекции гироскопических приборов при выполнении самолетом разворотов. Левый ВК выключает коррекцию левого АГД-1С, правый ВК - правого АГД-1С и ГПК, резервный ВК - АГБ-3К и ГИК-1. Питание каждого из трех ВК осуществляется от того же источника переменного тока, от которого питается взаимодействующий с ВК авиагоризонт.

Сигнализация предельных кренов выдает предупреждение пилотам о достижении самолетом крена $(32\pm 2)^\circ$ в маршрутном полете и $(15\pm 1,5)^\circ$ при взлете и заходе на посадку.

Переключение порогов срабатывания сигнализации происходит при скорости 240-245 км/ч автоматически.

При выполнении разворотов с кренами более предельных загораются светосигнальные табло «Велик. крен лев» или «Велик крен прав», расположенные, на козырьках приборных досок; при уменьшении крена табло гаснут.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Сигнализация предельных кренов выполнена на основе гиродатчиков авиагоризонтов АГД-1С и включается при включении авиагоризонтов. Сигналы предельного крена поступают на светосигнальные табло КВС с гиродатчика правого АГД-1С, а на светосигнальные табло второго пилота - с гиродатчика левого АГД-1С.

При отказе одного из датчиков авиагоризонтов сигнализация предельных кренов от него автоматически отключается, соответствующие ему светосигнальные табло срабатывать не будут. При переходе с основного на аварийное питание по постоянному току сигнализация предельных кренов срабатывать не будет.

Указатель поворота ЭУП-53 указывает направление разворота самолета и скольжения и реагирует на угловую скорость относительно вертикальной оси самолета.

Показания стрелки ЭУП-53 зависят от скорости полета и угла крена. При координированном развороте («шарик» в центре) и скорости полета 500 км/ч показания стрелки ЭУП-53 равны углу крена самолета. В диапазоне эксплуатационных скоростей прибор выдает завышенные показания углов крена. ЭУП-53 питается от аварийной шины 27 В.

Зависимость углов крена по показаниям авиагоризонта и ЭУП-53 от скорости полета приведена в табл. 1.

Таблица 1

Углы крена в зависимости от скорости полета

Скорость, км/ч	Угол крена по авиагоризонту, град	Угол крена по ЭУП-53, град
225	0	0
	7	15
	14	30
	21	45
270	0	0
	8,5	15
	17	30
	25	45
420	0	0
	12	15
	24	30
	35	45

Включение системы

Система включается после запуска двигателей и включения преобразователя ПТ-1000 ЦС на бортовую сеть. Включение авиагоризонтов АГД-1С производится выключателями «АГД» на приборных досках пилотов. Арретирование авиагоризонтов АГД-1С автоматическое.

Включение ЭУП-53 производится выключателем «ЭУП» на правой приборной доске.

Для включения АГБ-ЗК:

- заарретировать прибор, для чего нажать кнопку арретира;

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

- после возвращения кнопки арретира в исходное положение ручкой кремальеры совместить индекс поправки тангажа с нулевым делением шкалы крена;
- установить выключатель «АГБ» на приборной доске КВС во включенное наложение. После включения питания флажок сигнализатора отказа питания должен убраться из видимой зоны шкалы тангажа.

Убедиться, что выключатель «БКК» на приборной доске КВС находится во включенном положении и зафиксирован защелкой. Если после включения системы загорятся светосигнализаторы и светосигнальные табло отказов авиагоризонтов, нажать переключатель «Контроль I-II» БКК-18 на левом пульте в положение «I», затем «II» на 3 с не менее, после чего отпустить.

При исправной работе авиагоризонтов и БКК-18 светосигнализаторы и светосигнальные табло должны погаснуть.

Преобразователи ПТ-200Ц, выключатели коррекции, сигнализация предельных кренов и сигнализатор нарушения питания включаются автоматически при включении авиагоризонтов.

Таблица 2

Ограничения по эксплуатации системы

Наименование	Ограничение
Время готовности системы	Не менее 3 мин
Использование в полете: - кнопка «Арретировать только гориз. полете» на АГД-1С; - кнопки «Нажать перед пуском» на АГБ-3К; - переключателя «Контроль I - II» на левом пульте	Запрещается
Угол крена в полете при отказе одного авиагоризонта	Не более 15°
Отключение отказавшего авиагоризонта при отказе одного из трех АГ	Запрещается
Вывод самолета из крена, руководствуясь только сигнализацией предельных кренов	Запрещается

Подготовка системы к полету

Включить систему.

Перед выруливанием проверить исправность БКК-18, для чего:

- нажать переключатель «Контроль I-II» в положение «I», должны загореться светосигнальные табло «Отказ АГ лев», «Отказ АГ прав», «Отказ АГ резерв», зеленый светосигнализатор «Исправн. БКК», светосигнализатор отсутствия питания и арретирования на левом и правом АГД-1С;
- установить переключатель в нейтральное положение - светосигнализаторы и светосигнальные табло должны погаснуть;
- повторить проверку при нажатии переключателя в положение «II»;
- закрыть предохранительный колпачок.

Примечание. Нажимать переключатель «Контроль. I-II» в положения «I» и «II» на 3 с не менее.

При рулении убедиться, что:

- при разворотах самолета все авиагоризонты не изменяют показания крена и тангажа;
- стрелка ЭУП-53 отклоняется в сторону разворота;
- указатели курса индицируют курс.

.На исполнительном старте убедиться, что:

- силуэты самолета на всех авиагоризонтах занимают горизонтальное положение и совпадают с линией горизонта;
- при вращении ручки установки тангажа шкала тангажа отклоняется; после проверки установить шкалу тангажа на нуль;
- светосигнализаторы отсутствия питания и арретирования на АГД-1С не горят;
- флажок сигнализатора отсутствия питания на АГБ-3К убран;
- светосигнальное табло отказов авиагоризонтов, предельных кренов и светосигнальные табло «Нет контр. АГ» не горят.

Взлет запрещается:

- до истечения 3 мин после включения системы индикации и контроля пространственного положения;
- при загорании светосигнализации об отказе в системе.

Эксплуатация системы в полете

После взлета при выполнении первого разворота убедиться в том, что АГ без запаздывания реагируют на изменение углового положения самолета, стрелка ЭУП отклонена в сторону разворота и показания курсовой системы изменяются.

В целях повышения безопасности полета при значительном запаздывании в обнаружении отказов системы, на всех прямолинейных участках полета, выключив автопилот, балансировать самолет по крену и тангажу, снимая усилия с органов управления триммерами.

Пилотировать самолет, периодически сравнивая показания авиагоризонтов, а также с показаниями ЭУП-53, курсовой системы. При полете с выключенным блоком БКК-18 реагируя на показания основного АГД-1С, удостовериться, что показания его не расходятся с резервным АГБ-3К или с ЭУП-53.

При появлении рассогласования в показаниях авиагоризонтов по тангажу сравнить их показания с вариометром. Отказавшим считать авиагоризонт, показания которого расходятся с остальными приборами.

Сравнение показаний авиагоризонтов с ЭУП-53 по крену допустимо при отсутствии скольжения («шарик» в центре). При этом следует учитывать, что при углах крена более 15°, в случае освобождения управления, самолет, сбалансированный ранее в горизонтальном полете, имеет заметное скольжение, а стрелка ЭУП-53 показывает направление разворота при симметричной тяге двигателей.

Второму пилоту при рассогласовании в показаниях приборов или при загорании светосигнальных табло отказов немедленно докладывать КВС.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

При срабатывании сигнализации предельных кренов убедиться в исправности авиагоризонтов, после чего уменьшить угол крена.

При пилотировании самолета по ЭУП-53 развороты выполнять плавно и координированно, не следует реагировать на кратковременные отклонения стрелки указателя, это может привести к раскачке самолета. Небольшие исправления в курсе производить рулем направления по указателю курсовой системы с контролем по ЭУП-53.

По возможности сменить эшелон и выбрать запасной аэродром с наименьшей болтанкой.

Примечание. Включение автопилота **запрещается** при отказе правого АГД-1С и при отказе двух авиагоризонтов.

Действия экипажа при возможных отказах системы

Отказы системы могут проявляться в виде:

- «застывания» элементов индикации в произвольном положении;
- индикации углов крена или тангажа с погрешностями, в том числе с заниженными значениями углов крена;
- «завалов» элементов индикации с малой (2-3 град/мин), средней (1-3 град/с) и большой скоростью (более 10 град/с);
- колебаний элементов индикации.

Наибольшую опасность при пилотировании представляют отказы, проявляющиеся, в виде «застывания» элементов индикации в произвольном положении, а также «завала» со средней скоростью. Эти отказы проявляются незаметно, их распознавание без системы автоматического контроля затруднительно и требует специальных навыков. Все перечисленные отказы авиагоризонтов по крену фиксируются системой автоматического контроля загоранием светосигнализаторов отсутствия питания и арретирования на АГД-1С и соответствующих светосигнальных табло «Отказ АГ прав», «Отказ АГ лев», «Отказ АГ резерв».

Признаки отказов системы и действия экипажа приведены в табл. 3.

Таблица 3

Возможные неисправности и действия экипажа

Признак отказа	Действия экипажа
А. Первые отказы	
1. Загорание светосигнализатора отсутствия питания и арретирования на правом (левом) АГД-1С и светосигнального табло «Отказ АГ прав» («Отказ АГ лев») или «Отказ АГ резерв» или выпадение бленкера на АГБ-ЗК (сигнализируемый отказ одного авиагоризонта).	Выключить автопилот, если он был включен. Показаниями отказавшего авиагоризонта не пользоваться. Продолжать пилотирование по исправным авиагоризонтам с контролем по ЭУП, вариометру, курсовой системе. При необходимости передать управление второму пилоту. При отсутствии рассогласований в показаниях авиагоризонтов (отказ АГ по питанию) для срабатывания БКК-18 ввести самолет в крен до 10° (по исправным авиагоризонтам) и вывести из него. При этом в случае отказа

Признак отказа	Действия экипажа
<p>2. Загорание светосигнального табло «Нет контр. АГ» (отказ по питанию БКК-18).</p> <p>3. Одновременное срабатывание светосигнальных табло «Отказ АГ лев», «Отказ АГ прав», «Отказ АГ резерв» и светосигнализаторов отсутствия питания на указателях АГД-1С (ложное срабатывание БКК-18).</p>	<p>АГБ-3К (выпал бленкер) дополнительно загорается светосигнальное табло «Отказ АГ резерв».</p> <p>Убедиться в исправности авиагоризонтов и ЭУП-53. Выключить отказавший БКК-18. Продолжать пилотирование по авиагоризонтам с постоянным контролем показаний по ЭУП-53 и вариометру.</p> <p>Выключить автопилот, если он был включен. Второму пилоту вывести самолет из крена по ЭУП-53 («шарик» в центре) и выдерживать по нему прямолинейный полет без скольжения. Дать команду бортрадисту проверить наличие питания 36 В 400 Гц. Убедиться в правильности показаний авиагоризонтов, сравнивая их показания с ЭУП-53. Выключить БКК-18, при этом загорается светосигнальное табло «Нет контр. АГ» и снимается сигнал отказов авиагоризонтов. Продолжать пилотирование по авиагоризонтам с постоянным контролем показаний по ЭУП-53 и вариометру.</p>
Б. Вторые отказы	
<p>4. После отказа одного из авиагоризонтов загорание светосигнальных табло «Отказ АГ лев» или «Отказ АГ прав» и светосигнализатора на соответствующем АГД-1С или выпадение бленкера отказа по питанию на АГБ-3К (отказ второго авиагоризонта по питанию без рассогласования).</p>	<p>Выключить автопилот, если он был включен. Показаниями отказавших авиагоризонтов не пользоваться. Установить прямолинейный полет без скольжения по ЭУП-53 («шарик» в центре) с контролем по исправному авиагоризонту. Выключить неисправные авиагоризонты выключателями на приборных досках. Выключить блок БКК-18 выключателем на левом пульте, при этом загорается светосигнальное табло «Нет контр. АГ».</p> <p>Убедиться в правильности показаний оставшегося включенным авиагоризонта, сравнивая его показания с ЭУП-53 и вариометром.</p> <p>Продолжать пилотирование самолета по исправному авиагоризонту с постоянным контролем показаний по ЭУП-53 и вариометру.</p> <p>При необходимости передать, управление второму пилоту.</p>
<p>5. После отказа одного из авиагоризонтов срабатывание сигнализации отказа двух оставшихся авиагоризонтов. Горят одновременно светосигнальные табло «Отказ АГ лев», «Отказ АГ прав», «Отказ АГ резерв» и светосигнализаторы на обоих АГД-1С (отказ второго авиагоризонта с рассогласованием показаний).</p>	<p>Выключить автопилот, если он был включен. Второму пилоту вывести самолет из крена по ЭУП-53 («шарик» в центре), выдерживая по нему прямолинейный полет без скольжения. Определить второй отказавший авиагоризонт, сравнивая показания авиагоризонтов с ЭУП-53. Отказавшим считать авиагоризонт, показания которого отличаются от показаний ЭУП-53. Выключить неисправные авиагоризонты выключателями на приборных досках. Выключить БКК-18 выключателем на левом пульте, при этом сигнализация отказа включен-</p>

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Окончание табл. 3

Признак отказа	Действия экипажа
<p>6. Появление рассогласования в показаниях левого АГД-1С и АГБ-3К (неконтролируемый отказ одного авиагоризонта после отказа БКК-18).</p> <p>7. Появление рассогласований в показаниях правого АГД-1С и ЭУП-53 (неконтролируемый отказ правого АГД-1С или отказ ЭУП-53 после отказа БКК-18).</p>	<p>ного (исправного) авиагоризонта отключается и загорается светосигнальное табло «Нет контр. АГ (при отказавшем АГБ-3К и выключении БКК-18 и АГБ-3К гаснет светосигнальное табло «Отказ АГ резерв», на АГБ-3К остается только бленкер отказа по питанию).</p> <p>Убедиться в правильности показаний оставшегося включенным авиагоризонта, сравнивая его показания с ЭУП-53 и вариометром.</p> <p>Продолжать пилотирование по исправному авиагоризонту с постоянным контролем показаний по ЭУП-53 и вариометру. При необходимости передать управление, второму пилоту.</p> <p>Передать управление второму пилоту.</p> <p>Определить отказавший авиагоризонт, сравнивая показания авиагоризонтов, ЭУП-53 и вариометров. Неисправным считать прибор, показания которого отличаются от других приборов. Продолжать пилотирование по исправным авиагоризонтам с постоянным контролем показаний по ЭУП-53 и вариометру.</p> <p>Выключить автопилот, если он был включен. Определить отказавший прибор, сравнивая показания авиагоризонтов, ЭУП-53 и вариометров. Неисправным считать прибор, показания которого отличаются от других приборов. Доложить КВС об отказе.</p> <p>При отказе ЭУП-53 выключить его выключателем на приборной доске. Контролировать полет по исправным приборам.</p>

Командиру воздушного судна во всех случаях отказов системы:

- вывести самолет на исходный режим полета по высоте, скорости и курсу, если имелись отклонения от этого режима;
- доложить об отказе службе движения;
- при необходимости запросить изменение эшелона в целях улучшения условий визуальной ориентировки;
- для посадки, по возможности, выбрать запасной аэродром с благоприятными условиями погоды.

При выполнении полета с выключенным блоком БКК-18, в случае запаздывания в обнаружении рассогласования в показаниях авиагоризонтов по крену, самолет может перейти в спираль со значительным креном. Первым признаком неконтролируемого пилотом крена более 30° является проявление вертикальной скорости снижения, которая существенно не уменьшается взятием штурвала на себя, так как самолет входит в спираль. При появлении этого признака необходимо, прежде всего, принять меры к определению истинного направле-

ния крена, для чего КВС освободить штурвал и педали во избежание непреднамеренного отклонения элеронов и РН в сторону крена и по положению стрелки ЭУП-53 определить направление крена. Затем координирование элеронами и РН вывести самолет из крена по ЭУП-53 («шарик» в центре). После вывода из крена отклонением руля высоты перевести самолет в горизонтальный полет.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ОТКАЗЕ АВИАГОРИЗОНТОВ НА МАЛОЙ ВЫСОТЕ ОСВОБОЖДЕНИЕ ШТУРВАЛА ПО ТАНГАЖУ ДОЛЖНО БЫТЬ КРАТКОВРЕМЕННЫМ (ЕСЛИ ОНО ВОЗМОЖНО ПО ЗАПАСУ ВЫСОТЫ).

8.4. НАВИГАЦИОННО-ПОСАДОЧНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

8.4.1. РАДИОЛОКАЦИОННАЯ СТАНЦИЯ «ГРОЗА-26А»

Общие сведения

Радиолокационная станция (РЛС) «Гроза-26А» предназначена для решения следующих навигационных задач:

- обзора земной поверхности;
- обнаружения опасных метеорологических явлений погоды;
- определение угла сноса самолета.

Включение и управление РЛС осуществляет штурман. Индикатор штурмана размещен на его рабочем месте.

Оценку радиолокационной обстановки могут осуществлять пилоты со своего индикатора в режимах и масштабах, установленных на индикаторе штурмана.

Индикатор пилотов установлен над средней панелью приборной доски пилотов.

Проверка работоспособности РЛС

Для проверки необходимо:

- включить автомат защиты сети «РЛС»;
- включить авиагоризонт АГД-1 второго пилота;
- установить выключатель «Стабил - Откл» в положение «Стабил»;
- нажать до упора клавишу «РЛС» на индикаторе штурмана.

После отпускания клавиша должна остаться в утопленном положении.

На индикаторах должны загореться светосигнализаторы.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ПРОВЕРКЕ РАБОТОСПОСОБНОСТИ ЗАПРЕЩАЕТСЯ ВКЛЮЧЕНИЕ РЛС В КАКОЙ-ЛИБО РЕЖИМ, КРОМЕ «ГОТОВ», ПРИ НАЛИЧИИ В ПЕРЕДНЕМ АЗИМУТАЛЬНОМ СЕКТОРЕ $\pm 100^\circ$ БОЛЬШИХ ОТРАЖАЮЩИХ ПРЕДМЕТОВ И ЛЮДЕЙ НА РАССТОЯНИЯХ МЕНЕЕ 100 М;

- установить переключатель режимов в положение «Земля» через 3-5 мин после включения станции;

- проверить работоспособность РЛС во всех режимах работы и на всех диапазонах дальности.

Во время проверки убедиться в работоспособности ламп индикации и органов регулировки на индикаторе пилотов, а также органов управления и регулировки на индикаторе штурмана;

- установить переключатель режимов в положение «Готов» после окончания проверки.

Эксплуатация РЛС в полете

РЛС в полете можно использовать в режимах «Земля», «Метео», «Контур» и «Снос».

1. Для обзора земной поверхности впереди самолета и определения положения наземных объектов относительно самолета (курсовой угол, дальность) установить переключатель режимов работы в положение «Земля».

С помощью переключателя масштабов дальности установить наиболее оптимальный для обзора местности и наблюдения наземных объектов диапазон дальности.

Для более детального просмотра близких наземных ориентиров рекомендуются диапазоны «30» или «50».

При использовании диапазонов дальности «125» и «250» установить с помощью ручки «Наклон» такой наклон антенны, при котором радиолокационное изображение земной поверхности просматривается на всем экране индикатора или при котором распознаются интересующие объекты, наблюдаемые на больших дальностях.

2. Для обнаружения гидрометеообразований в пределах сектора обзора, определения их протяженности и положения (курсовой угол, дальность) установить переключатель режимов работы в положение «Метео».

Переключатель диапазонов дальности установить в положение «250» или «125».

После обнаружения гидрометеообразования, по мере сближения с ним произвести переключение диапазонов дальности, исходя из конкретной обстановки.

Для оценки степени вертикального развития гидрометеообразований пользоваться ручкой «Наклон», для наклона антенны вверх или вниз относительно плоскости горизонта.

3. Для выявления наиболее опасных очагов гидрометеообразований в целях выбора направления их обхода установить переключатель режимов работы в положение «Контур».

4. Для измерения угла сноса самолета при полете над любыми участками суши, в том числе и над лишенными характерных радиолокационных ориентиров, установить переключатель режимов работы в положение «Снос», а переключатель диапазонов дальности - в положение «50».

Автоматическое азимутальное перемещение линии развертки на экране прекратится, что будет свидетельствовать о прекращении сканирования антенны.

Кратковременными нажатиями клавиши перемещать линию развертки сначала в одну, а затем в другую сторону, непрерывно наблюдая за изменением характера свечения линии развертки.

Добиться минимального мерцания линии развертки и остановить ее в таком положении. По этому положению линии развертки отсчитать на азимутальной шкале экрана индикатора угол сноса.

Примечания: 1. Ручкой «Контраст» можно изменить скорость перемещения линии развертки. В некоторых случаях эту скорость можно уменьшить до нуля, поэтому, если линия при нажатой клавише не перемещается, повернуть ручку «Контраст» до начала движения линии.

На РЛС последних выпусков регулировка осуществляется ручкой «Сканирование».

2. При измерении угла сноса не устанавливать чрезмерной яркости изображения, так как это может сделать измерение невозможным.

3. При полетах над ровными поверхностями (пустыни, моря) принимаемые радиолокатором отраженные сигналы слабы, поэтому определение угла сноса в таких случаях затруднительно.

Выключение РЛС в полете

Если в какой-то период полета РЛС не используется, не выключать ее с помощью клавиши «Откл» (так как после этого для включения РЛС потребуется 3-5-минутная выдержка времени), а переводить ее в режим «Готов», установив переключатель режимов в соответствующее положение. При переводе РЛС в режим «Готов» сохраняется возможность немедленного включения любого другого режима.

Для полного выключения РЛС выключить ее с помощью клавиши «Откл» (на доработанном индикаторном блоке - повторно нажать клавишу «РЛС») затем отключить питание автоматом защиты.

8.4.2. САМОЛЕТНЫЙ ДАЛЬНОМЕР СД-67

Общие сведения

Самолетный дальномер предназначен для работы с наземными радиомаяками системы ДМЕ при полетах по международным трассам и служит для определения наклонной дальности до маяка-ответчика.

Включение дальномеров и управление им осуществляют пилоты с пульта управления, установленного на верхнем щитке пилотов.

Цифровая индикация наклонной дальности осуществляется на индикаторы ИДР-1Б, установленные на средней панели приборной доски пилотов и на приборной доске штурмана.

Сигналы дальности дальномеров на индикаторы ИДР-1Б коммутируются с сигналами дальности аппаратуры «Веер-М». Коммутация сигналов осуществляется с помощью переключателя «Индикац. СД-РСБН», установленного на верхнем щитке пилотов.

Прослушивание позывных сигналов наземных радиомаяков осуществляет штурман, при установке переключателя радиосвязей на абонентском аппарате СПУ в положение «СР».

Проверка работоспособности дальномера

Для прослушивания в телефонах позывных сигналов наземных радиомаяков и для обеспечения визуальной индикации сигналов дальномера установить органы управления в следующие положения:

- переключатель «СПУ - Радио» на абонентском аппарате СПУ штурмана - в положение «Радио», а переключатель радиосвязей - в положение «СР»;
- переключатель «Индикац. СД-РСБН» на верхнем щитке пилотов в положение «СД»;
- переключатель каналов на пульте управления - на номер канала наземного маяка.

Для проверки работоспособности дальномера:

- включить автомат защиты сети «СД» на щите АЗС;
- включать дальномер поворотом ручки «Гром - Вкл» вправо до упора;
- проверить исправность дальномера в режиме встроенного контроля, нажав кнопку «Контроль» на пульте управления через 2-3 мин после включения дальномера. При этом на индикаторах ИДР-1Б бленкеры откроются и будет отработано контрольное значение дальности (206,74±0,8) км, в телефонах штурмана будет прослушиваться непрерывный звуковой сигнал.

Проверку в режиме встроенного контроля можно выполнять на любом канале;

- выключить дальномер, установив ручку «Гром - Вкл» на пульте управления в крайнее левое положение.

Эксплуатация дальномера в полете.

Для использования дальномера в полете:

- включить дальномер и проверить его работоспособность в режиме встроенного контроля;
- установить на пульте управления канал маяка-ответчика согласно полетному заданию.

При входе самолета в зону уверенного приема сигналов маяка-ответчика на ИДР-1Б бленкеры откроются, а счетчики будут непрерывно отсчитывать значение наклонной дальности, в телефонах штурмана периодически будут прослушиваться позывные сигналы маяка-ответчика. (При этом переключатель радиосвязей на абонентском аппарате СПУ штурмана должен быть в положении «СР»).

При нахождении самолета вне зоны действия маяка-ответчика или в случае отказа дального

мера бленкеры закроются, то есть стрелки бленкеров «перечеркивают» показания дальности на индикаторах.

Пользоваться показаниями дальномера в этом случае **запрещается:**

- установить переключатель «ДМЕ - Резерв» в положение «Резерв», если самолет находится вне зоны действия маяка-ответчика, или по команде с земли.

После посадки выключить дальномер.

8.4.3. САМОЛЕТНЫЙ ДАЛЬНОМЕР СД-75

Общие сведения

Дальномер СД-75 предназначен для определения наклонной дальности до наземных маяков систем DME или TACAN при полетах по международным трассам.

Информация о дальности в цифровом виде поступает на индикаторы дальности ИСД-1, один установлен на средней панели приборной доски пилотов, другой - на приборной доске штурмана.

Каждый наземный маяк имеет свой частотный канал и передает сигнал опознавания с помощью азбуки Морзе, прослушиванием которого можно убедиться в правильном выборе канала.

Проверка работоспособности дальномера обеспечивается системой встроенного контроля (ВСК) дальномера. Функциональный контроль работоспособности дальномера производится ВСК автоматически при его работе.

Допусковый контроль осуществляется от кнопки «Контроль». При этом ВСК автоматически производит поэтапную поисковую проверку приемного и передающего трактов дальномера, устройства измерения дальности и схемы звукового опознавания.

Общая работоспособность оценивается по наличию звукового сигнала и поэтапной смене показаний на индикаторах ИСД-1.

Включение самолетного дальномера и управление им осуществляет штурман с пульта управления (ПУА) дальномера, установленного на рабочем месте штурмана.

Подготовка к полету

1. Включить дальномер, повернув вправо ручку «Громк. вкл» на ПУА.
2. Включить СПУ и установить переключатель радиосвязей на абонентских аппаратах штурмана и второго пилота в положение «СР».
3. Установить переключатель «СД-РСБН» на верхнем щитке пилотов и приборной доске штурмана в положение «СД».
4. Установить переключатель «DME - Резерв» в положение «DME», а переключатель каналов «М. мили - км» - в нужное положение.
5. Нажать кнопку «Контроль» на пульте.
6. Проверить поочередно индицирование на индикаторах ИСД-1:
 - нулей в течение 0,5-2 с;
 - черточек в течение 0,5-2 с;
 - значений 401,8-402,9 км (401,0-401,4 м. мили) в течение 0,5-2 с;
 - контрольное значение дальности $(2,2 \pm 0,4)$ км $[(1,2 \pm 0,2)]$ м. мили в течение 5-15с.
7. При наличии маяка DME в аэропорту установить канал, соответствующий частоте этого маяка, прослушать позывные маяка и определить дальность до маяка по индикатору дальности.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

8. Установить требуемую громкость в телефонах штурмана и второго пилота ручкой «Громк. вкл», подрегулировав сигнал прослушивания на своем абонентском аппарате СПУ ручками «Просл» или «Общая» в зависимости от положения переключателя «СПУ - Радио» на абонентском аппарате.

Эксплуатация полете

1. Включить дальномер и проверить его в режиме контроля.
2. Установить на пульте управления код, соответствующий частоте выбранного маяка, и переключатель радиосвязей на абонентском аппарате СПУ в положение «СР».
3. Прослушать позывные маяка и убедиться, что дальномер настроен на выбранный маяк.
4. Определить по индикаторам ИСД-1 дальность до наземного радиомаяка.
5. После посадки выключить дальномер.

Возможные неисправности и действия экипажа

Признак отказа	Действия экипажа
Дальномер не работает.	Проверить исправность предохранителя «СД» в РУ 115 В. Неисправный предохранитель заменить. Проверить работоспособность дальномера в режиме «Контроль». При отсутствии нужной последовательности смены показаний, при мигании нулей на индикаторах ИСД-1 и появлении сигнала «Отказ» отключить дальномер.

8.4.4. САМОЛЕТНЫЙ ОТВЕТЧИК СОМ-64

Общие сведения

Самолетный ответчик предназначен для работы с наземными радиолокационными станциями, входящими в систему УВД и обеспечивает автоматическую передачу информации о номере самолета, высоте полета. Ответчик работает в режимах:

- «УВД» и «РСР» - при полетах на внутрисоюзных авиалиниях;
- «RBS» - при полетах на международных авиалиниях.

Включение ответчика и управление им осуществляет КВС.

Пульты управления СО-63 и ИКАО установлены на верхнем щитке пилотов. Данные о высоте полета в ответчик поступают от высотомера УВИД-30-15К и ВЭМ-72ФГ.

Проверка работоспособности ответчика

Для проверки необходимо:

- включить автоматы защиты сети «СО», «УВИД» и «ВЭМ»;
- включить выключатель «УВИД»;

- установить переключатель режимов в положение «УВД»;
- установить на указателе высоты высотомера УВИД барометрическое давление аэродрома, при этом стрелка указателя высотомера должна показывать высоту (0±10) м;
- включить ответчик выключателем «СО-63»;
- проверить ответчик в режиме встроенного контроля через 2-3 мин после включения, для чего:
 - а) нажать кнопку «Контроль». Исправность ответчика индицируется непрерывным горением светосигнализатора «Контроль». Возможно влияние на работу ответчика работающих РЛС сантиметрового диапазона. В этом случае будет периодически загораться светосигнализатор «Контроль»;
 - б) установить переключатель режимов работы в положение «РСП». Нажать кнопку «Контроль»; исправность ответчика индицируется непрерывным горением светосигнализатора «Контроль»;
 - в) установить переключатель режимов работы в положение «RBS»; нажать кнопку «Контроль». Исправность ответчика индицируется непрерывным горением светосигнализатора «Контроль»;
- выключить ответчик выключателем «СО-63».

Эксплуатация ответчика в полете

1. Для использования ответчика на авиалиниях стран СНГ:

- перед рулением включить ответчик выключателем «СО-63»;
- установить переключатель режимов работы ответчика в положение «023М» или «Готов»;
- переключатель «Волна» установить в положение «2»;
- на исполнительном старте установить переключатель режимов работы в положение «УВД»;
- проверить, при необходимости, ответчик в режиме встроенного контроля;
- по командам диспетчера УВД установить переключатель «Волна» в положение «1» или «3»; нажать кнопку «Знак»; установить переключатель режимов в положение «РСП»;
- для передачи сигнала об аварийной обстановке включить переключатель «Авария», предварительно установив переключатель режимов работы в положение «УВД».

Примечание. Запрещается одновременно нажимать кнопки «Знак» и «Контроль».

2. Для использования ответчика на международных авиалиниях:

- перед рулением включить ответчик выключателем «СО-63»;
- на исполнительном старте переключатель режимов работы установить в положение «RBS»;
- установить переключатель режимов работа на пульте управления ИКАО в одно из положений «А» или «С» согласно полетному заданию или по команде диспетчера;
- установить переключатели «Набор номера» на пульте управления ИКАО согласно полетному заданию;
- проверить при необходимости ответчик в режиме встроенного контроля;

- установить переключателями «Набор номера» число «7600» при потере радиосвязи между самолетами и диспетчерским пунктом;
- установить переключателями «Набор номера» число «7700» для передачи сигнала об аварийной обстановке;
- включить выключатель «МЧ» по команде диспетчера аэропорта посадки.

Во время полета выключатель «МЧ» должен находиться в выключенном положении. После посадки до начала руления выключить ответчик.

8.4.5. САМОЛЕТНЫЙ ОТВЕТЧИК СО-72М

Общие сведения

Самолетный ответчик СО-72М предназначен для работы с отечественными и зарубежными вторичными радиолокаторами (ВРЛ) системы управления воздушным движением (УВД) и обеспечивает автоматическую передачу по запросу наземных ВРЛ сигналов для определения на земле радиолокационных координат самолета и данных, содержащих информацию о номере самолета и высоте его полета.

Ответчик имеет режимы работы:

«УВД» - основной режим при полетах на авиалиниях СНГ. В этом режиме ответчик обеспечивает работу с отечественными ВРЛ (информация о бортовом номере самолета и высоте полета, передаваемая ответчиком, отображается на индикаторе диспетчера УВД);

«РСП» - вспомогательный режим, предназначенный для наземной проверки ответчика, в отдельных случаях по команде диспетчера может устанавливаться во время полета на авиалиниях СНГ;

«УВД-М» - перспективный режим работы с отечественными ВРЛ. Режим в настоящее время не используется;

«АС» - основной режим при полетах на зарубежных авиалиниях. В этом режиме ответчик обеспечивает работу с зарубежными ВРЛ системы АТС RBS и с отечественными ВРЛ типа «Корень», работающими в соответствии с нормами ИКАО. Информация о четырехзначном идентификационном номере самолета и высоте полета, передаваемая ответчиком, отображается на табло диспетчера УВД;

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

«Готов» - включается при рулении самолета перед вылетом для уменьшения внутрисистемных помех. В этом режиме ответчик не излучает, находится во включенном состоянии («в горячем резерве»).

Датчиками высоты для ответчика служат барометрические электромеханические высотомеры:

- УВИД-30-15 - установлен на приборной доске второго пилота; подключается к ответчику в режимах «УВД», «РСП», «УВД-М»;
- ВЭМ-72ПБ - установлен на приборной доске штурмана; подключается к ответчику в режиме «АС».

При установке кремальеры высотомера УВИД-30-15 на давление, которое отличается от давления 760 мм рт. ст., ответчик выдает информацию об относительной высоте полета, а при установке кремальеры на давление 760 мм рт. ст. - об абсолютной высоте полета.

При установке кремальеры высотомера ВЭМ-72ПБ в любое положение ответчик выдает информацию только об абсолютной высоте полета.

Пульт управления ответчиком установлен на верхнем щитке КВС. Управление ответчиком осуществляет КВС.

Подготовка к полету

Убедиться в том, что органы управления на ПУ установлены в исходное положение:

- выключатель «СО-72М-Откл» - в положение «Откл»;
- переключатель режимов - в положение «Готов».

Проверить ответчик при помощи встроенного контроля:

- убедиться, что высотомер УВИД и ВЭМ включены и давление аэродрома вылета установлено;
- установить выключатель «СО-72М-Откл» в положение «СО-72М»;
- установить переключатель режимов в одно из положений, кроме «Готов», через 1-2 мин после включения электропитания;
- нажать кнопку «Контроль», светосигнальное табло на ПУ загорится белым светом (при неисправном ответчике светосигнальное табло горит красным светом);
- отпустить кнопку, светосигнальное табло погаснет. При наличии работающих ВРЛ светосигнальное табло на ПУ может периодически загораться при отпущенной кнопке «Контроль». Установить переключатель режимов в положение «Готов».

Эксплуатация в полете

Полет по авиалиниям стран СНГ

1. Перед выруливанием выключатель «СО-72М-Откл» установить в положение «СО-72М», а переключатель режимов работы - в положение «Готов».
2. На исполнительном старте переключатель режимов работы установить в положение «УВД».
3. По команде диспетчера УВД установить переключатель режимов работы в положение «РСП».
4. По команде диспетчера (для индивидуального опознавания) нажать кнопку «Знак».
5. При возникновении аварийной ситуации откинуть колпачок и включить выключатель «Авария».
6. Перед пересечением границы РДС нажать кнопку «Контроль» для проверки работоспособности ответчика (светосигнальное табло должно гореть белым светом).

После посадки переключатель режимов работы установить в положение «Готов».

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Полет по зарубежным авиалиниям

1. Перед вырубиванием (при пролете границ стран СНГ) переключателем «Код А» установить четырехзначный номер согласно полетному заданию (или указанный диспетчером).

Примечание. Номер устанавливается слева направо (например, требуется установить номер «46» - устанавливается «4600»).

2. На исполнительном старте переключатель режимов работы поставить в положение «АС».

3. По команде диспетчера переключатель режимов работы установить в положение «А».

4. Переключателем «Код А» установить номер:

- при аварийных ситуациях 7700;
- при потере радиосвязи 7600;
- при нападении на экипаж 7500.

После посадки переключатель режимов работы установить в положение «Готов».

Возможные неисправности и действия экипажа

Признак отказа	Действие экипажа
При нажатии кнопки «Контроль» светосигнальное табло горит красным светом.	Сообщить диспетчеру УВД о неисправности ответчика и выключить ответчик.

8.4.6. АППАРАТУРА «ВЕЕР-М»

Общие сведения

Аппаратура «Веер-М» является бортовым оборудованием радиотехнической системы ближней навигации (РСБН) и предназначена для решения задач навигации и посадки.

Аппаратура обеспечивает:

- определение на борту самолета азимута - А и дальности - Д относительно наземного радиомаяка;
- инструментальную посадку самолета;
- индикацию и опознавание самолета на наземном индикаторе кругового обзора.

Для решения задач навигации в системе используются наземные радиомаяки: РСБН-2Н, РСБН-4Н, РСБН-6Н, «Поле-Н». В режиме «Навигация» индикация азимута осуществляется на стрелки «2» указателей УПДБ-2 пилотов и указателя УШДБ-2 штурмана.

Сигналы аппаратуры «Веер-М» на указатели пилотов и штурмана коммутируются с сигналами радиоконпаса АРК-11 №2.

Коммутация сигналов осуществляется переключателями «Индикац. Прослуш. АРК №2 - РСБН», установленными на рабочих местах пилотов и штурмана.

Решение задач инструментальной посадки производится с помощью наземных радиомаяков ПРМГ-4.

В режиме «Посадка» курсоглиссадные сигналы положения самолета и сигналы готовности индицируются на приборы КППМ. Приборы КППМ установлены на левой и правой панелях приборной доски пилотов и на приборной доске штурмана. Курсоглиссадные сигналы и сигналы готовности аппаратуры «Веер-М» на приборы КППМ коммутируются с соответствующими сигналами аппаратуры «Ось-1». Коммутация сигналов осуществляется переключателем радиомаяков (внешняя ручка переключателя каналов) на пульте управления аппаратуры «Веер-М» и выключателем «Посадка ПРМГ - Откл» на рабочем месте штурмана.

Индикация наклонной дальности как в режиме «Навигация», так и в режиме «Посадка» осуществляется на цифровые индикаторы ИДР-1Б. Индикаторы ИДР установлены на средней панели приборной доски пилотов и на приборной доске штурмана. Сигналы дальности аппаратуры «Веер-М» на индикаторы ИДР коммутируются с сигналами дальности самолетного дальномера СД-67. Коммутация сигналов осуществляется переключателем «Индикац. СД - РСБН», установленным на верхнем щитке пилотов.

Включение аппаратуры «Веер-М» и управление ею осуществляет штурман с пульта управления, установленного на его рабочем месте.

Пилоты используют аппаратуру в полете на частотно-кодовых каналах и в режимах, установленных штурманом.

Переключатель типа радиомаяков установить в положение «0» для работы в режиме навигации или в положение «II» для режима посадки. Установить номер рабочего канала радиомаяка.

Примечание. Положением «I» переключателя типа радиомаяков временно не пользоваться.

Проверка работоспособности аппаратуры

Для обеспечения визуальной индикации сигналов аппаратуры «Веер-М» установить органы управления на рабочих местах пилотов и штурмана в следующие положения:

- переключатель «Индикац. Прослуш. АРК №2 - РСБН» - в положение «РСБН»;
- переключатель «Индикац. СД - РСБН» - в положение «РСБН».

Проверка работоспособности аппаратуры с помощью встроенного контроля

Включить электропитание аппаратуры «Веер-М» выключателем на пульте управления, при этом загорится светосигнальное табло «Посадка». После прогрева аппаратуры в течение 2-3 мин проверить ее работоспособность в режимах «Посадка» и «Навигация».

1. В режиме «Посадка»:

- установить переключатель радиомаяков в положение «7» и включить выключатель «Посадка ПРМГ - Откл»;
- нажать кнопку «Контроль» и удерживать ее не менее 2 с, при этом загорится светосигнализатор «Д» на пульте управления, на индикаторах ИДР должны убраться бленкеры и счетчики отработать контрольное значение дальности ($D=496,2\pm 0,1$ км); на приборах КППМ должны убраться бленкеры «К» и «Г», а курсовые и глиссадные планки положения должны отклониться вправо и вверх соответственно, а также должен загореться светосигнализатор «А» и отработаться контроль азимута.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

2. В режиме «Навигация»:

- установить переключатель радиомаяков в любое положение, кроме положения «7», а переключателем каналов выбрать такой канал (см. таблицу), на котором нет работающих наземных радиомаяков, при этом светосигнальное табло «Посадка» должно погаснуть;

Режим работы	Наземный радиомаяк	Положение органов управления	
		переключатель радиомаяков	переключатель каналов
«Посадка» «Навигация»	ПРМГ-4	7	1-40
	РСБН-2Н, РСБН-4Н или РСБН-6Н	0, 1, 2, 4, 5 или 6	1-88
	РСБН-6Н	3	89-176
	«Поле-Н»	3	1 - 176

- нажать кнопку «Контроль» и удерживать ее не менее 2 с, при этом на пульте должны загореться светосигнализаторы «А» и «Д», на индикаторах ИДР должны убратся бленкеры и счетчики отработать контрольное значение дальности ($D = 496,2 \pm 0,1$ км), на указателях УПДБ и УШДБ стрелки «2» должны отработать контрольное значение азимута ($A = 6,9 \pm 0,1^\circ$).

Проверка работоспособности аппаратуры по работающим наземным маякам.

1. В режиме «Навигация»:

- установить переключатель - радиомаяков в положение, соответствующее типу работающего наземного радиомаяка согласно таблице, а переключателем каналов - рабочий канал данного радиомаяка.

При этом на пульте управления должны загореться светосигнализаторы «А» и «Д» на указателях и индикаторах должны отработаться значения азимута и дальности относительно наземного радиомаяка.

2. В режиме «Посадка»:

- установить переключатель радиомаяков в положение «7» и включить выключатель «Посадка ПРМГ - Откл», при этом должно загореться светосигнальное табло «Посадка»;
- установить переключатель каналов на рабочий канал работающего наземного посадочного радиомаяка.

При этом должен загореться светосигнализатор «Д», а на ИДР должны убратся бленкеры и счетчики отработать значение дальности, равное удалению самолета от радиомаяка; должны закрыться бленкеры «К» и «Г» на приборах КППМ, а курсовая и глиссальная планки положения должны отклониться в стороны, соответствующие расположению равносигнальных зон курса и глиссады наземного радиомаяка.

Эксплуатация аппаратуры в полете

1. Для использования в режиме «Навигация»:

- установить переключатель радиомаяков и переключатель каналов в положения, соответствующие полетному заданию.

При входе самолета в зону уверенного приема сигналов наземного радиомаяка на указатели УПДБ-2, УШДБ-2 и индикаторы ИДР непрерывно выдаются текущие значения азимута и дальности:

- осуществить переход с одного радиомаяка на другой в соответствии с полетным заданием или по команде с земли;
- нажать по команде с земли кнопку «Опознавание» на верхнем щитке пилотов.

При нахождении самолета вне зоны действия наземного радиомаяка или в случае отказа аппаратуры светосигнализаторы «А» и «Д» на пульте управления должны погаснуть, а показания дальности на индикаторах будут «перечеркнуты» стрелками бленкеров.

2. Для использования аппаратуры в режиме «Посадка»:

- установить переключатель радиомаяков в положение «7» и включить выключатель «Посадка ПРМГ - Откл», при этом должно загореться светосигнальное табло «Посадка»;
- установить переключателем каналов рабочий канал наземного посадочного радиомаяка.

При входе самолета в зону уверенного приема сигналов курсоглиссанных радиомаяков на приборах КППМ бленкеры «К» и «Г» должны закрыться, на пульте управления должен загореться светосигнализатор «Д», планки положения должны показывать отклонение самолета от равносигнальных зон курса и глиссады и на индикаторах ИДР бленкеры должны убраться и будет отработано значение дальности до начала ВПП;

- пилотировать самолет строго по курсу и глиссаде (курсглиссанные планки приборов должны находиться в пределах центрального белого кружка), контролируя дальность до начала ВПП по индикаторам ИДР.

В случае отказа аппаратуры на пульте управления погаснут светосигнализаторы «А» и «Д», показания дальности на индикаторах будут «перечеркнуты» стрелками бленкеров, а на приборах КППМ бленкеры «К» и «Г» откроются.

Пользоваться аппаратурой в этом случае **запрещается**.

Произведя посадку, отключить аппаратуру.

8.4.7. АВТОМАТИЧЕСКИЙ РАДИОКОМПАС АРК-15М

Общие сведения

Автоматический радиокompас предназначен для самолетовождения по приводным и радиовещательным станциям.

Радиокompас обеспечивает:

- выполнение полетов на радиостанцию или от нее с непрерывной индикацией курсового угла (КУР);
- определение пеленга радиостанции;
- выполнение вместе с другой аппаратурой захода на посадку;
- прием и прослушивание позывных сигналов радиостанции, работающих в диапазоне частот 150÷1799,5 кГц.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

На самолете установлено два двухпультовых комплекта радиоконпаса (АРК № 1 и 2).

Пульты управления АРК № 1 и 2 расположены на верхнем щитке пилотов и на рабочем месте штурмана.

Радиоконпас позволяет производить бесподстроечную настройку на любую частоту с дискретностью 0,5 кГц и погрешностью ± 100 Гц.

Предусмотрена возможность предварительной настройки каждого комплекта радиоконпаса на две частоты.

Включение предварительно набранной частоты осуществляется переключателем «Канал».

Переключение управления каждого комплекта радиоконпаса с одного пульта на другой осуществляется нажатием кнопки «Упр». При нажатии кнопки «Упр» загорается подсвет пульта и управление радиоконпасом передается на этот пульт.

Индикация курсовых углов приводных радиостанций осуществляется на указатели УЩДБ-2 штурмана и УПДБ-2 пилотов: КУР-1 индицируется на стрелки «1», КУР-2 - на стрелки «2».

Сигналы КУР-1 на указатели пилотов и штурмана коммутируются с сигналами радиоконпаса АРК-УД. Коммутация сигналов осуществляется переключателями «Индикац. прослуш. АРК.№1 - АРК-УД», установленными на верхнем щитке пилотов и верхнем щитке штурмана.

Сигналы КУР-2 на указатели пилотов и штурмана коммутируются с сигналами аппаратуры «ВЕР-М».

Коммутация сигналов осуществляется переключателями «Индикац. прослуш. РСБН - АРК № 2», установленными на верхнем щитке пилотов и на верхнем щитке штурмана.

Прослушивание сигналов радиостанций обеспечивается при установке на абонентских аппаратах СПУ (ААСПУ) переключателя радиосвязей в положение «РК1» (или «РК2» АРК №2) и переключателя «СПУ - Радио» в положение «Радио» через телефоны:

- у КВС и радиста - при установке на верхнем щитке пилотов левого переключателя «Индикац. прослуш. АРК № 1 - АРК-УД» (или «Индикац. прослуш. РСБН - АРК №2») в положение «АРК № 1» (или «АРК №2»);
- у пилота и штурмана - при установке на их рабочих местах переключателя «Индикац. прослуш. АРК № 1 - АРК-УД» (или «Индикац. прослуш. РСБН - АРК №2») в положение «АРК № 1» (или «АРК №2»).

Включение радиоконпасов № 1 и 2 и управление ими осуществляет штурман. КВС и второй пилот могут управлять радиоконпасами со своих пультов, нажав предварительно кнопку «Упр».

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ РАБОТЕ КВ (СВ) РАДИОСТАНЦИИ В РЕЖИМЕ ПЕРЕДАЧИ (ГОРЯТ СВЕТОСИГНАЛЬНЫЕ ТАБЛО «РАБОТАЕТ ПРД КВ--СВ» НА ПРИБОРНЫХ ДОСКАХ ПИЛОТОВ И ШТУРМАНА) НЕ РЕКОМЕНДУЕТСЯ СНИМАТЬ ЗНАЧЕНИЕ КУР.

Проверка работоспособности радиокompаса

Работоспособность радиокompаса проверяется по его настройке на частоту ДПРМ и БПРМ.

Для настройки АРК-15М выполнить следующее:

- убедиться, что АЗС «АРК № 1» и «АРК № 2» включены;
- установить на абонентских аппаратах СПУ штурмана, КВС, второго пилота и радиста переключатели в положение «Радио» и «РК1» (или «РК2»);
- установить переключатели «Индикац прослуш АРК № 1 - АРК-УД» штурмана, КВС и второго пилота в положение «АРК № 1»;
- установить переключатели «Индикац прослуш РСБН - АРК № 2» штурмана, КВС и второго пилота в положение «АРК № 2»;
- установить переключатель режимов на пульте управления радиокompасом АРК № 1 (АРК № 2) штурмана в положение «Ант» и нажать кнопку «Упр»;
- плавно вращая ручку «Громк», установить ее в положение максимальной громкости и убедиться в увеличении громкости прослушивания собственных шумов приемника;
- установить переключатель «Канал 1-2» в положение «1»;
- установить ручками наборного устройства первого канала частоту ДПРМ. В телефонах должны прослушиваться позывные ДПРМ;
- отрегулировать ручкой «Громкость просл» на абонентских аппаратах требуемую громкость прослушиваемых сигналов;
- установить переключатель режимов работы в положение «Ком» Стрелки УПДБ-2 и УШДБ-2 займут положение, соответствующее направлению на ДПРМ;
- нажать кнопку «Рамка» и отвести стрелки КУР на 150-170° от положения пеленга. После отпускания кнопки стрелки должны возвратиться в положение пеленга;
- перевести переключатель «Канал 1-2» в положение «2», а переключатель режимов работы - в положение «Ант»;
- установить ручками наборного устройства второго канала частоту БПРМ. В телефонах должны прослушиваться позывные БПРМ;
- установить переключатель режимов в положение «Ком» убедиться, что стрелки УПДБ-2 и УШДБ-2 займут положение, соответствующее КУР БПРМ.

Эксплуатация в полете

Включить радиокompасы и установить частоты ДПРМ и БПРМ аэродрома вылета.

Основным режимом работы радиокompаса в полете является режим «Ком».

Режим «Ант» включать для прослушивания сигналов радиостанции при настройке радиокompаса, а также в случае, когда необходимо убедиться в правильности выбора приводной радиостанции.

При подходе к аэродрому посадки установить частоту ДПРМ на АРК-1 и БПРМ на АРК-2.

После посадки выключить радиокompасы.

Возможные неисправности и действие экипажа

Признак отказа	Действия экипажа
Наблюдаются колебания и уход стрелок всех индикаторов, пропадает сигнал прослушивания радиокompаса № 1 (№ 2).	Проверить правильность установки автомата защиты сети, органов управления на пульте АРК, на абонентском аппарате СПУ, переключателей «Индикац. прослуш. РСБН - АРК № 2» и «Индикац. прослуш. АРК № 1 - АРК-УД».
Показания КУР не соответствуют расчетным.	Проверить правильность настройки частоты станции и ее позывные.
Отсутствует прослушивание и не осуществляется пеленгование.	Переключить на второй пульт управления, выключить неисправный АРК.
Радиокompас нормально работает только в режиме «Рамка».	Переключить на второй пульт управления. Если работоспособность не восстановилась, установить переключатель режимов работы в положение «Рам» и осуществлять пеленгование радиостанции на слух. Запрещается работа радиокompаса во всех режимах, кроме режима «Рамка».
Пеленгование не осуществляется. В режиме «Антенна» прослушиваются сигналы радиостанции.	Перейти на второй пульт управления. Если работоспособность не восстановилась, установить переключатель режимов работы в положение «Ант». Использовать радиокompас в качестве резервного радиоприемника. Неисправный АРК выключить. Пользоваться исправным радиокompасом № 2 (№ 1).

8.4.8. АППАРАТУРА ПОСАДКИ «Ось-1»

Общие сведения

Бортовая аппаратура посадки «Ось-1» предназначена для выполнения инструментальной посадки по системам ILS или СП

Аппаратура «Ось-1» обеспечивает определение:

- угловых отклонений самолета от равносигнальных зон курсового и глиссидного посадочных радиомаяков;
- момента пролета самолетом наземных маркерных радиомаяков.

В аппаратуре осуществлено резервирование курсового и глиссидного приемников с автоматическим подключением второго комплекта в случае выхода из строя первого.

Включение аппаратуры и управление ею осуществляют пилоты с блока управления, установленного на верхнем щитке пилотов.

Курсоглиссидные сигналы положения самолета и сигналы готовности индицируются на приборы КППМ пилотов и штурмана.

Курсоглиссидные сигналы и сигналы готовности аппаратуры «Ось-1» на приборы КППМ коммутируются с курсоглиссидными сигналами и сигналами готовности аппаратуры «Веер-М».

Коммутация сигналов осуществляется с помощью переключателя радиомаяков (внешняя ручка переключателя каналов) на пульте управления аппаратуры «Веер-М» и выключателя «Посадка ПРМГ - Откл» на рабочем месте штурмана. Позывные наземных курсовых радиомаяков прослушиваются в телефонах пилотов при установке переключателей радиосвязей на их абонентских аппаратах СПУ в положение «СР» только при посадке по маякам системы ILS. Визуальная индикация момента пролета маркерных радиомаяков системы ILS осуществляется на светосигнальных табло с надписями «Дальний», «Средний», «Маркер», а маяков системы СП - на светосигнальных табло «Маркер». Светосигнальные табло установлены на левой и правой панелях приборной доски пилотов. На светосигнальных табло имеются кнопки «Контроль» для проверки исправности светосигнализаторов.

Звуковая сигнализация момента пролета маркерных радиомаяков осуществляется:

- в телефоны пилотов независимо от положения переключателей на их абонентских аппаратах СПУ;
- на электрический звонок, установленный на верхнем щитке пилотов.

Проверка работоспособности аппаратуры

Для проверки необходимо:

- установить органы управления радиоаппаратурой в следующие положения: переключатель «СПУ - Радио» на абонентском аппарате СПУ - в положение «Радио», а переключатель радиосвязей - в положение «СР»;
- включить автоматы защиты сети «Ось. комплект I», «Ось. комплект II» в «МРП»;
- включить выключатели «Вкл. I» и «Вкл. II» на блоке управления;
- проверить исправность ламп световой индикации, нажав кнопку «Контроль» на светосигнальных табло. При нажатии кнопки должны одновременно загореться все лампы светосигнального табло;
- проверить исправность аппаратуры в режиме встроенного контроля для чего:

а) установить переключатель «ILS - СП-50» на пульте управления в положение «СП-50», а ручкой установки частот - частоту 110,1 МГц или 110,3 МГц;

б) нажать левую кнопку «Контроль» на пульте управления. Бленкеры «К» и «Г» на приборах КППМ закрываются: курсовая и глиссальная планки положения отклонятся влево и вниз и займут положение за 3-й точкой, на светосигнальных табло загорится надпись «Маркер», зазвонит звонок, а в телефонах пилотов будет прослушиваться звуковой сигнал частотой 3000 Гц. Отпустить кнопку;

в) нажать среднюю кнопку «Контроль». Бленкеры закроются, курсовая и глиссальная планки положения будут находиться в пределах среднего белого кружка, на светосигнальных табло загорится надпись «Средний», зазвонит звонок, а в телефонах пилотов будет прослушиваться звуковой сигнал частотой 1300 Гц. Отпустить кнопку;

г) нажать правую кнопку «Контроль». Бленкеры закроются, курсовая и глиссальная планки положения отклонятся вправо и вверх и займут положение за 3-й точкой, на светосигнальных табло загорится надпись «Дальний», зазвонит звонок, а в телефонах пилотов будет прослушиваться звуковой сигнал частотой 400 Гц. Отпустить кнопку;

- проверить обеспечения резервирования аппаратуры, для чего выключить выключатель «Вкл. I» на блоке управления и повторить проверку исправности в режиме встроенного контроля;

- включить выключатель «Вкл. I»;
- установят переключатель «ILS - СП-50» в положение «ILS» и выполнить проверку работоспособности так же, как и в режиме «СП-50»;
- выключить выключатели «Вкл. I» и «Вкл. II» на блоке управления.

Эксплуатация аппаратуры «Ось-1» в полете

Для использования аппаратуры в полете:

- включить аппаратуру «Ось-1» и проверить ее работоспособность в режиме встроенного контроля;
- установить переключатель «ILS - СП-50» в положение, соответствующее системе посадки, а ручкой установки частот - частоту курсового маяка аэродрома посадки.

При входе в зону уверенного приема сигналов курсового радиомаяка бленкеры курса на приборах КППМ закроются, а курсовые планки положения курса отклонятся в сторону равносигнальной зоны курсового маяка:

при заходе на посадку по системе ILS прослушать позывные сигналы курсового маяка, отрегулировав требуемую громкость регулятором «Общая» на абонентском аппарате СПУ (переключатель радиосвязей на абонентском аппарате СПУ в положение «СР»).

Примечание. При заходе на посадку по системе ILS, СП на самолетах, оборудованных изделиями Р-836, УС-8, СВБ-5, сигналы курсового маяка не прослушиваются.

При входе в зону уверенного приема сигналов глиссидного радиомаяка бленкеры глиссады на приборах КППМ закроются, а глиссидные планки положения отклонятся вверх.

При подходе самолета к равносигнальной зоне глиссады глиссидные планки приблизятся к нулевому индексу.

При пилотировании самолета строго по курсу и глиссаде курсоглиссидные планки приборов КППМ должны находиться в пределах центрального белого кружка.

При посадке по системе ILS в момент пролета дальнего, среднего и ближнего маркерных радиомаяков звенит звонок, поочередно загораются надписи «Дальний», «Средний», «Маркер на светосигнальных табло, а в телефонах пилотов прослушивается звуковой сигнал частотой 400 Гц, 1300 Гц и 3000 Гц.

При посадке по системе СП в момент пролета дальнего и ближнего маркерных радиомаяков звенит звонок, но загорается только надпись «Маркер» на светосигнальных табло, а в телефонах пилотов прослушивается звуковой сигнал частотой 3000 Гц.

Для отличия дальнего и ближнего радиомаяков световая и звуковая сигнализации манипулируются:

- для дальнего маяка - два тире в секунду;
- для ближнего маяка - шесть точек в секунду.

При нахождении самолета вне зоны действия посадочного радиомаяка или в случае отказа аппаратуры на приборах КППМ открываются бленкеры.

Пользоваться аппаратурой при открытых бленкерах **запрещается**.

При работе КВ-радиостанции на передачу возможно ее влияние на кратных частотах на курсовой канал аппаратуры «Ось-1».

После посадки выключить аппаратуру.

8.4.9. НАВИГАЦИОННО-ПОСАДОЧНАЯ АППАРАТУРА «КУРС МП-2»

Общие сведения

Навигационно-посадочная аппаратура «Курс МП-2» предназначена для обеспечения полетов по сигналам наземных радиомаяков VOR международной системы ближней навигации, для выполнения предпосадочных маневров и заходов на посадку по сигналам посадочных радиомаяков международной системы ILS и систем типа СП.

Аппаратура является радиотехническим средством, состоящим из УКВ-радиоприемников и устройств обработки информации и преобразования ее в сигналы:

- бокового положения самолета в горизонтальной плоскости относительно оси ВПП;
- продольного положения самолета относительно плоскости, проходящей под углом глиссады снижения (положение самолета в вертикальной плоскости);
- бокового положения самолета относительно линии заданного пути (ЛЗП);
- магнитного азимута радиомаяка VOR;
- индикации пролета маркерных радиомаяков (МРМ);
- опознавания работающих курсовых радиомаяков (КРМ) VOR и ILS.

В состав аппаратуры, установленной на самолете, входят комплекты № 1 и 2, работающие независимо, которыми управляют КВС и второй пилот.

Управление каждым комплектом осуществляется со своего блока управления (БУ) и селектора курса (СК).

Общими блоками для обоих комплектов, с которых осуществляется управление аппаратурой, является селектором систем (СС), а также блок установки электробаланса и контроля нуля СП.

Индикация сигналов аппаратуры осуществляется комбинированными пилотажно-посадочными приборами (КППМ), указателями УПДБ-2 КВС и второго пилота и указателем УЩДБ-2 штурмана.

Примечание. Второй пилот имеет возможность отключить свой КППМ и подключить КППМ штурмана переключателем «Стрелки полож. КППМ. Штурман - на себя». При этом на КППМ штурмана будут индицироваться те же сигналы, что и на КППМ второго пилота.

При работе аппаратуры с радиомаяками VOR индикация осуществляется:

- на УПДБ и УЩДБ - сигналов азимута радиомаяка (стрелками «1» -от комплекта № 1, стрелками «2» - от комплекта №2);
- на КППМ - сигналов отклонения от ЛЗП и готовности курса.

При работе аппаратуры с посадочными радиомаяками систем ILS или типа СП на приборах КППМ осуществляется индикация следующих сигналов:

- готовности курса;
- готовности глиссады;

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

- отклонения от равносигнальной зоны курса;
- отклонения от равносигнальной зоны глиссады снижения.

Подключение КППМ КВС и второго пилота к выходам радиоприемных устройств аппаратуры осуществляется переключателем режимов «РСБН-РСБН/СП-50-1-совм.-2» на СС при его установке в одно из положений следующим образом:

- «РСБН». КППМ подключается к выходным устройствам аппаратуры РСБН;
- «РСБН/СП-50». Положение переключателя на самолете не задействовано;
- «1». КППМ пилотов подключается к выходным устройствам курсового и глиссадного приемников комплекта № 1 (при наличии сигналов готовности комплекта № 1);
В случае выхода из строя курсового или глиссадного канала комплекта № 1 происходит автоматическое подключение комплекта №2. При этом обязательным является работа комплекта №2 в режиме посадки и его исправность. В случае восстановления работоспособности комплекта № 1 приборы вновь автоматически подключаются к нему;
- «Совм». КППМ КВС подключается к выходным устройствам комплекта № 1, а КППМ второго пилота - к комплекту № 2. При этом в случае выхода из строя любого из комплектов автоматического переключения на исправный комплект не происходит;
- «2». КППМ подключаются к выходным устройствам комплекта № 2. Автоматического переключения на комплект № 1 не происходит.

Одновременно с установкой переключателя режимов в одно из указанных положений на светосигнализаторы КВС и второго пилота выдается индикация режима работы комплектов № 1 и 2 аппаратуры и загораются соответствующие светосигнализаторы «VOR», «ILS», «СП-50» или «РСБН» на верхнем пульте пилотов.

Индикация сигналов на УПДБ, УШДБ и прослушивание их в телефонах пилотов и штурмана от комплектов № 1 и 2 аппаратуры коммутируются с сигналами радиоконпасов АРК-11 № 1 и 2, АРК-УД и аппаратуры РСБН с помощью переключателей «Индикация. Прослушивание. VOR1 - АРК1-АРК-УД» и «Индикация. Прослушивание. VOR2-АРК2-РСБН», установленных на рабочих местах КВС, второго пилота и штурмана. При этом для прослушивания сигналов органы управления на абонентских аппаратах СПУ пилотов и штурмана должны быть установлены:

- переключатели «СПУ - Радио» - в положение «Радио»;
- переключатели радиосвязи - в положение «РК1» для прослушивания сигналов, принимаемых комплектом №1 (АРК-11 №1, АРК-УД) или в положение «РК2» для прослушивания сигналов, принимаемых комплектом №2 (АРК-11 № 2, РСБН).

МРМ комплектов № 1 и 2 обеспечивают тональную (в телефоны пилотов) и световую (на светосигнальные табло «Дальний», «Средний» и «Маркер») сигнализацию о пролете МРМ. При этом комплект № 1 обеспечивает сигнализацию КВС, а комплект №2 - второму пилоту. Сигнализация в телефонах пилотов не зависит от положения органов управления на абонентских аппаратах СПУ.

Сигнализация срабатывает при пролете дальнего или маршрутного, среднего и ближнего МРМ, загорается соответствующее светосигнальное табло («Дальний», «Средний», «Маркер») и в телефоны пилотов подается тональный сигнал 400, 1300 и 3000 Гц соответственно.

В режиме работы «СП-50» загораются только светосигнальные табло «Маркер», но при этом

тональная сигнализация при пролете дальнего маркерного радиомаяка выдается в виде серии тире, а при пролете ближнего - в виде серии точек.

ВНИМАНИЕ: 1. ПРИ ПОЛЕТЕ В РЕЖИМЕ VOR НА ЧАСТОТЕ 117,95 МГц, НЕОБХОДИМАЯ ДЛЯ НОРМАЛЬНОЙ РАБОТЫ АППАРАТУРЫ ОТСТРОЙКА РАДИОСТАНЦИЙ СОСТАВЛЯЕТ 0,6 МГц ДЛЯ УКВ-1 И 1,5 МГц ДЛЯ УКВ-2.
2. ПРИ РАБОТЕ КВ-РАДИОПЕРЕДАТЧИКА И КУРСОВОГО РАДИОПРИЕМНИКА АППАРАТУРЫ НА КРАТНЫХ ИЛИ БЛИЗКИХ К КРАТНЫМ ЧАСТОТАМ ($\Delta f \leq 20$ кГц) ВОЗМОЖНО ВЫПАДЕНИЕ БЛЕНКЕРОВ И КОЛЕБАНИЕ КУРСОВЫХ СТРЕЛОК.

Для исключения помех работе аппаратуры от радиостанции на частотах, совпадающих и в полосе отстройки, не рекомендуется включать радиостанцию на передачу при заходе на посадку.

Проверка работоспособности аппаратуры

1. Убедиться, что органы управления аппаратурой находятся в исходном положении:

- автоматы защиты «Курс МП № 1», «Курс МП №2» и «Сигнализ. Курс МП» на щите АЗС - в включенном положении;
- выключатели «Курс МП № 1 – Откл» и «Курс МП № 2- Откл» на верхнем пульте пилотов - в положении «Откл»;
- переключатели «Индикация. Прослушивание. VOR1 - АРК1 - АРК-УД» и «Индикация. Прослушивание. VOR2 - АРК2 - РСБН» на верхнем пульте пилотов и верхнем пульте штурмана - в положении «VOR1» и «VOR2»;
- переключатель «Стрелки полож. КППМ. Штурман - На себя» на правом пульте пилотов - в положении «Штурман»;
- переключатель режимов на СС - в положении «Совм», а переключатель «Маркер Марш. - Посадка» - в положении «Посадка»;
- переключатели «СПУ - Радио» и радиосвязей на абонентских аппаратах СПУ пилотов и штурмана - в положении «Радио» и «РК1» (на абонентском аппарате СПУ КВС), «РК2» (на абонентских аппаратах СПУ второго пилота и штурмана).

2. Включить выключатели «Курс МП № 1 - Откл» и «Курс МП № 2 - Откл». Дать возможность прогреться аппаратуре в течение 5 мин.

3. Подключить гарнитур (шлемофоны) к абонентским аппаратам СПУ пилотов и штурмана.

4. Установить на БУ № 1 и 2 частоту, соответствующую частоте работающего радиомаяка VOR аэродрома вылета, при этом загорятся светосигнализаторы «VOR» на верхнем пульте пилотов.

При нахождении самолета в зоне действия радиомаяка VOR на КППМ КВС и штурмана закроются бленкеры «К», стрелки положения курса отклонятся в стороны, стрелки на УПДБ и УШДБ укажут азимут, светосигнализаторы «К1» и «К2» на СС погаснут, а в телефонах пилотов и штурмана прослушиваются позывные сигналы радиомаяка.

5. Отрегулировать требуемую громкость прослушивания ручкой «Громкость» - «Общая» на своем абонентском аппарате СПУ.

6. Установить переключатель «Стрелки полож. КППМ. Штурман - На себя» в положение «На себя», при этом на КППМ второго пилота закроется бленкер «К», а стрелка положения курса отклонится в сторону.
 7. Отключить электропитание комплекта № 2 выключателем «Курс МП № 2 - Откл».
 8. Установить переключатель режимов на СС в положение «1», а переключатели радиосвязей на абонентских аппаратах СПУ второго пилота и штурмана в положение «РК1».
 9. Установить переключатель «ILS - СП-50» на СС в наложение «ILS» («СП-50»), при этом на верхнем пульте пилотов загорятся светосигнализаторы «ILS» («СП-50»).
 10. Установить на БУ № 1 и 2 частоту, соответствующую частоте работающего радиомаяка ILS (СП). При нахождении самолета в зоне действия наземных радиомаяков ILS (СП) на КППМ закроются бленкеры «К» и «Г», стрелки положения глиссады отклонятся вверх, а стрелки положения курса - в сторону расположения равносигнальной зоны КРМ, на СС погаснут светосигнализаторы «К1», «Г1», в телефонах будут прослушиваться позывные сигналы КРМ (только при работе с наземным радиомаяком ILS).
 11. Включить электропитание комплекта №2 выключателем «Курс МП №2 - Откл» и отключить электропитание комплекта № 1 выключателем «Курс МП № 1 - Откл».
 12. Установить переключателя радиосвязей на абонентских аппаратах СПУ пилотов и штурмана в положение «РК2».
 13. Установить на БУ №2 частоту, соответствующую частоте работающего радиомаяка ILS (СП) и выполнить операции п. 10.
 14. Проверить в режиме «СП-50» при выполнении работ, указанных в пп. 10-13, и в случае необходимости установить баланс курсового канала комплектов № 1 и 2, для чего нажать ручки «Баланс СП-50. I» и «Баланс СП-50. II» на блоке установки электробаланса и контроля нуля СП. При этом бленкеры «К» на КППМ должны открыться, а стрелки положения курса установиться в пределах нулевых индексов. Если стрелки положения сдвинуты, то поворотом ручек установить их на нулевые индексы.
- Включить электропитание комплекта № 1.

Эксплуатация аппаратуры в полете

Выполнение полета по маякам VOR

1. Установить органы управления:

а) на СС:

- переключатель «Маркер. Марш. - Посадка» - в положение «Марш»;
- переключатель режимов - в положение, соответствующее условиям полета (полетному заданию);

б) на рабочих местах пилотов и штурмана переключатели «Индикация. Прослушивание. VOR1-АРК1-АРК-УД» и «Индикация. Прослушивание. VOR2-АРК2-РСБН» - в положение «VOR 1» и «VOR 2»;

в) на правом пульте пилотов переключатель «Стрелки полож. КППМ. Штурман - На себя» в положение, соответствующее условиям полета (полетному заданию);

г) на абонентских аппаратах СПУ пилотов и штурмана:

- переключатели «СПУ - Радио» - в положение «Радио»;
- переключатели радиосвязей - в положение «РК1» (для прослушивания комплекта № 1) или «РК2» (для прослушивания комплекта №2).

2. Установить на БУ № 1 и 2 частоту выбранного радиомаяка (радиомаяков), при этом загорятся светосигнализаторы «VOR» на верхнем пульте пилотов. При нахождении самолета в зоне действия радиомаяка (радиомаяков) на КППМ закроются бленкеры «К», на СС погаснут светосигнализаторы «К1» и «К2», на УПДБ и УШДБ стрелки покажут азимут, в телефонах будут прослушиваться позывные сигналы радиомаяка (радиомаяков).

3. Убедиться, что прослушиваются позывные сигналы выбранного радиомаяка (радиомаяков), и отрегулировать требуемую громкость прослушивания ручкой «Громкость» - «Общая» на своем абонентском аппарате СПУ.

4. Снять показания по УШДБ (УПДБ) или определить местоположение самолета (МС) при работе по двум радиомаякам по показаниям УШДБ (УПДБ).

5. Установить на СК № 1 (№2) заданный азимут на радиомаяк. Для полета по ЛЗП удерживать стрелки положения курса КППМ на нулевых индексах. При полете на радиомаяк на СК горит светосигнальное табло «На», при пролете радиомаяка оно гаснет и загорается светосигнальное табло «От», срабатывает сигнализация пролета маршрутного МРМ (загораются светосигнальные табло «Дальний») и в телефоны пилотов подается тональный сигнал 400 Гц. Переключатель принудительной смены индикации на СК используется при изменении курса на 180° до пролета радиомаяка. Во всех других случаях переключатель принудительной смены индикации на СК должен быть установлен в нижнее положение.

Заход на посадку по радиомаякам ILS или СП

1. Перед посадкой (взлетом) установить органы управления:

а) на СС:

- переключатель «ILS-СП-50» - в положение «ILS» или «СП-50» (в зависимости от системы посадки на аэродроме);
- переключатель «Маркер. Марш. - Посадка» - в положение «Посадка»;
- переключатель режимов - в положение «1»;

б) на правом пульте пилотов переключатель «Стрелки полож. КППМ. Штурман - На себя» - в положение «На себя»;

в) на верхнем пульте пилотов переключатели «Индикация. Прослушивание. VOR1-АРК1 - АРК-УД» и «Индикация. Прослушивание. VOR2-АРК2-РСБН» - в положение «VOR1» и «VOR 2»;

г) на абонентских аппаратах СПУ пилотов:

- переключатель «СПУ - Радио» - в положение «РК1» (у КВС) и в положение «РК2» (у второго пилота).

2. Установить на БУ № 1 и 2 частоту, соответствующую частоте наземного радиомаяка аэродрома посадки (вылета), при этом загорятся светосигнализаторы «ILS» («СП-50») на верхнем пульте пилотов.

При входе в зону действия курсового и глиссадного радиомаяков закроются бленкеры «К» и «Г» на КППМ, а стрелки положения курса и глиссады отклонятся в стороны расположения равносигнальных зон курса и глиссады; гаснут светосигнализаторы «К1», «Г1», «К2», «Г2» на СС. При посадке по системе ILS убедиться по прослушиванию позывных сигналов в правильном выборе канала наземного радиомаяка аэродрома посадки.

Примечание. При открытых бленкерах «К» и «Г» на КППМ и горящих светосигнализаторах «К1», «Г1», «К2», «Г2» на СС пользоваться аппаратной **запрещается**.

3. Проверить в режиме «СП-50» и в случае необходимости установить баланс курсового канала комплектов № 1 и 2.
4. Пилотировать самолет так, чтобы стрелки положения курса и глиссады пересеклись на нулевом индексе; это значит, что самолет находится на траектории посадки.
5. Удерживать стрелки положения курса и глиссады на нулевых индексах для выхода на ось ВПП.
6. Контролировать дальность до ВПП по срабатыванию световой и тональной сигнализации момента пролета МРМ.
7. Отключить электропитание комплектов № 1 и 2 после посадки.

8.4.10. РАДИОВЫСОТОМЕР РВ-5

Общие сведения

Радиовысотомер РВ-5 предназначен для непрерывного автоматического измерения истинной высоты полета самолета независимо от условий погоды и времени суток.

Радиовысотомер РВ-5 обеспечивает:

- визуальную индикацию данных о текущей высоте;
- звуковую и световую сигнализацию пролета заданной высоты, заранее устанавливаемой пилотами;
- световую сигнализацию отказа радиовысотомера;
- автоматическое отключение на высотах более 2500-3000 м над уровнем моря и автоматическое включение при снижении самолета до этой высоты.

Включение радиовысотомера РВ-5 и управление им осуществляет КВС.

На левой панели приборной доски пилотов установлены:

- указатель высоты УВ-5 со шкалой от 0 до 750 м;
- выключатель электропитания «Радиовысотомер. Вкл. - Откл»;
- переключатель «Горы - Равнина».

Штурман осуществляет индикацию и контроль значений текущей высоты по указателю УВ-5 со шкалой 0-750 м, установленному на приборной доске штурмана.

Звуковые сигналы пролета «заданной» высоты в телефоны КВС подаются независимо от положения переключателей на его абонентском аппарате СПУ.

Проверка работоспособности радиовысотомера

Проверку радиовысотомера РВ-5 производит КВС. Штурман сверяет показания высоты, на своем указателе с показаниями указателя КВС и убеждается в одновременном срабатывании сигнализации на указателях, поддерживая связь с КВС по СПУ.

Для проверки работоспособности:

- включить автомат защиты сети «РВ» на щите АЗС;
- установить выключатель электропитания «Радиовысотомер. Вкл. - Откл» - в положение «Вкл».

После прогрева радиовысотомера стрелка указателя высоты должна устанавливаться в пределах $(0 \pm 0,8)$ м;

- проверить работоспособность радиовысотомера РВ-5 в режиме встроенного контроля, для чего нажать кнопку «Контроль» на указателе высоты, при этом стрелка указателя покажет контрольную высоту $(15 \pm 1,5)$ м и загорится светосигнализатор «Контроль»;
- отпустить кнопку «Контроль» - стрелка установится на нулевое деление шкалы;
- проверить работоспособность звуковой и световой сигнализации заданной высоты, установив ручкой «Устан. высот» индекс «заданной» высоты против риски 10 м по шкале указателя высоты.

Нажать кнопку «Контроль» и удерживать ее до отработки стрелкой указателя контрольной высоты. Отпустить кнопку «Контроль», при возвращении стрелки к нулю и прохождении значения высоты $(10 \pm 0,5)$ м (индекса) загорятся светосигнализатор «Контроль» на указателе и светосигнальное табло «Н» на козырьках над левой и правой панелями приборной доски, а в телефонах командира воздушного судна будет прослушиваться звуковой сигнал продолжительностью 3--9 с. Светосигнализатор «Контроль» и светосигнальное табло «Н» будут гореть непрерывно до тех пор, пока стрелка указателя будет находиться на делении меньше, чем деление, на которое установлен индекс;

- установить выключатель «Радиовысотомер. Выкл. - Откл» в положение «Откл».

Примечание. Ручка «Устан. высот» на указателе УВ-5 штурмана не задействована.

Эксплуатация радиовысотомера в полете

Для использования радиовысотомера на взлете и посадке:

- включить высотомер перед взлетом и проверить его работоспособность в режиме встроенного контроля;
- установить переключатель «Горы - Равнина» и индекс «заданной» высоты согласно полетному заданию.

С набором высоты стрелка указателя должна плавно подниматься до упора. На высотах более 750 м стрелка указателя должна находиться на правом упоре, а при снижении – плавно опускаться до нуля.

В момент прохождения стрелкой указателя индекса «заданной» высоты загорятся светосигнализаторы «Контроль» на указателях и светосигнальное табло «Н», а в телефонах КВС будет прослушиваться звуковой сигнал продолжительностью 3-9 с.

Светосигнализатор будет гореть непрерывно до тех пор, пока стрелка указателя будет находиться на делении, меньшем, чем деление, на которое установлен индекс.

В положении «Равнина» при наборе высоты радиовысотомер должен автоматически отключаться на высотах 2500-3000 м над уровнем моря и автоматически включаться при снижении самолета ниже этих высот. В положении «Горы» автоматического отключения и включения радиовысотомера в зависимости от барометрической высоты не происходит. При выходе радиовысотомера из строя или при полете на высотах более 750 м, а также при кренах больше 30° на указателе высоты КВС и штурмана загорятся красные светосигнализаторы «Отказ РВ». Пользоваться показаниями радиовысотомера при горящем светосигнализаторе «Отказ РВ» **запрещается**.

В полете (на высоте до 750 м) штурман следит за показаниями своего указателя радиовысотомера и при необходимости докладывает данные о текущей высоте и сигналах командиру воздушного судна.

После посадки выключить радиовысотомер.

8.4.11. РАДИОВЫСОТОМЕР РВ-5М

Общие сведения

Радиовысотомер малых высот РВ-5М предназначен для определения истинной высоты полета самолета при заходе на посадку и посадке и для предупреждения экипажа о снижении самолета до заданной высоты.

Радиовысотомер обеспечивает:

- визуальную индикацию данных о текущей высоте;
- звуковую и световую сигнализацию пролета заданной высоты;
- сигнализацию отказа радиовысотомера.

Диапазон измеряемых высот - от 0 до 750 м.

Погрешность измерения высоты полета по указателю высоты:

Высота	Погрешность не более
От 0 до 10 м	±0,8 м
От 11 до 750 м	±8 % высоты

В комплект радиовысотомера входят два указателя высоты УВ-5М1 со шкалой 0-750 м, один установлен на левой панели приборной доски пилотов, другой - на приборной доске штурмана.

Включение радиовысотомера и управление им осуществляет командир воздушного судна при помощи выключателя электропитания «РВ - Откл» на левой приборной доске пилотов и органов управления на указателе высоты.

Штурман осуществляет только контроль значения текущей высоты по указателю УВ-5М1.

Радиовысотомер имеет встроенную систему контроля работоспособности, а также схему сигнализации о снижении самолета до заданной высоты полета.

Сигнализация о работоспособности радиовысотомера осуществляется при помощи бленкера на шкале указателя. Бленкер (красно-белая шторка) появляется при отказе радиовысото-

мера, а также при полете на высотах, превышающих диапазон измеряемых высот (750 м) и при потере радиолокационного контакта с землей.

На фланце указателя высоты имеются следующие органы управления и сигнализации:

- ручка-кнопка «Контроль уст. высот» для включения радиовысотомера в режим контроля (нажатием) и для установки треугольного индекса заданной высоты сигнализации на соответствующее деление шкалы (вращением);
- светосигнализатор желтого цвета «Опасная высота» для сигнализации о снижении самолета до заданной высоты.

Установку заданной высоты осуществляет КВС со своего указателя УВ-5М1; ручка-кнопка «Контроль уст. высот» указателя штурмана не задействована.

При снижении самолета до заранее заданной высоты загораются светосигнализаторы «Опасная высота» на указателях УВ-5М1 КВС и Штурмана и светосигнальные табло «Высота» на козырьках над левой и правой панелями приборной доски пилотов и одновременно в течение 3 - 9 с в телефонах КВС прослушивается звуковой сигнал независимо от положения переключателей на абонентском аппарате СПУ (ААСПУ) КВС. Звуковой сигнал остальным членам экипажа не подается.

Проверка работоспособности радиовысотомера

Проверить в режиме встроенного контроля на земле:

- включить автомат защиты сети «РВ» на щите АЗС;
- установить выключатель электропитания «РВ - Откл» в положение «РВ».

После прогрева радиовысотомера стрелки указателей высоты должны устанавливаться в контрольном секторе шкалы ($15 \pm 1,5$) м; светосигнализаторы «Опасная высота» и светосигнальные табло «Высота» должны гореть;

- вращением ручки-кнопки «Контроль уст. высот» установить индекс заданной высоты указателя КВС на деление шкалы 10 м;
- нажать и удерживать ручку-кнопку «Контроль уст. высот» на указателе высоты КВС, при этом стрелки указателей высоты должны установиться в контрольном секторе шкалы ($15 \pm 1,5$) м, светосигнализаторы «Опасная высота» и светосигнальные табло «Высота» должны погаснуть;
- отпустить кнопку. В момент возвращения стрелки к нулю и прохождения значения высоты 10 м (индекса) загорятся светосигнализаторы «Опасная высота» на обоих указателях и светосигнальные табло «Высота» на козырьках левой и правой панелей приборной доски, а в телефонах КВС будет прослушиваться звуковой сигнал продолжительностью 3 - 9 с. Светосигнализаторы «Опасная высота» и светосигнальные табло «Высота» будут гореть непрерывно до тех пор, пока стрелка указателя будет находиться на делении шкалы, меньшем чем 10 м, и погаснут только при повторном нажатии ручки-кнопки «Контроль уст. высот» или при выключении радиовысотомера;
- выключить радиовысотомер, установив выключатель «РВ - Откл» в положение «Откл».

Проверка в режиме встроенного контроля в полете выполняется аналогично проверке на земле, при этом световая и звуковая сигнализация будет срабатывать только при условии, если индекс заданной высоты установлен на деление шкалы более ($15 \pm 1,5$) м.

Эксплуатационные ограничения

Нормальная работа радиовысотомера обеспечивается в полете с углами крена не более $\pm 15^\circ$.

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

При полетах в горных условиях пользоваться радиовысотомером не рекомендуется.

Эксплуатация в полете

Включить радиовысотомер перед полетом и проверить его работоспособность в режиме встроенного контроля.

Установить на указателе УВ-5М1 КВС индекс заданной высоты согласно плану полета. С набором высоты стрелки указателей должны плавно перемещаться и на высоте более 750 м устанавливаться за темным сектором шкалы. При снижении самолета до высоты 750 м и ниже стрелки должны плавно перемещаться в соответствии с текущей высотой полета

В момент прохождения стрелкой указателя КВС индекса заданной высоты загораются светосигнализаторы «Опасная высота» на указателях и светосигнальные табло «Высота», а в телефонах КВС прослушивается звуковой сигнал.

Если высота полета значительно превышает 750 м, то вследствие потери радиолокационного контакта с землей появляется сигнал отказа радиовысотомера - бленкер на шкале указателя высоты. Бленкер убирается при снижении самолета и восстановлении работоспособности радиовысотомера.

В полете (на высоте до 750 м) штурман следит за показаниями радиовысотомера и при необходимости докладывает КВС о текущей высоте.

После посадки выключить радиовысотомер.

Возможные неисправности и действия экипажа

Признак отказа	Действия экипажа
Не срабатывает световая и звуковая сигнализация при проверке радиовысотомера в режиме встроенного контроля или при снижении самолета на заранее заданную высоту.	Проверить установку индекса заданной высоты. Если индекс установлен правильно, а сигнализация не работает, то радиовысотомер неисправен. Выключить радиовысотомер.
При проверке в режиме встроенного контроля стрелка указателя показывает значение высоты, не соответствующее контрольному ($15 \pm 1,5$) м.	Радиовысотомер неисправен. Выключить его.

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

1. Общие сведения

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

Система формирует сигналы предупреждения при следующих опасных ситуациях полета:

- при взлете после уборки шасси в интервале высот от 50 до 250 м при появлении тенденции к снижению с вертикальной скоростью более 1,6 м/с;
- при заходе на посадку с убраным шасси на высоте от 250 до 50 м;
- при снижении с высоты от 600 до 50 м, если бароинерциальная скорость снижения превышает значения, определяемые зависимостью I (рис. 7.4-2);
- при снижении с высоты от 400 до 50 м, если барорадиоинерциальная скорость снижения превышает значения, определяемые зависимостью II.

Во всех ситуациях загораются мигающие красные светосигнальные табло «Опасно земля» на средней панели приборной доски пилотов и прерывисто гудит самолетная сирена.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ПОЛЬЗОВАТЬСЯ СИГНАЛАМИ ССОС РАЗРЕШАЕТСЯ НЕ РАНЕЕ ЧЕМ ЧЕРЕЗ 3 МИН ПОСЛЕ ВКЛЮЧЕНИЯ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ.

2. НИЖНЯЯ ГРАНИЦА ЗОНЫ СРАБАТЫВАНИЯ СИСТЕМЫ СОСТАВЛЯЕТ (50±8) М ПРИ СТАНДАРТНЫХ АТМОСФЕРНЫХ УСЛОВИЯХ.

3. ПРИ ВЫХОДЕ САМОЛЕТА НА КРИТИЧЕСКИЙ УГОЛ АТАКИ СВОСИГНАЛЬНЫЕ ТАБЛО «ОПАСНО ЗЕМЛЯ» ГАСНУТ ИЗ-ЗА СРАБАТЫВАНИЯ АУАСП; ЗАГОРАЮТСЯ МИГАЮЩИЕ КРАСНЫЕ СВОСИГНАЛЬНЫЕ ТАБЛО «КРИТИЧ. РЕЖИМ» НА ЛЕВОЙ И ПРАВОЙ ПАНЕЛЯХ ПРИБОРНОЙ ДОСКИ ПИЛОТОВ.

2. Подготовка к полету

После запуска двигателей и подключения к электросети источников постоянного и переменного тока:

- убедиться в том, что АЗСы «ССОС» и «РВ» на щите АЗС включены, выключатель «ССОС» на левом пульте включен и закрыт предохранительным колпачком;
- включить выключатель «РВ - Откл» на левой панели приборной доски пилотов. При этом над выключателем «ССОС» должен загореться зеленый светосигнализатор «Исправн. - ССОС»;
- нажать переключатель «Контроль ССОС» на левом пульте последовательно в положения «1», «2», «3». При этом, не позднее чем через 5 с, в положении «1» и через 25 с в положениях «2», «3» после каждого нажатия должны загореться мигающие светосигнальные табло «Опасно земля» и прерывисто гудеть сирена; нажатие переключателя производить с интервалом не менее 25 с.

3. Возможные неисправности и действия экипажа

Признак отказа	Действие экипажа
Погас светосигнализатор «Исправн. ССОС»	Установить выключатель «ССОС» в положение «Откл»

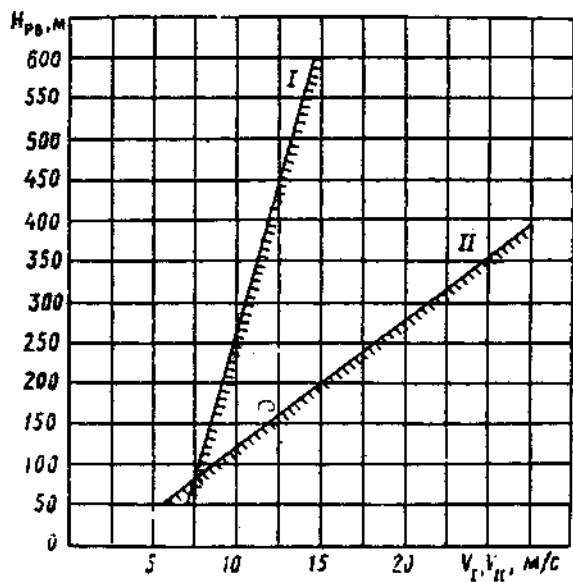


Рис. 8.4-1. Зоны включения сигнализации ССОС (I, II)

H_{PB} - высота полета по радиовысотомеру; V_I - бароинерциальная скорость снижения; V_{II} - барорадиоинерциальная скорость снижения

8.4.13. СИСТЕМА ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ СТОЛКНОВЕНИЯ TCAS-94

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Аппаратура TCAS-94 является бортовой системой предупреждения столкновения (СПС) и предназначена для обнаружения угрозы столкновения самолета с другими воздушными судами (ВС), оснащенными радиолокационными ответчиками типа RBS (режимы «А» и «С») или типа S (режим «S»), и выдачи рекомендаций на выполнение маневра в вертикальной плоскости для предупреждения возможного столкновения, а также индикации вертикальной скорости.

СПС работает по принципу активной радиолокации. Она запрашивает все ВС, находящиеся вокруг «своего» самолета. Если ответчик «чужого» ВС работает в режиме «А» в СПС поступает информация только о дальности и пеленге самолета; при работе ответчика в режиме «С» - дополнительно поступает информация о высоте; при работе ответчика в режиме «S» - оба самолета будут получать информацию на взаимно координированные действия.

СПС сопряжена со следующим оборудованием:

- СО-72М и кодером высоты АК-350030-для ввода информации об абсолютном значении барометрической высоты полета своего самолета и передачи ее на землю через ответчик типа S.
- радиовысотомером РВ-5МД1 – для ограничения работы СПС;
- ССОС – для запрета выдачи консультативных сообщений при наличии сигнала «Опасно земля»;
- датчиком состояния шасси (выпущено или нет) – для ограничения работы СПС;
- датчиком нахождения самолета в воздухе или на земле – для ограничения работы СПС;
- системой статического давления – для вычисления скорости изменения высоты;
- СПУ и головкой динамической – для выдачи в телефоны гарнитур и головку динамическую речевого сообщения с рекомендацией по устранению опасной ситуации на английском языке;
- АУАСП – для запрета выдачи консультативных сообщений на набор высоты при наличии сигнала «Критический режим»;
- курсовой системой – для получения магнитного курса.

СПС выдает речевые сообщения, а также визуальные сообщения о воздушном движении (ТА) или о способах предупреждения столкновения (РА).

Речевые сообщения выдаются в громкоговоритель ПС, расположенный на рабочем месте штурмана, и в телефоны гарнитур летчиков, а визуальные – на индикаторы TVI – 920D (далее индикаторы СПС) в виде рекомендаций по изменению вертикальной скорости.

Управление работой СПС осуществляется с помощью органов управления, расположенных на лицевых панелях пультов управления СТЛ-92Т (далее ПУ СПС – рис.8.4 – 2.) и СТЛ-92 (далее ПУ ответчика типа S – рис.8.4 – 3.), а также:

- а) переключателя «TCAS-CO» - в положении «TCAS» включает ответчик типа S (из состава СПС) и отключает передатчик штатного ответчика СО-72М (при этом переключатель режимов на пульте СЩ-72М должен быть установлен в положение «АС»);
- б) выключателей:
 - «TCAS-ОТКЛ.» - включает/отключает электропитание СПС;
 - «TVI TCAS» - - включает/отключает электропитание левого и правого индикаторов СПС, положения «ЛЕВ. - ОТКЛ.» и «ПРАВ. -ОТКЛ.» соответственно;
- в) регуляторов «ОСВЕЩЕНИЕ TCAS» - регулируют яркость символов на левом и правом индикаторах СПС.

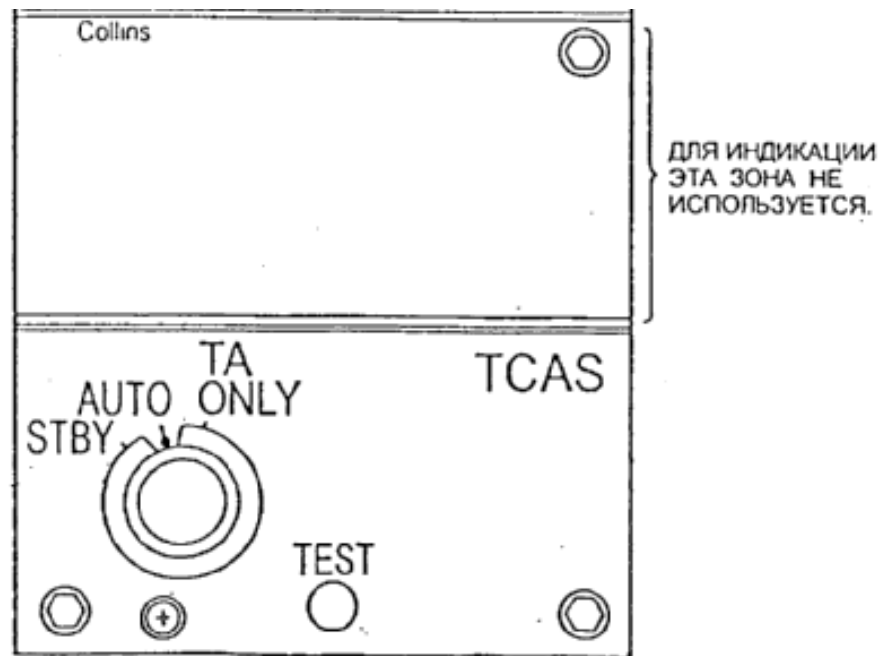


Рис. 8.4 - 2. Пульт управления СПС

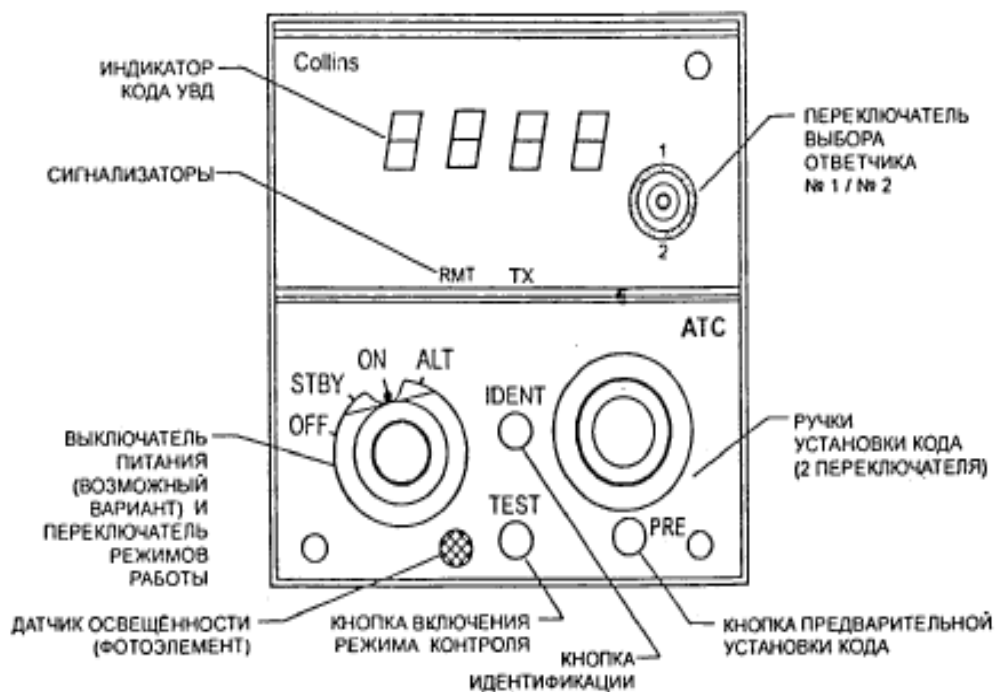


Рис. 8.4 – 3. Пульт управления ответчиком типа S.

ПУ СПС предназначен для управления работой СПС. На его лицевой панели расположены:

- а) переключатель режимов с положениями:
 - «STBY» - включение режима «Готовность»;
 - «AUTO» - включение режима «Автоматический»;
 - «TA ONLY» включение режима - «Только предупреждение о воздушных объектах».
- б) кнопка «TEST» (Контроль) – запуск самоконтроля СПС.

ПУ ответчика типа S предназначен для управления работой ответчика. На его лицевой панели расположены:

- а) индикатор, на котором индицируется:
 - установленный код УВД, передаваемый в ответных сигналах;
 - «RMT» - сигнализация вида дистанционного управления;
 - «TX» - сигнализация передачи ответчиком ответа на запросы.
- б) переключатель выбора ответчика №1 или 2 (установлен в положение «1»).
- в) переключатель режимов с положениями:
 - «OFF» - отключение питания;
 - «STBY» - включение режима «Готовность»;
 - «ON» - включение питания;
 - «ALT» - индикация данных о высоте на индикаторе.
- г) фотоэлемент датчика освещенности – для работы автоматики управления яркостью индикатора пульта.
- д) переключатель установки кода – две соосные ручки для установки действующего кода УВД. С помощью большой ручки переключаются две цифры старших разрядов, а с помощью маленькой ручки переключаются две цифры младших разрядов.
- е) кнопка «PRE» - нажатие и удерживание этой кнопки в нажатом состоянии во время вращения ручек установки кода позволяет установить код УВД, который будет сохраняться в энергонезависимой памяти и может быть вызван кратковременным нажатием кнопки «PRE».
- ж) кнопка «IDENT» - нажатие кнопки вызывает передачу ответчиком сигнала специальной идентификационной структуры, который индицируется на экране наземного радиолокатора УВД. Эта кнопка нажимается только тогда, когда от наземного пункта управления поступит команда «squawk ident» (индекс опознания).
- з) кнопка «TEST» - нажатие кнопки обеспечивает запуск в ответчике режима самоконтроля.

Индикатор (Рис.8.4.-4) представляет собой комбинированный прибор: вариометр со шкалой, градуированной до 6000 футов/мин. (30м/с) и дисплей сообщений категорий TA и RA.

Ниже приведено соотношение градуировки индикатора СПС в футах в минуту градуировке комбинированного прибора ДА-30 в м/с:

± 0,5x 1000 фут/мин	-	2,5 м/с;
± 1,0x 1000 фут/мин	-	5,0 м/с;
± 2,0x 1000 фут/мин	-	10,0 м/с;
± 4,0x 1000 фут/мин	-	20,0 м/с;
± 6,0x 1000 фут/мин	-	30,0 м/с;

Левый и правый индикаторы подключены к линиям статического давления С1 и С2 соответственно.

На вариометр, в случае обнаружения «опасного» самолета, выдается команда на выполнение необходимого вертикального маневра в виде светящихся дуг красного и зеленого цветов, расположенных на шкале вертикальных скоростей. Красная дуга показывает направление и величину недопустимых вертикальных скоростей, зеленая – направление и величину рекомендуемых вертикальных скоростей.

Внутри диаметра шкалы вариометра находится дисплей воздушной обстановки.

На нем отображаются:

- символ собственного самолета;
- кольцо 2-х мильной зоны вокруг символа самолета;
- окружающее собственный самолет пространство с символами обнаруженных самолетов (с дальностью и перелетом);
- сообщение о режиме работы СПС.

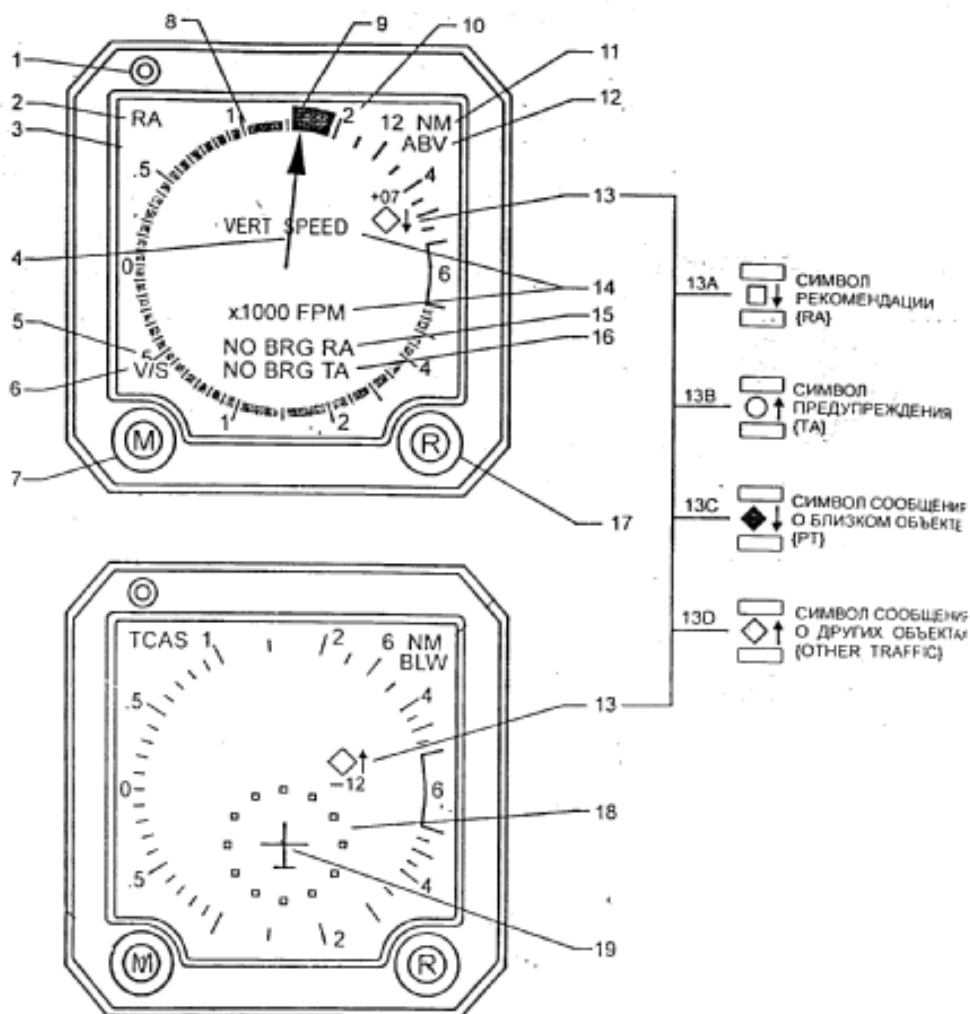


Рис. 8.4 – 4. Индикатор СПС

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Органы управления и индикации, символы, сообщения о режиме работы СПС и их описание приведены в табл. 4.

Таблица 4

Позиция	Наименование	Индикация	Описание
1	Фотоэлемент в обрамлении дисплея		Не задействован.
2	Верхняя левая зона - верхний флажок	Черные буквы на желтом фоне (надпись TA ONLY – белая в белой рамке а при наличии Преду – предупреждения (ТА) – символ желтый)	В этой зоне индицируются следующие виды флажков: TCAS, RA или ONLY, являющийся частью надписи TA ONLY (см. позицию 3). Флажок RA индицируется, имеется индикация флажка V/S. Флажок TCAS индицируется, если данные TCAS недостоверны. Флажок ONLY (Только Предупреждения о воздушных объектах).
3	Верхняя левая зона – нижний флажок	Белый, а при наличии Предупреждения (ТА) – желтый.	Если в зоне флажка позиции 2 индицируется слово ONLY, то в этой зоне индицируется аббревиатура TA.
4	Указатель вертикальной скорости	Белая стрелка	Указывает значение вертикальной скорости на аналоговой шкале. Если данные вертикальной скорости неправильны, то этот указатель исчезает с дисплея (индицируется флажок V/S). Во время контроля вертикальной скорости указатель и флажок V/S индицируются одновременно.
5	Деление шкалы вертикальной скорости: 0,5	Цвет - белый	Во время индикации флажка V/S эти символы частично закрываются.
6	Зона флажка вертикальной скорости V/S	Черные буквы V/S на желтом фоне	Флажок V/S сигнализирует о недостоверности данных вертикальной скорости . Это может случиться в результате внутренней неисправности, либо при отсутствии данных, либо при неисправности внешних данных о вертикальной скорости .
7	Кнопочный переключатель режимов работы и выбора диапазона индикации по вертикали		Позволяет выбрать режим индикации вертикальной скорости и режим индикации воздушного движения. При каждом нажатии этого переключателя включается другой режим индикации. Обеспечивает возможность выбора диапазона индикации данных СПС по вертикали. При последовательных нажатиях этой кнопки индицируемые диапазоны индикации данных СПС по вертикали меняются в следующей последовательности: Normal, Above, Below (Норма, Выше, Ниже).

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Продолжение табл. 4.

Позиция	Наименование	Индикация	Описание
8	Красный сектор	Красный сектор	При индикации Рекомендаций по предотвращению столкновений (RA) красный сектор указывает значения вертикальной скорости, которых следует избегать. Красный сектор не занимает всю шкалу вертикальной скорости и может быть обрамлен зеленой дугой «fly to» («Лети на»), то есть предпочтительный диапазон скоростей набора высоты, так и в диапазоне скоростей снижения.
9	Зеленый сектор	Зеленый сектор	При индикации Рекомендаций по предотвращению столкновений (RA) зеленый сектор указывает предпочтительный диапазон скоростей «fly to» («Лети на»). Если зеленый сектор появляется на дисплее, то он занимает 20 ⁰ шкалы вертикальной скорости, за исключением случая, когда этот сектор симметричен относительно нуля. В этом случае зеленый сектор занимает 32 ⁰ шкалы вертикальной скорости.
10	Шкала вертикальной скорости	Симметричная шкала	Отградуирована в диапазоне от 0 до 6000 футов/мин. набора высоты и снижения.
11	Верхняя правая зона – верхний флажок	Белые буквы на черном фоне в белой рамке	Индицируемые в этой зоне данные показывают выбранную максимальную дальность действия или аббревиатуру TCAS, являющуюся частью флажка TCAS OFF (СПС отключена). Вторая часть этого флажка (слово OFF) располагается ниже него (см. позицию 12).
12	Верхняя правая зона – нижний флажок	Белые буквы на черном фоне в белой рамке	В этой зоне индицируется слово OFF, являющееся частью флажка TCAS OFF (см. позицию 11), либо слово ABV (Above), или BLW (Below). Слова ABV и BLW показывают диапазон высот, для которых индицируются данные о других воздушных объектах. Флажок TCAS OFF имеет приоритет над флажком ABV или BLW.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Продолжение табл. 4.

Позиция	Наименование	Индикация	Описание
13	Символы для обозначения воздушных объектов (участников воздушного движения).	Цветной квадратный, ромб, круг или контурный ромб с ярлыком, содержащим данные о высоте, и стрелкой, обозначающей направление вертикальной скорости.	<p>Любой из этих символов может быть расположен в любом месте зоны дисплея, ограниченной шкалой вертикальной скорости. Воздушные объекты, оказавшиеся за пределами выбранного диапазона индицируемой дальности, изображаются половинками соответствующих символов, расположенными за пределами шкалы вертикальной скорости. Различные виды используемых символов показаны на рисунке. Каждый символ показан с двумя ярлыками. В любой момент времени индицируется только один из этих ярлыков.</p> <p>Если конфликтующий самолет находится на большой высоте, то разность высот со знаком «+» индицируется в верхнем ярлыке, а если на меньшей высоте – то разность высот со знаком «-» индицируется в нижнем ярлыке.</p> <p>Значение высот всегда индицируется в сотнях футов, используя две цифры. Если разность высот оказывается меньше 1000 футов, то на первом месте ставится 0. Число 00 показывает совпадение высот. Наличие стрелки показывает, что фактическая (а не относительная) вертикальная скорость конфликтующего самолета составляет более 500 футов/мин. Стрелка, направленная вверх, соответствует набору высоты, а стрелка, направленная вниз, соответствует снижению.</p>
13А	Символ Рекомендации по предотвращению столкновения (RA)	Сплошной красный квадрат с ярлыком и стрелкой вертикальной скорости.	Индицирует дальность, азимут и разность высот относительно воздушного объекта, представляющего угрозу столкновения, связанную с текущей Рекомендацией по предотвращению столкновения (RA)
13В	Символ Предупреждения о воздушном движении (TA)	Сплошной желтый круг с ярлыком и стрелкой вертикальной скорости.	То же, что и символ Рекомендации по предотвращению столкновения (RA), за исключением того, что он относится к Предупреждению о воздушном движении.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Продолжение табл. 4.

Позиция	Наименование	Индикация	Описание
13С	Символ близкого воздушного объекта (РТ)	Сплошной голубой ромб с ярлыком и стрелкой вертикальной скорости.	Индицирует дальность, азимут и высоту обнаруженного воздушного объекта, находящегося в пределах ± 1200 футов по высоте и на удалении до 6 морских миль. Ярлык данных и стрелка показывают разность высот и направление перемещения по вертикали (набор высоты/снижение) так же, как и для других символов.
13D	Символ другого воздушного объекта (ОТ)	Контурный голубой ромб с ярлыком и стрелкой вертикальной скорости.	Индицирует дальность, азимут и высоту обнаруженного воздушного объекта, который не квалифицируется как объект, требующий Рекомендации (RA), Предупреждения (ТА) или Сообщения (РТ). Ярлык данных и стрелка показывают разность высот и направление перемещения по вертикали (набор высоты/снижение) так же, как и для других символов.
14	Надписи VERT SPEED и X1000 FPM	Цвет надписей - голубой	Индицируется только тогда, когда действует режим индикации вертикальной скорости.
15,16	Центральная зона – верхняя и нижняя строки	Для данных, относящихся к Рекомендации (RA), - символы красного цвета, для данных, относящихся к Предупреждению (ТА), - символы желтого цвета, а в режиме TEST(Контроль) – символы белого цвета.	При работе в режиме контроля в верхней строке индицируется надпись TEST. Если СПС не может вычислить азимут самолетов, требующих выдачи Рекомендации (RA) или Предупреждения (ТА), то в режиме индикации вертикальной скорости индицируются тексты RA NO BEARING и TA NO BEARING в верхней и нижней строках соответственно, а в режиме индикации воздушной обстановки в этих строках индицируются следующие данные: - категория самолета – RA или ТА; - дальность – две цифры, соответствующие дальности в десятках морских миль; - абсолютная или относительная высота – две цифры, левая из которых соответствует тысячам футов; - знак «+» или «-» перед значением относительной высоты, если конфликтующий самолет выше или ниже своего самолета соответственно; - направленная вверх или вниз стрелка после значения высоты, показывающая набор высоты или снижение, если фактическое значение вертикальной скорости конфликтующего самолета не менее 500 футов в минуту.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Продолжение табл. 4.

Позиция	Наименование	Индикация	Описание
			Данные, относящиеся к Рекомендации (RA), всегда имеют приоритет над данными, относящимися к Предупреждению (TA). Если возникает ситуация, требующая Рекомендации (RA) одновременно с наличием одной или более ситуаций, требующих Предупреждения (TA), то в верхней строке всегда будут индицироваться данные, относящиеся к Рекомендации (RA), а в нижней – данные, относящиеся к Предупреждению (TA), представляющие наиболее высокую вероятность столкновения.
17	Кнопка выбора дальности индикации данных от СПС		Обеспечивает возможность выбора желаемой максимальной дальности индикации. Выбранное значение дальности будет индицироваться на поле верхнего флажка верхней правой зоны. Символ самолета (19) и азимутальные метки обозначения дальности (18) индицируются только в режиме выдачи Предупреждения о воздушном движении (TA). Символ конфликтующего самолета, будет индицироваться на максимальной дальности только в том случае, если он находится прямо по курсу собственного самолета (на 0 градусов относительного азимута). Максимальная дальность снижается по синусоидальному закону к минимальной дальности, составляющей 0,42 от максимальной дальности, и находящейся прямо позади собственного самолета.
18	Кольцо дальности 2-е морских мили	2- мильное кольцо дальности вокруг символа самолета обозначается 12 азимутальными метками, расположенными аналогично расположению цифр на циферблате часов.	Обозначает 2-мильную зону вокруг самолета, масштабируемую для выбранной дальности индикации.
19	Символ самолета	Символ белого цвета.	Этим символом обозначается ваш самолет. На рисунке показаны размеры символа и кольца дальности индикации 6 морских миль. При дальности индикации 12 морских миль символ будет иметь размеры, составляющие половину от показанных размеров. Символ самолета и кольцо дальности вокруг него индицируются в режиме индикации данных о воздушном движении.

Электропитание СПС осуществляется:

- 1) переменным током напряжением 115 В от основной шины панели 115/36В через предохранитель с трафаретом «TCAS» и выключатель «TCAS - ОТКЛ» (электропитание приемопередатчика СПС);
- 2) постоянным током напряжением 27В от аварийной шины щитка АЗС через автоматы защиты с трафаретами «TVI TCAS ПРАВ» и «TVI TCAS ЛЕВ» и через выключатели с трафаретами «TVI TCAS ПРАВ» и «TVI TCAS ЛЕВ» (электропитание левого и правого индикаторов);
- 3) постоянным током напряжением 27В от основной шины щита АЗС через автомат защиты с трафаретом «АТС/S» (электропитание ответчика типа S и пультов управления).

2. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

1. СПС не обнаруживает самолеты, не оборудованные радиолокационными ответчиками и оборудованные ответчиками, работающими в режиме УВД
2. На высотах 3050 м и более СПС не выдает команду на набор высоты.
3. Переводите СПС в режим работы "TA ONLY" при:
 - полетах в воздушном пространстве стран СНГ (режим «TA/RA» не рекомендуется);
 - отключении (отказе) двигателя;
 - нештатных конфигурациях самолета в соответствии с разд. 5 настоящего РЭВС;
 - скорости полета ниже диапазона нормальных эксплуатационных скоростей;
 - положении закрылков 38 ° и выпущенном шасси;
4. Ручное включение в полете режима TEST приостанавливает работу СПС на 8 с.
5. При нахождении самолета на высоте 122м (400 футов) и ниже речевые сообщения не выдаются и СПС переходит в режим "TA ONLY".
6. На высоте 275 м (900 футов) и ниже не выдаются сообщения RA. СПС находится в режиме "TA ONLY".
7. На высоте 305 м (1000 футов) и ниже не выдаются сообщения RA на снижение и ускоренное снижение.
8. На высоте 440 м (1450 футов) и ниже не выдаются сообщения RA на ускоренное снижение.
9. Включение СПС производите при температуре в кабине экипажа не ниже минус 15°С.

3. ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ

После запуска двигателей и перехода на бортовое электропитание

1. Убедись, что аппаратура ВЭМ-72ФКГ, СО-72М, РВ-5М, ССОС, СПУ, АУАСП, курсовая система включена и готова к работе.

2. Убедитесь, что органы управления СПС установлены в исходное положение:

а) переключатель "ТСАЗ - СО" - в положении "СО";

б) выключатели: "ТСАЗ - ОТКЛ» и "ТУ! ТСАЗ» - в положении "ОТКЛ";

а) на пультах управления СПС и ответчика типа S переключатель режимов в

положении "STBY"; г) регуляторы «ОСВЕЩЕНИЕ TCAS» - в среднем положении.

3. Установите:

а) переключатель "TCAS - СО" - в положение "TCAS", а переключатель режимов на пульте управления СО-72М - в положение "АС";

б) выключатели:

- «TCAS - ОТКЛ» - в положение "TCAS";

- "TVI TCAS» - в положение "ЛЕВ» и «ПРАВ".

в) переключатель режимов работы на ПУ ответчика типа S - в положение "ALT";

г) переключатель режимов работы на ПУ СПС в положение "AUTO"

На индикаторах СПС появится шкала и стрелка вариометра. Регуляторами "ОСВЕЩЕНИЕ TCAS" установите необходимую яркость символов.

4. Проверьте СПС в режиме самоконтроля.

Нажмите кнопку "TEST" на ПУ СПС или ответчика типа S.

Проверка выполняется автоматически в течение 8 с, при этом на индикаторах появляется символ "TEST" и тестовые символы всех типов опасных ВС:

- Символ RA - Рекомендация по предотвращению столкновения (сплошной красный квадрат) на удалении 2 морских миль при относительной высоте 200 футов выше (+02) собственного самолета без стрелки, изображающей вертикальную скорость и с пеленгом +90°.
- Символ TA - Предупреждение о воздушном объекте (сплошной желтый круг) на удалении 2 морских миль при относительной высоте 200 футов ниже (- 02) собственного самолета, со стрелкой вертикальной скорости, направленной вверх, и с пеленгом - 90°.
- Символ RT - Сообщение о близком воздушном объекте (сплошной голубой или белый ромб) на удалении 3, 625 морских миль при относительной высоте 1000 футов ниже (-10) собственного самолета, со стрелкой вертикальной скорости, направленной вниз, и с пеленгом + 33, 75°.
- Символ OT - Сообщение о другом воздушном объекте (контурный голубой или белый ромб) на удалении 3, 625 морских миль при относительной высоте 1000 футов выше (+ 10) собственного самолета, без стрелки вертикальной скорости а с пеленгом - 33, 75°

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

После прохождения всего цикла тестирования в головке динамической, установленной на рабочем месте штурмана должно появиться речевое сообщение: "TCAS SYSTEM TEST OK" (при исправной СПС) или "TCAS SYSTEM TEST FAIL" (при наличии неисправности).

5. Установите код ответчика типа S,
6. Выберите самый короткий диапазон дальности дисплея кнопкой "K" на индикаторе.
7. Установите переключатели режимов работы на ПУ СПС и ответчика типа S в положение "STBY".
8. Перед взлетом установите переключатели режимов:
 - на ПУ СПС - в положение "AUTO";
 - на ПУ ответчика типа S - в положение "ALT".

4. ЭКСПЛУАТАЦИЯ В ПОЛЕТЕ

При появлении метка конфликтующего самолета информируйте об этом диспетчера и следуйте его указаниям.

При обнаружении опасного ВС СПС выдает речевые и визуальные сообщения, которые вместе с рекомендуемыми действиями приведены в табл. 2.

Таблица 4

Виды речевого сообщения		Действия экипажа
Английский	Русский	
TRAFFIC. TRAFFIC	ДВИЖЕНИЕ. ДВИЖЕНИЕ	Обнаружен нарушитель. Визуально сопровождайте его для обеспечения безопасного полета
CLIMB. CLIMB или DESCEND. DESCEND	ПОДЪЕМ. ПОДЪЕМ или СНИЖЕНИЕ. СНИЖЕНИЕ	Производите подъем (или снижение) с вертикальной скоростью, указанной на индикаторе в виде дуги зеленого цвета. Стрелку указателя вертикальной скорости удерживайте в зеленом секторе.
MONITOR VERTICAL SPEED	КОНТРОЛИРУЙТЕ ВЕРТИКАЛЬНУЮ СКОРОСТЬ	Сохраняйте вертикальную скорость. Стрелку указателя вертикальной скорости удерживайте вне дуги красного цвета
CLIMB CROSSING CLIMB CLIMB CROSSING CLIMB или DESCEND CROSSING DESCEND. DESCEND CROSSING DESCEND	НАБОР, НАБОР С ПЕРЕСЕЧЕНИЕМ НАБОР, НАБОР С ПЕРЕСЕЧЕНИЕМ или СНИЖЕНИЕ, СНИЖЕНИЕ С ПЕРЕСЕЧЕНИЕМ СНИЖЕНИЕ. СНИЖЕНИЕ С ПЕРЕСЕЧЕНИЕМ	Набор высоты (или снижение) с пересечением траектории полета "опасного" ВС. Произведите подъем (или снижение) с вертикальной скоростью, указанной на индикаторе в виде дуги зеленого цвета. Стрелку указателя вертикальной скорости удерживайте в зеленом секторе

Виды речевого сообщения		Действия экипажа
Английский	Русский	
INCREASE CLIMB INCREASE CLIMB или INCREASE DESCEND INCREASE DESCEND	УВЕЛИЧЬТЕ СКОРОСТЬ НАБОРА УВЕЛИЧЬТЕ СКОРОСТЬ НАБОРА или УВЕЛИЧЬТЕ СКОРОСТЬ СНИЖЕНИЯ УВЕЛИЧЬТЕ СКОРОСТЬ СНИЖЕНИЯ	Формируется после команды "CLIMB" (или "DESCEND"). Увеличьте вертикальную скорость до значения, указанного на индикаторе в виде дуги зеленого цвета, для достижения безопасного вертикального эшелонирования относительно «опасного» ВС. Стрелку указателя вертикальной скорости удерживайте в зеленом секторе
ADJUST VERTICAL SPEED, ADJUST	СКОРРЕКТИРУЙТЕ ВЕРТИКАЛЬНУЮ СКОРОСТЬ, СКОРРЕКТИРУЙТЕ.	Уменьшите скорость набора (снижения) до значения, указанного на индикаторе в виде дуги зеленого цвета Стрелку указателя вертикальной скорости удерживайте в зеленом секторе
CLIMB, CLIMB NOW CLIMB, CLIMB NOW или DESEND, DESEND NOW DESEND, DESEND NOW	НАБОР, ТЕПЕРЬ НАБОР, НАБОР, ТЕПЕРЬ НАБОР или СНИЖЕНИЕ, ТЕПЕРЬ СНИЖЕНИЕ СНИЖЕНИЕ, ТЕПЕРЬ СНИЖЕНИЕ	Формируется после команды "DESCEND" или ("CLIMB"), Произведите обратный по смыслу маневр для достижения безопасного эшелонирования относительно "опасного" ВС с вертикальной скоростью, указанной на индикаторе в виде дуги зеленого цвета. Стрелку указателя вертикальной скорости удерживайте в зеленом секторе
MAINTAIN VERTICAL SPEED, MAINTAIN	ВЫДЕРЖИВАЙТЕ ВЕРТИКАЛЬНУЮ СКОРОСТЬ,	Продолжайте полет с вертикальной скоростью, указанной на индикаторе в виде дуги зеленого цвета. Стрелку указателя вертикальной скорости
MAINTAIN VERTICAL SPEED CROSSING, MAINTAIN	ВЫДЕРЖИВАЙТЕ ВЕРТИКАЛЬНУЮ СКОРОСТЬ С ПЕРЕСЕЧЕНИЕМ, ВЫДЕРЖИВАЙТЕ	Продолжайте полет с пересечением траектории полета "опасного" ВС с вертикальной скоростью, указанной на индикаторе в виде дуги зеленого цвета. Стрелку указателя вертикальной скорости удерживайте в зеленом секторе
CLEAR OF CONFLICT	КОНФЛИКТ УСТРАНЕН	Возвращайтесь на заданную высоту, если от УВД не поступило других указаний

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

ВНИМАНИЕ:

1. ВО ИЗБЕЖАНИЕ СТОЛКНОВЕНИЙ ПРИ ВОЗНИКНОВЕНИИ КОНФЛИКТНОЙ СИТУАЦИИ (ОПАСНОГО СБЛИЖЕНИЯ) НЕОБХОДИМО СРОЧНО ОЦЕНИТЬ ВОЗДУШНУЮ ОБСТАНОВКУ ПО ИНДИКАТОРАМ TVI – 920D, УСТАНОВИТЬ ПО ВОЗМОЖНОСТИ ВИЗУАЛЬНЫЙ КОНТАКТ С КОНФЛИКТУЮЩИМ САМОЛЕТОМ, ДОЛОЖИТЬ ДИСПЕТЧЕРУ УВД О ВОЗДУШНОЙ ОБСТАНОВКЕ И ДЕЙСТВИЯ ПО РАЗРЕШЕНИЮ КОНФЛИКТНОЙ СИТУАЦИИ КООРДИНИРОВАТЬ С ДИСПЕТЧЕРОМ УВД. ПРИ ПОСТУПЛЕНИИ КОМАНДЫ СПС НА ВЫПОЛНЕНИЕ ВЕРТИКАЛЬНОГО МАНЕВРА ЭКИПАЖ ОБЯЗАН ВЫПОЛНИТЬ ДАННУЮ КОМАНДУ НЕМЕДЛЕННО И С ВЕРТИКАЛЬНОЙ СКОРОСТЬЮ ПРЕДПИСАННОЙ СПС. ТОЛЬКО ВИЗУАЛЬНЫЙ КОНТАКТ С КОНФЛИКТУЮЩИМ САМОЛЕТОМ НЕ МОЖЕТ ЯВЛЯТЬСЯ ДОСТАТОЧНЫМ ОСНОВАНИЕМ ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ МАНЕВРА ПО УХОДУ ОТ СТОЛКНОВЕНИЯ.

2. МАНЕВР В ОТВЕТ НА РЕКОМЕНДАЦИЮ ПО УСТРАНЕНИЮ КОНФЛИКТНОЙ СИТУАЦИИ ДОЛЖЕН БЫТЬ ВЫПОЛНЕН ВРУЧНУЮ ПРИ ОТКЛЮЧЕННОМ АВТОПИЛОТЕ.

3. РАБОТА СПС НЕВОЗМОЖНА:

- ЕСЛИ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ "TCAS - CO" НАХОДИТСЯ В ПОЛОЖЕНИИ "CO";
- ЕСЛИ ВЫШЕЛ ИЗ СТРОЯ БОРТОВОЙ ОТВЕТЧИК ТИПА S, БАРОМЕТРИЧЕСКИЙ ВЫСОТОМЕР ИЛИ РАДИОВЫСОТОМЕР, С КОТОРЫМИ СПС ВЗАИМОДЕЙСТВУЕТ.

4. СПС НЕ В СОСТОЯНИИ ОБНАРУЖИТЬ САМОЛЕТЫ, НА КОТОРЫХ:

- НЕ ВКЛЮЧЕНЫ ОТВЕТЧИКИ;
- ОТВЕТЧИКИ НЕ СООТВЕТСТВУЮТ СТАНДАРТАМ ИКАО;
- ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ РЕЖИМОВ ОТВЕТЧИКОВ НАХОДИТСЯ В ПОЛОЖЕНИИ "OFF" ИЛИ "STBY";

5. ПИЛОТ ДОЛЖЕН РЕАГИРОВАТЬ НА РЕКОМЕНДАЦИИ RA БЕЗ ПРОМЕДЛЕНИЯ. ВОЗДУШНУЮ ОБСТАНОВКУ КОНТРОЛИРОВАТЬ ВИЗУАЛЬНО И НА ОСНОВАНИИ ПРОСЛУШИВАНИЯ РАДИООБМЕНА

6. НЕВЫПОЛНЕНИЕ РЕКОМЕНДАЦИЙ RA МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ПОСТУПЛЕНИЮ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ РЕКОМЕНДАЦИЙ RA.

7. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ВЫПОЛНЯТЬ МАНЕВРИРОВАНИЕ ТОЛЬКО НА ОСНОВАНИИ СИГНАЛИЗАЦИИ TA.

8. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ВЫПОЛНЕНИЕ МАНЕВРА, ПРОТИВОПОЛОЖНОГО КОМАНДЕ TCAS.

Фразеология стандартного радиообмена экипажа с диспетчером УВД при расхождении с конфликтующим самолетом приведена в таблице 4а.

После посадки при рулении установите органы управления СПС в исходное положение:

- а) переключатель "TCAS - CO" - в положение "CO";
- б) выключатели "TCAS - ОТКЛ" и "TVI TCAS" - в положение "ОТКЛ";
- в) на пультах управления СПС и ответчика типа 3 переключатели режимов положение "STBY";
- г) регуляторы «ОСВЕЩЕНИЕ TCAS» - среднее положение.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Таблица 4а

Фразеология стандартного радиообмена экипажа с диспетчером УВД при расхождении с конфликтующим самолетом

№ п/п	Ситуация	Очередность доклада	Уведомление диспетчера полетом	Ответ диспетчера	Примечания
1.	Экипаж начал выполнение маневра в соответствии с RA	В процессе выполнения маневра	“TCAS CLIMB (DESCEND)” перевод: “TCAS набор высоты (снижение)”	“ROGER” “Вас понял”	
2.	После сообщения TCAS “CLEAR OF CONFLICT” или предупреждения конфликта	После начала возврата на заданный ранее эшелон	“RRTURNING TO xxxxx FT/FL xxx (точное указание высоты/эшелона)” перевод: “Возвращаюсь к полету на высоте xxxxx/эшелоне xxx”	“ROGER” “Вас понял”	Диспетчер может выдать новое разрешение УВД
3.	Экипаж не смог сообщить о команде RA в процессе выполнения маневра	После завершения маневра RA в начале возврата на заданный эшелон	“TCAS CLIMB (DESCEND) RETURNING TO xxxxx FT/FL xxx (точное указание высоты/эшелона)” перевод: “TCAS набор высоты (снижение), возвращаюсь к полету на высоте xxxxx/эшелоне xxx”	“ROGER” “Вас понял”	Диспетчер может выдать новое разрешение УВД
4.	Экипаж не смог сообщить о команде RA в процессе выполнения маневра и возврата	После завершения маневра RA и возврата на заданный эшелон	“TCAS CLIMB (DESCEND) COMPLETED, xxxxx FT/FL xxx (точное указание высоты/эшелона) RESUMED” перевод: “TCAS набор высоты (снижение), закончено, возврат к полету на высоте xxxxx/эшелоне xxx завершен”	“ROGER” “Вас понял”	Диспетчер может выдать новое разрешение УВД
5.	В случае невозможности соблюдения/разрешения команд УВД из-за RA	В процессе выполнения маневра	“UNABLE TO COMPLY, TCAS RA” перевод: “Невозможно выполнить диспетчерское разрешение в следствии RA”	“ROGER” “Вас понял”	Экипаж должен уведомить диспетчера о возможности следовать его инструкциям
ПРИМЕЧАНИЕ: Приведенные ниже фразы не входят в стандартную фразеологию					
6.	Выдача команды диспетчером, после появления сигнализации ТА	После выдачи команды диспетчером	“TCAS TRAFFIC” перевод: “TCAS ДВИЖЕНИЕ”	“ROGER” “Вас понял” (Диспетчер передает функцию предотвращения столкновения экипажу)	Диспетчер выдает команду

8.5. СВЯЗНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА

8.5.1. СВЯЗНАЯ КВ-РАДИОСТАНЦИЯ «МИКРОН»

Общие сведения

Радиостанция «Микрон» предназначена для ведения симплексной безпоисковой и безподстроечной телефонной и телеграфной радиосвязи членами экипажа самолета с наемными командными пунктами и с экипажами других самолетов в диапазоне частот от 2 до 23,9999 МГц с выбором канала связи через 100 Гц и в режиме приема в диапазоне частот 2-28 МГц.

Электропитание радиостанции осуществляется от основных шин бортсети переменного тока 115 В 400 Гц и постоянного тока 27 В.

Управление радиостанцией осуществляет второй пилот.

КВС и штурман могут пользоваться радиостанцией в том случае, если она включена и настроена на нужную частоту вторым пилотом и на их абонентских аппаратах СПУ переключатели радиосвязей находятся в положении «КР».

Примечание. По СПУ возможно прослушивание другими членами экипажа информации, передаваемой радиостанцией.

Проверка работоспособности радиостанции

Для проверки необходимо:

- установить переключатель радиосвязей на абонентском аппарате СПУ в положение «КР», а переключатель «СПУ - Радио» - в положение «Радио»;
- включить автомат защиты сети (АЗС-10) «КР»;
- установить переключатель «ПРМ - ПРД» на телеграфном ключе в положение «ПРМ»;
- для работы в телефонном режиме установить переключатель вида работы в одно из положений «ОМ», «ОМН» или «АМ» (вид работы «ЧТ» не задействован);
- набрать необходимую частоту ручками набора частоты. При этом на пульте управления загорится индикаторная лампа «Наст». По окончании настройки лампа «Наст» должна погаснуть.

При нормальной чувствительности приемника в телефонах должен прослушиваться собственный шум приемника или сигналы работающей радиостанции.

Примечания: 1. Установку частоты можно производить только тогда, когда индикаторная лампа «Наст» погашена.

2. Если на пульте управления зажегся светосигнализатор «Авария», выключить, радиостанцию на 3 с, после чего вновь включить ее;

- установить регулятором громкости «Общая» на абонентском аппарате СПУ и регулятором «Громк» на пульте управления радиостанцией необходимую громкость принимаемого сигнала;

- проверить работу радиостанции на режиме «Передача» по наличию самопрослушивания и свечению индикаторной лампы «ПРД» на пульте управления, для чего нажать кнопку «Радио» или тангенту (у радиста и штурмана) и сообщить абоненту требуемую информацию.

В телеграфном режиме переключатель вида работы на пульте управления установить в положение «АТ», а переключатель «ПРМ-ПРД» на телеграфном ключе - в положение «ПРД», после чего произвести передачу, сообщений телеграфным ключом.

Регулировку тона принимаемых телеграфных сигналов производить ручкой «Тон» на пульте управления:

- проверить возможность приема в режиме работы «ПРМ 2-28 МГц», для чего:

а) открыть крышку переключателя «ПРМ. 2-28 МГц» на пульте управления радиста и установить переключатель в положение, указанное стрелкой;

б) набрать необходимую частоту в пределах 2-28 МГц ручками набора частоты. При этом на пульте управления загорится индикаторная лампа «Наст», а по окончании настройки лампа «Наст» погаснет;

в) установить регулятором громкости «Общая» на абонентском аппарате СПУ и регулятором «Громк» на пульте управления радиостанцией необходимую громкость принимаемого сигнала;

г) вернуть переключатель «ПРМ. 2-28 МГц» в положение против направления, указанного стрелкой.

Эксплуатация радиостанций в полете

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ВКЛЮЧЕНИЕ И РАБОТА РАДИОСТАНЦИИ ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЕЙ В РЕЖИМЕ ЗЕМНОГО МАЛОГО ГАЗА.

Для включения и работы с радиостанцией в полете:

- установить переключатель радиосвязей на абонентском аппарате СПУ в положение «КР», переключатель «СПУ - Радио» - в положение «Радио»;

- включить АЗС-10 «КР» на приборной доске радиста;

- установить необходимый режим работы. При работе в режиме «ПРМ. 2-28 МГц», установить переключатель в положение, указанное стрелкой, и набрать ручками набора частоты необходимую частоту;

- при выбранном режиме работы на пульте управления радиостанцией установить рабочую частоту. По окончании настройки индикаторная лампа «Наст» на пульте управления должна погаснуть;

- установить регулятором громкости «Общая» на абонентском аппарате СПУ и регулятором «Громк» на пульте управления радиостанцией необходимую громкость принимаемого сигнала;

- для ведения передачи в телефонном режиме нажать кнопку «Радио» на штурвале или тангенту (у радиста и штурмана);

- для ведения передачи в телеграфном режиме установить на телеграфном ключе переключатель «ПРД-ПРМ» в положение «ПРД»;

- отрегулировать тон принимаемых телеграфных сигналов вращением ручки «Тон» на пульте управления радиостанцией.

Особенности эксплуатации радиостанции

1. Для исключения перегрева радиостанции работу производить по циклу 5 мин - передача, 5 мин - прием. Допускается непрерывная работа в режиме «передача» в течение 15 мин, после чего работа в режиме «прием» не менее 1 ч.
2. Радиостанцию разрешается эксплуатировать в диапазоне температур от минус 55°С до плюс 55°С.
3. При работе с радиостанциями, имеющими пониженную стабильность частоты, допускается дополнительная подстройка частоты радиостанции ручкой «Сотни Гц» при работе в режиме «ОМН» и ручкой «Единицы кГц» в режиме «АМ» и «АТ».

8.5.2. РАДИОСТАНЦИЯ «ШИРОТА-У»

Общие сведения

Средневолновая (СВ) радиостанция «Широта-У» предназначена для ведения беспойсковой, бесподстроечной симплексной телефонной и телеграфной радиосвязи в северных широтах с наземными командно-диспетчерскими пунктами и с самолетами в диапазоне частот 325- 599,9 Гц с дискретностью 0,1 кГц.

Радиостанция обеспечивает следующие виды работ: «АТ», «АМ», «ОМ» и «ОМ 10».

Радиостанция имеет встроенную систему контроля, которая позволяет оперативно проверить работоспособность радиостанции и определить неисправный блок.

Включение и управление радиостанцией осуществляется с пульта управления на рабочем месте бортрадиста (второго пилота).

Ведение двусторонней связи могут осуществлять КВС, второй пилот и бортрадист. Штурман только прослушивает сигналы приемника.

Для обеспечения прослушивания сигналов радиостанции на левой панели верхнего щитка пилотов установлен переключатель «Прослушивание. КРП ОСЬ-СВ», а на панели с блоками радиооборудования на рабочем месте штурмана - переключатель «Прослушивание. СД-СВ».

При ведении связи по СВ-радиостанции переключатель радиосвязей на абонентских аппаратах СПУ должен находиться в положении «СР», а переключатели «Прослушивание. КРП ОСЬ-СВ» и «Прослушивание. СД-СВ» - в положении «СВ».

Для сигнализации о работе радиостанции в режиме передачи на средней и правой панелях приборной доски пилотов и на приборной доске штурмана установлены светосигнализаторы «Работает ПРД КВ-СВ».

Подготовка к полету

1. Убедиться, что органы управления установлены в исходное положение:

а) на абонентских аппаратах:

- переключатели радиосвязей - в положение «СР»;
- переключатель «СПУ - Радио» - в положение «Радио»;
- регуляторы громкости «Общая» и «Просл» - в среднее положение;

б) на левой панели верхнего щитка пилотов:

переключатель «Прослушивание. КРП Ось-СВ» - в положение «СВ»;

в) на панели штурмана с блоками радиооборудования:

переключатель «Прослушивание. СД-СВ» - в положение «СВ»;

г) на телеграфном ключе:

- переключатель «ПРД-ПРМ» - в положение «ПРМ»;

- регулятор «Тон» - в среднее положение;

д) на пульте управления радиостанцией:

- переключатель вида работы - в положение «Выкл»;

- переключатель «ПШ» - в положение «Выкл»;

- регулятор «Громк» - в положение максимальной громкости;

- ручки-установки частоты - в произвольное положение.

2. Подключить гарнитуры.

3. Включить СПУ.

4. Включить автоматы защиты:

- «СВ» - на приборной доске радиста;

- «Сигнал. КВ-СВ» - на щитке АЗС.

5. Включить радиостанцию, установив переключатель вида работы в положение «АМ».

Должно загореться и через 5 с погаснуть светосигнальное табло «Настр», а на цифровом индикаторе высветится значение ранее установленной частоты, в телефонах гарнитуры будут прослушиваться шумы приемника.

6. Проверить работоспособность радиостанции встроенным контролем:

- установить ручками установки частоты на пульте управления частоту 325 кГц;

- нажать и отпустить кнопку «Контроль» на пульте управления.

На цифровом индикаторе будет высвечиваться условный номер контролируемого блока в последовательности 0, 2, 1, 4, 5, 1. При исправной радиостанции по окончании цикла контроля высвечивается цифра 3 - конец контроля, индикатор гаснет, а в телефонах гарнитуры появляются шумы приемника. При наличии неисправности в радиостанции индикатор будет высвечивать одну из вышеуказанных цифр.

7. Проверить связь с аэродромной радиостанцией:

- установить ручками установки частоты на пульте управления частоту аэродромной радиостанции. После смены частоты светосигнальное табло «Настр» загорится и по окончании настройки погаснет радиостанция готова к работе;

- изменяя положение переключателя «ПШ», установить соответствующий порог срабатывания подавителя шумов по уменьшению шумов в телефонах гарнитуры;

- нажать кнопку «Радио» на штурвале управления (ножную тангенту «Радио» на рабочем месте бортрадиста) и установить двустороннюю связь с аэродромной радиостанцией. При этом на приборных досках пилотов и штурмана загораются светосигнализаторы «Работает ПРД КВ-СВ». Радиосвязь должна быть устойчивой, а в телефонах гарнитуры в режиме передачи должна четко прослушиваться собственная речь. Ответная информация должна быть разборчивой. Уровень громкости регулировать ручкой «Громк».

8. Проверить телеграфный вид работы радиостанции:

- установить переключатель вида работы на пульте управления в положение «АТ»;
- установить на телеграфном ключе переключатель «ПРД-ПРМ» в положение «ПРД» и, нажимая ключ, прослушать в телефонах телеграфные посылки, тон которых отрегулировать регулятором «Тон». В такт нажатия ключа на приборных досках пилотов и штурмана загорятся светосигнализаторы «Работает ПРД КВ-СВ»;
- установить на телеграфном ключе переключатель «ПРД-ПРМ» в положение «ПРМ».

9. Выключить радиостанцию, установить переключатель вида работы на пульте управления в положение «Выкл».

Эксплуатация в полете

Включить радиостанцию и вести радиосвязь в соответствии с полетным заданием.

Отрегулировать желаемую громкость приема, а ручкой «Подсвет, пультов» установить необходимую яркость освещения пульта управления и телеграфного ключа.

- Примечания:**
1. После включения радиостанция готова к работе с номинальными параметрами через 15 мин, с пониженными - через 5 мин.
 2. Радиостанция обеспечивает непрерывную работу в течение 24 ч по циклу: 5 мин - передача, 10 мин - прием.
 3. При наличии помех включить подавитель шумов и установить соответствующий порог срабатывания подавителя шума.
 4. При ошибочном наборе частот вне диапазона 325,0-599,9 кГц автоматически устанавливается частота 325 кГц.
 5. Рекомендуется устанавливать частоты связи; начиная с высшего разряда.
 6. Время перехода с одной частоты на другую составляет 5 с (не более).
 7. В радиостанции предусмотрена автоматическая защита от электроперегрузок, коротких замыканий, термозащита и барозащита с отключением электропитания и погашением цифровой индикации на пульте управления.

После посадки выключить радиостанцию.

Возможные неисправности и действия экипажа

Признак отказа	Действия экипажа
В режиме передачи пропало самопрослушивание, а работа корреспондента прослушивается.	Экипажу продолжать прием сигналов на той же частоте.
При автоматическом выключении электропитания радиостанции сработала автоматическая защита.	Отключить радиостанцию и снова включить. Если повторно срабатывает защита, радиостанцию выключить.

8.5.3. РАДИОСТАНЦИЯ P-855УМ

Радиостанция предназначена для связи (вне самолета) экипажа самолета, совершившего вынужденную посадку вне аэродрома, с самолетами и вертолетами поисково-спасательной службы и для привода их к месту нахождения радиостанции.

Радиостанция является ультракоротковолновой, симплексной, переносной малогабаритной, индивидуального пользования, обеспечивает двустороннюю беспойсковую и бесподстроечную связь с самолетными МВ-радиостанциями в любое время года и суток, а также может быть использована в качестве радиомаяка с прерывистой тональной модуляцией.

Радиостанция работает на фиксированной частоте 121,5 МГц.

Батарея питания обеспечивает непрерывную работу радиостанции в режиме «Передача- Прием» (1 мин - передача, 3 мин - прием) в течение 60 ч, а в режиме «Тон» - не менее 24 ч при температуре окружающего воздуха $\pm 50^{\circ}\text{C}$.

Радиостанция и батарея питания выполнены водонепроницаемыми.

На борту самолета имеются два комплекта радиостанций, которые размещены в сумке, установленной на внутренней стороне входной двери кабины экипажа.

Правила подготовки и работы с радиостанцией помещены на лицевой стороне приемопередатчика.

ВНИМАНИЕ. ПРИ РАБОТЕ С РАДИОСТАНЦИЕЙ ПРИ ТЕМПЕРАТУРЕ ОКРУЖАЮЩЕГО ВОЗДУХА НИЖЕ 0°C БАТАРЕЮ НУЖНО ПОМЕСТИТЬ ВО ВНУТРЕННИЙ КАРМАН ЛЕТНОГО ОБМУНДИРОВАНИЯ.

8.5.4. ЗАЩИТА ЦЕПЕЙ ПИТАНИЯ РАДИООБОРУДОВАНИЯ

Наименование оборудования	Тип защиты	Место установки
Радиостанция «Микрон»	АЗС-10	Приборная доска радиста
Радиовысотомер РВ-5	СП-15	Панель радиста
	АЗС-2	Щит АЗС
Аппаратура «Ось-1»	СП-2	Панель радиста
	АЗС-2	Щит АЗС
Аппаратура «Веер-М»	АЗС-5	Щит АЗС
	СП-2	Панель радиста
Дальномер СД-67	АЗС-5	Щит АЗС
	СП-2	Панель радиста
Ответчик СОМ-64	АЗС-5	Щит АЗС
	СП-5	Панель радиста
Высотомер УВИД-30-15К	АЗС-2	Щит АЗС
	СП-2	Панель радиста
Изделие «020М»	АЗС-2	Щит АЗС
	СП-5	Панель радиста
Радиолокационная станция «Гроза-26А»	АЗС-5	Щит АЗС
	СП-5	Панель радиста
Высотомер ВЭМ-72ФГ	СП-2	Панель радиста
	АЗС-5	Щит АЗС
	СП-2	Панель радиста

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
1. Перечень допустимых отказов и неисправностей самолета Ан-26, с которыми разрешается завершение рейса до аэропорта базирования	3
2. Листы контрольного осмотра самолета Ан-26 экипажем перед запуском двигателей	9
3. Карта контрольной проверки самолета Ан-26 экипажем	13
4. Перечень жидкостей и газов, используемых для заправки систем самолета	22

**ПЕРЕЧЕНЬ ДОПУСТИМЫХ ОТКАЗОВ И НЕИСПРАВНОСТЕЙ САМОЛЕТА Ан-26,
С КОТОРЫМИ РАЗРЕШАЕТСЯ ЗАВЕРШЕНИЕ РЕЙСА ДО АЭРОПОРТА БАЗИРОВАНИЯ**

1. Настоящий Перечень определяет допустимые отказы и неисправности самолета, с которыми разрешается продолжение полета и вылет с промежуточного и конечного аэропортов для завершения рейса до аэропорта базирования данного самолета.
2. При обнаружении на самолете любого отказа или неисправности, не указанных в настоящем Перечне, продолжение рейса разрешается только после устранения их в аэропорту посадки.
3. При обнаружении отказов и неисправностей, перечисленных в Перечне, в промежуточных или конечном аэропортах инженерно-технический состав обязан принять меры к их устранению за время стоянки самолета по расписанию. Если это невозможно по времени из-за отсутствия материально-технических средств, разрешается продолжение полета с данным отказом или неисправностью для завершения рейса до аэропорта базирования самолета. В этом случае для выпуска самолета в рейс инженерно-технический состав обязан:
 - четко определить характер и причину отказа или неисправности;
 - убедиться, что данный отказ или неисправность предусмотрены Перечнем;
 - убедиться, что данный отказ или неисправность не окажет влияния на работу других систем, агрегатов или оборудования самолета;
 - сообщить командиру воздушного судна об отказе (неисправности) и принятых мерах по обеспечению дальнейшего полета.
4. Окончательное решение о продолжении полета с данным отказом или неисправностью для завершения рейса до аэропорта базирования самолета принимает командир воздушного судна с учетом метеорологических условий, оборудования аэропортов посадки и др.
5. В случае принятия командиром воздушного судна решения о вылете необходимо:
 - изолировать (отключить) отказавшее (неисправное) оборудование от работающей системы, при необходимости снять отказавшее оборудование и выполнить работы, рекомендуемые Перечнем;
 - произвести запись в бортовом журнале и карте-наряде за подписями командира воздушного судна и начальника (инженера) смены об обнаруженном отказе или неисправности, выполненных работах и принятом решении.
6. Применение данного Перечня не снимает ответственности с командира воздушного судна и лиц, готовящих самолет к рейсу, за безопасность полета.
7. Вылет самолета с отказами и неисправностями, указанными в настоящем Перечне, с аэропорта базирования самолета **категорически запрещается**.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

№ п/п	Неисправность	Дополнительные условия для полета на базовый аэродром
А. Планер		
1	Повреждена обшивка пола и бортов грузовой кабины без повреждения силовых элементов фюзеляжа.	
2	Отказали средства механизации погрузочно-разгрузочных работ.	
3	Повреждена обшивка пола в кабине экипажа.	Обеспечивается сохранность от повреждений тяг управления самолетом.
4	Неисправен механизм открытия форточка в кабине экипажа.	Вторая форточка исправна. Неисправная форточка закрыта и обеспечено плотное прилегание ее по контуру герметичности.
5	Неисправен один электростатический разрядник.	
Б. Управление		
1	Неисправен механизм регулировки положения педалей на одном рабочем месте пилотов.	На рабочем месте с неисправным механизмом регулировки положения педалей пилот, застегнутый привязными ремнями, может: <ul style="list-style-type: none"> - пересилить рулевые машины автопилота; - отклонить рули в крайние положения.
2	Неисправен механизм регулировки сиденья одного пилота.	Сиденье находится в застопоренном положении, при котором пилот, застегнутый привязными ремнями, может: <ul style="list-style-type: none"> - пересилить рулевые машины автопилота; - отклонить рули в крайние положения.
В. Шасси и гидросистема		
1	Местное истирание одной из авиашин каждой стойки шасси не более трех слоев корда.	
2	Подтекает масло АМГ-10 по штокам амортизаторов передней и основных стоек шасси.	Обжатие амортизаторов не выходит за допустимые пределы.
3	Отказал стояночный тормоз.	
4	Неисправен один из гидроаккумуляторов гидросистемы.	
5	Отказал УГ-100 аварийной тормозной системы.	Обеспечено торможение от основной гидросистемы.
6	Не работает стеклоочиститель правого пилота.	Посадка должна производиться при отсутствии осадков и обледенения.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

№ п/п	Неисправность	Дополнительные условия для полета на базовый аэродром
7	Отказал концевой выключатель блокировки уборки шасси при обжатой передней стойке.	После взлета перед уборкой шасси включить выключатель «Откл. блокир. уборки шасси». На самолетах без указанного выключателя вылет запрещается.
8	Отказал УА-27 тормозной системы.	Выключить автомат торможения.
Г. Силовая установка		
1	Имеется не более трех трещин длиной до 20 мм на мотогондолах двигателей.	
2	Отказал масломер МЭС- 1857В одного двигателя АИ-24ВТ.	1. Перед каждым полетом проверять мерной линейкой количество масла в баке с отказавшим масломером. 2. В полете контролировать величины давления масла на входе в двигатель и срабатывание светосигнального табло минимального остатка масла в баке.
3	Отказал автоматический регулятор температуры масла АРТМ, при этом ручное управление створкой маслорадиатора исправно.	Включить ручное управление створкой маслорадиатора и поддерживать температуру масла равной 70- 80°С.
4	Отказал измеритель вибрации ИВ-41Б.	
5	Негерметично сальниковое уплотнение одного из подкачивающих насосов (подтекание топлива из дренажной трубки насоса).	Подтекание топлива не превышает одной капли в минуту.
6	Откачала система централизованной заправки.	Произвести заправку через заливные горловины.
7	Отказал один подкачивающий насос.	Выключить АЗС отказавшего насоса.
8	Неисправна система автоматического управления перекачкой топлива.	Управление перекачкой топлива производить вручную в соответствии с табл. 7.2-1.
9	Неисправен расходомер топлива.	Выключить электропитание расходомеров.
Д. Противообледенительные системы		
1	Неисправен один сигнализатор обледенения СО-4АМ.	Полет выполнить в простых метеорологических условиях при исправном ручном управлении противообледенительной системой винтов.
2	Растрескивание покровного слоя электрообогреваемого стекла, искрение в нагревательном элементе.	Вылет разрешается. Электрообогрев поврежденного стекла не включать. Полет выполнять при отсутствии условий обледенения.
Е. Система кондиционирования воздуха в кабине		
1	Неисправен кран переключения подачи воздуха через верхние и нижние короба грузовой кабины.	

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

№ п/п	Неисправность	Дополнительные условия для полета на базовый аэродром
2	Неисправны турбохолодильники IX-1277 левой или правой подсистем.	Закрыть отбор воздуха от двигателя в подсистему кондиционирования воздуха с неисправными турбохолодильниками.
3	Отказал в закрытом положении один кран отбора воздуха от одного двигателя в систему кондиционирования.	
4	Отказали регуляторы АРВП, АРТ-56-6.	Управление весовой подачей воздуха и регулирование температуры воздуха в кабине производить ручным способом.
5	Неисправен термометр ТВ-19, измеряющий температуру воздуха в кабине.	Выключить АЗС-2 «t° воздуха в кабине».
Ж. Система регулирования давления воздуха в кабине		
1	Неисправен командный прибор изд. 2077.	Полет выполнять на высоте не более 3500 м при разгерметизированной кабине и с вертикальной скоростью набора высоты, снижения не более 3 м/с
2	Отказал один выпускной клапан изд. 2176Б в закрытом положении.	
3	Отказал указатель УВПД-15: а) погрешности по шкалам высоты или перепада давления превышают допустимые величины, соответственно ± 300 м и $\pm 0,02$ кгс/см; б) погрешности по шкалам высоты и перепада давления превышают допустимые величины.	1. Герметична система питания приборов второго пилота статическим давлением. 2. Контроль за величиной давления в кабине производить по исправной шкале. 1. Герметична система питания приборов второго пилота статическим давлением. 2. Полет выполнить на высоте до 3500 м при разгерметизированной кабине и с вертикальной скоростью набора высоты, снижения не более 3 м/с.
4	Отказал кабинный вариометр ВР-10.	Исправен указатель УВПД-15.
5	Отказал высотный сигнализатор.	Исправен указатель высоты в кабине экипажа УВПД-15.
3. Электрооборудование		
1	Неисправны посадочно-рулежные фары: - отсутствует малый свет; - отсутствует большой свет.	При рулении использовать большой свет (не более 5 мин непрерывно для каждой фары). Посадка самолета должна производиться в светлое время суток.
2	Отказал нижний проблесковый маяк.	Исправны аэронавигационные огни.
3	Отказал верхний проблесковый маяк.	1. В полете по маршруту и в районе посадки не должно быть ухудшенной видимости. 2. Исправны аэронавигационные огни.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

№ п/п	Неисправность	Дополнительные условия для полета на базовый аэродром
4 5	Неисправны аэронавигационные огни. Неисправно освещение приборных досок, пультов или щитков или общее освещение кабины экипажа.	Исправны оба проблесковых маяка. Полет выполнить в светлое время суток.
И. Приборное оборудование		
1	Неисправен указатель КППМ второго пилота.	Исправен компас ГИК-1 и указатели курса у командира воздушного судна и штурмана.
2	Неисправен гирополукомпас ГПК-52АП или задатчик курса ЗК-2.	1. Выключить питание гирополукомпаса ГПК-52АП. 2. Установить переключатель ГИК – ГПК, расположенный на пульте управления автопилота в положение «ГИК».
3	Неисправен компас КИ-13.	
4.	Неисправен высотомер ВД-10К второго пилота или штурмана.	Герметична система питания статическим давлением приборов второго пилота или штурмана.
5	Неисправен автомат АУАСП-24КР.	1. Выключить питание АУАСП-24КР. 2. Отсутствует по маршруту полета средняя и большая болтанка.
6	Неисправен указатель скорости КУС-730/ 1100 штурмана.	Герметичны системы питания полным и статическим давлением приборов штурмана.
7	Неисправен автопилот АП-28Л1.	Выключить питание и аппараты защиты цепей питания автопилота АП-28Л1.
8	Неисправен один термометр наружного воздуха ТНВ-15.	
9	Неисправны одни часы АЧС.	
К. Радиооборудование		
1	Неисправна КВ-радиостанция.	Обеспечена связь по УКВ-радиостанциям по всему маршруту полета на базовый аэродром.
2	Неисправен блок СВБ-5.	Полет выполняется на средних и малых широтах.
3	Неисправна одна УКВ-радиостанция.	
4	Неисправен усилитель в сети 1 СПУ-7.	Перейти на связь по сети 2.
5	Неисправен радиовысотомер.	1. Исправны высотомеры ВД-10К. 2. Полет выполнять в простых метеорологических условиях.
6	Неисправен один АРК-11.	
7	Неисправен АРК-УД.	

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

№ п/п	Неисправность	Дополнительные условия для полета на базовый аэродром
8	Неисправен радиолокатор.	Полет выполнять в простых метеорологических условиях.
9 10	Неисправна станция РСБН-2С. Неисправна система СП.	Посадку выполнять в простых метеорологических условиях с использованием при заходе на посадку систем ОСП и РСП.

**ЛИСТЫ КОНТРОЛЬНОГО ОСМОТРА САМОЛЕТА Ан-26 ЭКИПАЖЕМ
ПЕРЕД ЗАПУСКОМ ДВИГАТЕЛЕЙ**

Общие указания

Контрольным осмотр и проверка являются основой подготовки самолета и экипажа к очередному полету и предполагают выполнение каждым членом экипажа определенного объема обязательных технологических операций, обеспечивающих эксплуатацию самолета.

Технологические операции, входящие в листы контрольного осмотра, подробно излагаются в разд. 3 и 7 настоящего РЛЭ.

Каждый лист контрольного осмотра состоит из двух колонок: левая содержит краткое (условное) наименование объектов, подлежащих осмотру и проверке, правая - обобщенное содержание необходимых действий.

**Лист контрольного осмотра самолета Ан-26 командиром воздушного судна
перед запуском двигателей**

- | | |
|---|--|
| 1. Доклад бортмеханика о заправке самолета топливом, маслом, ресурсах двигателей и самолета, последних работах, проведенных на самолете и наличии судовых документов. | - Принять |
| 2. Планер, силовые установки и шасси | - Произвести внешний осмотр |
| 3. Индивидуальные особенности самолета по бортовому журналу | - Изучить |
| 4. Кабина экипажа, остекление | - Осмотреть |
| 5. Педали, кресло, привязные ремни, стопорение кресла | - Подогнать, проверить надежность |
| 6. Органы управления самолетом | - Проверить полноту и легкость хода, отклонения, застопорить |
| 7. Приборная доска, центральный и левый пульты, щиток запуска двигателей. | - Осмотреть |
| а) стояночный тормоз | - Включить |
| б) автомат торможения | - Включить |
| в) триммеры | - Нейтрально |
| г) закрылки | - Убраны |
| д) исходные показания приборов и графики поправок к ним | - Правильны, на борту |
| е) пилотажно-навигационное оборудование | - Проверить |
| ж) работа автопилота | - Проверить |
| з) автопилот | - Выключить |
| и) кислородное оборудование, кислородные маски | - Подогнать, проверить |
| 8 Таблица суммарных поправок высотомера | - Проверить наличие и соответствие номеру на приборе |
| 9. Барометрическое давление на высотомере | - Сверить с давлением на аэродроме |

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

- | | |
|--|-------------|
| 10. Освещение рабочего места, подсвет приборов и светосигнальных табло | - Проверить |
| 11. Подготовка к запуску | - Выполнить |
| 12. Магнитофоны | - Включить |
| 13. Доклад о готовности членов экипажа к запуску двигателей | - Принять |

Подать команду по СПУ техническому составу: «Убрать колодки».

Примечание. При приемке самолета экипажем от АТБ перед началом первого рейса проверить правильность отклонения рулей, элеронов, триммеров и закрылков совместно со вторым пилотом или бортмехаником.

**Лист контрольного осмотра самолета Ан-26 вторым пилотом
перед запуском двигателей**

- | | |
|--|--|
| 1. Планер, силовые установки и шасси | - Произвести внешний осмотр |
| 2. Размещение и крепление грузов, центровка и взлетная масса самолета. Документы на загрузку | - Проверить |
| 3. Кабина экипажа, остекление | - Осмотреть |
| 4. Педали, кресло, привязные ремни, стопорение кресла | - Подогнать, проверить надежность |
| 5. Отклонение органов управления самолетом | - Проверить |
| 6. Приборная доска, правый пульт | - Осмотреть |
| 7. Исходные показания приборов и графики поправок к ним | - Правильны, на борту |
| 8. Положение выключателей на приборной доске и правом пульте | - Проверить |
| 9. Пилотажно-навигационное оборудование и работа радиооборудования | - Проверить |
| 10. Таблица суммарных поправок высотомера | - Проверить наличие и соответствие номеру на приборе |
| 11. Барометрическое давление на высотомере УВИД-30-15К | - Сверить с давлением на аэродроме |
| Высотомер ВЭМ-72ФГ | - Установить давление аэродрома, приведенное к уровню моря. Сверить с абсолютной высотой аэродрома |
| 12. Кислородное оборудование, кислородные маски | - Подогнать, проверить |
| 13. Освещение рабочего места, подсвет приборов и светосигнальных табло | - Проверить |
| 14. МСРП | - Включить |
| 15. Выключение отбора воздуха от двигателей | - Проверить |

Доложить командиру воздушного судна об осмотре самолета согласно листу контрольного осмотра и о готовности к полету.

Лист контрольного осмотра самолета Ан-26 штурманом перед запуском двигателей

- | | |
|--|------------|
| 1. Сборники схем, полетные карты, регламенты, задание на полет | - На борту |
|--|------------|

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

- | | |
|---|---|
| 2. Бортовые часы, их показания | - Завести, сверить |
| 3. Работа пилотажно-навигационного оборудования: ГИК, ГПК, КИ-13, АРК, радиолокационной станции | - Проверить |
| 4. Таблицы суммарных поправок высотомеров | - Проверить наличие и соответствие номеру на приборах |
| 5. Графики поправок к приборам | - Проверить наличие |
| 6. Установка стрелок высотомера на «нуль», соответствие показаний шкалы барометрического давления давлению на аэродроме | - Убедиться, сверить |
| Установка на футомере давления аэродрома, приведенного к уровню моря | - Убедиться, сравнить показания футомера с абсолютной высотой аэродрома |
| <p>Доложить командиру воздушного судна об осмотре самолета согласно листу контрольного осмотра и о готовности к полету.</p> | |
| 7. При полетах без бортрадиста дополнительно: | |
| Антенные устройства | - Исправны |
| Регламенты, сборники схем | - На борту |
| Работа радиооборудования | - Проверить |

Лист контрольного осмотра самолета Ан-26 бортмехаником перед запуском двигателей

- | | |
|---|--|
| 1. Судовая документация (свидетельство о регистрации самолета, удостоверение о его годности к полетам, бортовой и санитарный журналы) | - На борту |
| 2. Индивидуальные особенности самолета по бортовому журналу | - Изучить |
| 3. Чистота отстоя топлива | - Проверить |
| 4. Планер, силовые установки и шасси | - Произвести внешний осмотр |
| 5. Заглушки с двигателей, приемников давления, РИО, кассет сигнальных ракет и дренажей топливных баков | - Снять |
| 6. Поверхности самолета (планер, воздушные винты, воздухозаборники двигателей) | - Убедиться в отсутствии снега, инея, льда и грязи |
| 7. Воздушные винты на минимальном угле, легкость их вращения | - Проверить |
| 8. Закрытие люков | - Проверить |
| 9. Заземление | - Убрать |
| 10. Грузовые помещения и кабины экипажа | - Произвести внутренний осмотр |
| 11. Кислородное оборудование, зарядка кислородных баллонов, маски | - Проверить, подогнать |
| 12. Напряжение бортовых аккумуляторов | - Проверить |
| 13. Заправка топливом, маслом | - Проверить |
| 14. Расходомеры | - Выставить |
| 15. Заправка гидросистемы | - Проверить |

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

- | | |
|---|-----------------------------------|
| 16. Исправность пожарного оборудования | - Проверить |
| 17. Сигнализация обледенения двигателей и МСРП | - Проверить |
| 18. Триммеры и сигнализация их нейтрального положения | - Проверить |
| 19. Уборка закрылков | - Проверить |
| 20. Исправность всех светосигнализаторов | - Проверить |
| 21. Осветительное оборудование | - Проверить |
| 22. При полетах без бортрадиста дополнительно:
Напряжение аккумуляторов, подача напряжения на аварийную шину | - Проверить |
| Работа преобразователей | - Проверить |
| Телефоны, ларингофоны | - Проверить наличие и исправность |
| Запасной комплект предохранителей и ламп | - Проверить наличие |
| 23. Подготовка к запуску | - Выполнить |

Доложить командиру воздушного судна об осмотре самолета согласно листу контрольного осмотра и о готовности к полету.

Лист контрольного осмотра самолета Ан-26 бортрадистом перед запуском двигателей

- | | |
|--|-----------------------------------|
| 1. Антенные устройства | - Исправны |
| 2. Регламенты, сборники схем | - На борту |
| 3. Напряжение аккумуляторов, подача напряжения на аварийную шину | - Проверить |
| 4. Работа преобразователей | - Проверить |
| 5. Телефоны, ларингофоны | - Проверить наличие и исправность |
| 6. Работа радиооборудования | - Проверить |
| 7. Запасной комплект предохранителей и ламп | - Проверить наличие |

Доложить командиру воздушного судна об осмотре самолета согласно листу контрольного осмотра и о готовности к полету.

КАРТА КОНТРОЛЬНОЙ ПРОВЕРКИ САМОЛЕТА Ан-26 ЭКИПАЖЕМ

Общие указания

1. Карта контрольной проверки является документом, цель которого - способствовать организации дополнительного контроля за выполнением наиболее ответственных операций, определяющих готовность самолета и экипажа к очередному этапу или рубежу полета и непосредственно влияющих на безопасность полета.

Картой предусматривается, что до проведения контрольных проверок операций каждый член экипажа выполнил в полном объеме комплекс требуемых технологических операций в соответствии с требованиями Руководства.

2. Контроль и чтение Карты контрольной проверки - это комплекс обязательных проверок операций, проводимых экипажем под руководством КВС на предписанных рубежах при подготовке к полетам любого назначения и их выполнении.

Карта контрольной проверки является принадлежностью самолета. Вылет самолета без Карты **запрещается**.

3. Контроль и чтение Карты контрольной проверки начинается на установленных для этого рубежах по команде КВС.

4. Разделы Карты читает по СПУ бортрадист, при отсутствии в составе экипажа бортрадиста - борtmеханик.

5. Рубежи начала чitки разделов Карты:

- «Перед запуском двигателей» - непосредственно после выполнения операции согласно листам контрольного осмотра и доклада членов экипажа о готовности к запуску двигателей;
- «Перед вырубиванием» - непосредственно после запуска двигателей;
- «На рулении» - при рулении по РД по прямой при отсутствии препятствий, требующих повышенного внимания;
- «На предварительном старте» - перед запросом разрешения вырубивать на исполнительный старт;
- «На исполнительном старте» - перед запросом разрешения на взлет;
- «Перед снижением с эшелона» - за 5-10 мин перед запросом у диспетчера РДП разрешения на снижение;
- «После перехода на давление аэродрома» - после получения указания на снижение по давлению аэродрома; при выполнении полета по кругу, а также при повторном заходе после ухода на второй круг - после окончания второго разворота;
- «Перед третьим разворотом или на удалении 14-16 км» - к началу третьего разворота проверка должна быть закончена;
- «Перед входом в глиссаду» - непосредственно после окончания четвертого разворота; при заходе «с прямой» - перед входом в глиссаду.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

Примечания: 1. В графах Карты цифрами указаны ответственные за проверку по данному пункту и очередность доклада, в скобках даны возможные варианты в зависимости от состава экипажа.

2. При благоприятных условиях для руления разрешается контрольные операции рубежа «На предварительном старте» выполнять в процессе рулений, за исключением операции по проверке ИКМ.

Карта контрольной проверки

№ п/п	Наименование контролируемых органов (операций)	Форма доклада	Очередность доклада				
			КВС	2/П	Ш	Б/м	Б/р
I. ПЕРЕД ВЗЛЕТОМ							
1. Перед запуском двигателей							
1	МСРП	Включен	-	1	-	-	-
	Магнитофон	Включен	1	-	-	-	-
2	Заглушки, чехлы, домкрат	Сняты, на борту	-	-	-	1	-
3	Двери, люки	Закрыты, проверены	-	-	-	1	-
4	Управление самолетом	Расстопорено, свободно	1	2	-	-	-
5	Триммеры	Нейтрально, руля высоты делений	1	2	-	-	-
6	Взлетные данные	Масса ... т, центровка ... % V ₁ км/ч V _{п. ст.} ... км/ч V ₂ км/ч	-	1	-	-	-
2. Перед выруливанием							
1	Топливная система	На борту ... т, автоматика включена По заданию ... т	-	-	-	1	-
2	РУ19А-300, щиток запуска	Работает (выключен), закрыт	1	-	-	2	-
3	Гидросистема	Давление в норме	-	-	-	1	-
4	Электросистема	Проверена, работает нормально	-	-	3	2	1
5	Противообледенительные системы	Включены (выключены)	-	1	-	2	-
6	Авиагоризонты, ЦГВ, ЭУП, БКК	Включены, проверены, риски совмещены	2	1	-	3	-
7	СП, АРК	Включена ... канал, 1-й на дальнюю, 2-й на ближнюю	1	-	-	-	-
8	ГИК, ГПК, КИ-13	Включено, согласовано, курс ... градусов	3	2	1	-	-
9	Опознавание, СОМ-64	Включено, работает, режим «023М» установлен	1	-	2	-	(2)
			-	-	-	1	
3. На рулении							
1	Тормоза основные, аварийные	Проверены, исправны	1	2	-	-	-
2	ЭУП	Работает	1	2	-	3	-

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

№ п/п	Наименование контролируемых органов (операций)	Форма, доклада	Очередность доклада				
			КВС	2/П	Ш	Б/м	Б/р
4. На предварительном старте							
1	РУ19А-300	Работает (выключен)	1	-	-	2	-
2	Высотомеры: ВМ-15К, УВИД-30-15К ВЭМ-72ФГ, ВМФ-50КГ	Высота нуль, давление ... мм рт. ст.	2	1	-	-	-
		Давление, приведенное к уровню моря, установлено ... гПа, высота ... футов	2	1	-	-	-
	РВ	РВ включен	1	2	-	-	-
3	Авиагоризонты, ЭУП	Проверены, риски совмещены	2	1	-	3	-
4	Закрылки	Выпущены 15 градусов	2	-	-	1	-
5	Управление самолетом	Проверено, свободно	1	2	-	-	-
6	Отбор воздуха	Выключен	-	1	-	-	-
7	Автофлюгер по ИКМ	Проверен	-	-	-	1	-
8	Форточки	Закрыты	2	1	-	-	-
5. На исполнительном старте							
	Готовность к взлету	Красные сигналы не горят, винты на упоре, режим «УВД» установлен, готов	-	-	-	1	-
		Курс ... согласовано, готов	-	(2)	2	-	-
		Обогрев ПВД включен, готов	-	3	-	-	-
		Переднее колесо «Взлет - посадка», готов	4	-	-	-	-
11. ПЕРЕД ПОСАДКОЙ							
6. Перед снижением с эшелона							
1	Схема	Просмотрена	3	2	1	-	-
2	Посадочные данные	Топливо ... т	-	-	-	1	-
		Масса ... т, центровка ... %, скорость планирования ... км/ч, длина потребной ВПП	-	1	2	-	-
3	РВ, задатчик на высоту круга	Включен, задатчик на ... м установлен	1	2	-	-	-
4	ГИК, ГПК, КИ-13	Согласовано, курс ... градусов	2	1	3	-	-
5	СП	Включена ... канал	1	2	3	-	-
6	Защелки РУД	Установлены ... градусов	-	-	-	1	-
7	Тормоза, гидросистема	«Автомат тормозов» включен, давление в норме	2	-	-	1	-
8	Противообледенительные системы	Включены (выключены)	-	2	-	I	-
9	Обогрев ПВД	Включен	-	1	-	-	-
7. После перехода на давление аэродрома							
1	Высотомеры: ВМ-15К, УВИД-30-15К ВЭМ-72ФГ, ВМФ-50КГ	Давление установлено ... мм рт. ст.	2	1	-	-	-
		Давление, приведенное к уровню	2	1	-	-	-

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

№ п/п	Наименование контролируемых органов (операций)	Форма доклада	Очередность доклада				
			КВС	2/П	Ш	Б/м	Б/р
2	АРК	моря, установлено ... гПа, высота ... футов Показания высотомеров одинаковые (разные) ... м Настроены 1-й на дальнюю, 2-й на ближнюю, позывные прослушаны	-	-	2	1	-
3	КППМ	Установлен МК посадки ... градусов	2	1	-	-	-
8. Перед третьим разворотом или на удалении 14 - 16 км							
1	Переднее колесо	«Взлет - Посадка»	1	-	-	-	-
2	Электрический «нуль» ПСП	Проверен	1	-	-	-	-
3	Задатчик РВ на ВПП	Задатчик на ... м установлен	1	2	-	-	-
4	Лед на крыле и стабилизаторе	Отсутствует (имеется)	3	2	-	1	-
9. Перед входом в глиссаду							
1	Шасси	Выпущено, зеленые горят, давление в тормозах - нуль	2	-	-	1	-
2	Закрылки	Выпущены 38 (15 или 10 градусов)	2	-	-	1	-
3	Фары	Выпущены	2	-	-	1	-

ПОДРОБНОЕ СОДЕРЖАНИЕ КАРТЫ КОНТРОЛЬНОЙ ПРОВЕРКИ

I. Перед взлетом

1. Перед запуском двигателей

1. **МСРП, магнитофон** - включены - 2/П, КВС.
2/П, КВС должны убедиться, что МСРП и магнитофон включены.
2. **Заглушки, чехлы, домкрат** - сняты, на борту - Б/м.
Б/м должен убедиться в наличии на борту всех заглушек, домкрата, в том числе чехлов с ПВД.
3. **Двери, люки** - закрыты, проверены - Б/м.
Б/м должен убедиться, что все двери и люки закрыты, положения защелок проверены.
4. **Управление самолетом** - расстопорено, свободно - КВС, 2/П.
КВС и 2/П должны убедиться в том, что:
 - управление самолетом расстопорено;
 - отклонение рулей и элеронов до механических упоров свободное.
5. **Триммеры** - нейтрально, руля высоты ... делений - КВС, 2/П.
КВС, 2/П должны убедиться в том, что:

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

- горят светосигнализаторы нейтрального положения триммеров руля направления и элеронов;
- триммер руля высоты установлен в необходимое для взлета положение в зависимости от взлетной центровки самолета.

6. Взлетные данные - масса ... т, центровка ... %, V_1 ... км/ч, $V_{п.ст.}$... км/ч, V_2 ... км/ч - 2/П.

2/П докладывает фактическое значение параметров взлетной массы, центровки и расчетные значения параметров указанных скоростей.

2. Перед вырубиванием

1. Топливная система - на борту ... т, автоматика включена. По заданию ... т - Б/м, Ш, 2/П.

Б/м должен:

- определить заправку топливом по показаниям топливомера (отдельно по группам баков и по сумме);
- убедиться в правильности выставленных значений количества топлива на каждом расходомере;
- убедиться, что выключатели насосов баков-кессонов и дежурных групп баков находятся в требуемом положении, а зеленые светосигнализаторы горят.

Ш, 2/П докладывают необходимое количество топлива по заданию.

2. РУ19А-300, щиток запуска - работает (выключен), закрыт – КВС, Б/м.

КВС, Б/м должны убедиться, что щиток запуска двигателей АИ-24 закрыт.

Двигатель РУ19А-300 работает или выключен в зависимости от указания КВС.

3. Гидросистема - давление в норме - Б/м.

Б/м должен убедиться, что:

- давление в основной системе (155 ± 5) кгс/см²;
- в аварийной (160 ± 15) кгс/см².

4. Электросистема - проверена, работает нормально - Б/р, Б/м, Ш.

Б/р, Б/м, Ш должны убедиться, что все необходимые АЗС и выключатели включены, показания приборов контроля за работой агрегатов электросистемы в норме.

5. Противообледенительные системы - включены (выключены) - Б/м, 2/П.

Б/м, 2/П должны убедиться, что противообледенительная система крыла и оперения выключена, а противообледенительная система воздухозаборников двигателей включена или выключена (в зависимости от метеословий).

6. Авиагоризонты, ЦГВ, ЭУП, БКК - включены, проверены, риски совмещены - 2/П, КВС, Б/м.

2/П, КВС, Б/м должны убедиться, что перечисленные операции выполнены.

7. СП, АРК - включено ... канал, 1-й на дальнюю, 2-й на ближнюю. Позывные прослушаны - Ш, 2/П, КВС.

КВС должен убедиться, что СП включено и нужный канал установлен.

Ш, 2/П должны убедиться, что 1-й АРК настроен на ДПРМ, 2-й АРК - на БПРМ.

Ш, 2/П должны прослушать позывные ДПРМ и БПРМ, на которые настроены 1 и 2-й АРК.

8. ГИК, ГПК, КИ-13 - включено, согласовано, курс ... градусов - Ш, 2/П, КВС.

Ш, 2/П, КВС должны убедиться, что ГИК включен, а курс ГПК согласован с показаниями ГИК, указатели ГИК и КИ-13 правильно показывают магнитный курс с учетом девиации.

9. Оpoznание - включено, работает - КВС (Б/р), Ш.

КВС (Б/р), Ш должны убедиться, что система опознавания включена, код установлен.

СОМ-64 - включен, режим «023М» установлен - Б/м.

Б/м включает выключатель СО-63 и устанавливает переключатель режимов на пульте СО-63 в положение «023М».

3. На рулении

1. Тормоза основные, аварийные - проверены, исправны - КВС, 2/П.

КВС, 2/П должны в процессе руления самолета со стоянки на предварительный старт убедиться, что торможение колес осуществляется нормально от основной и аварийной тормозных систем.

2. ЭУП - работает – КВС, 2/П, Б/м.

КВС, 2/П, Б/м должны убедиться, что при разворотах самолета на рулении стрелка ЭУП отклоняется в сторону разворота.

4. На предварительном старте

1. РУ19А-300 - работает (выключен) - КВС, Б/м.

КВС, Б/м должны убедиться, что:

- параметры работы двигателя РУ 19А-300 находятся в норме (при работающем двигателе);
- каналы запуска и главный выключатель закрыты предохранительными колпачками.

2. Высотомеры: ВМ-15К, УВИД-30-15К - высота нуль, давление ... мм рт. ст.

ВЭМ-72ФГ, ВМФ-50КГ - давление, приведенное к уровню моря, установлено ... гПа, высота ... футов. **РВ** - РВ включен - 2/П, КВС.

2/П, КВС должны убедиться, что на их высотомерах обе стрелки совпадают с нулем, а барометрическая шкала показывает при этом давление, которое может отличаться от давления на аэродроме не более чем на $\pm 1,5$ мм рт. ст. при $t_b = 15-35^\circ\text{C}$, при других температурах $\pm 2,5$ мм рт. ст.; на футомерах установлено давление аэродрома, приведенное к уровню моря с допуском ± 2 гПа при $t_b = 15-35^\circ\text{C}$, при других температурах $\pm 3,5$ гПа. КВС, 2/П должны проверить, включен ли РВ.

3. Авиагоризонты, ЭУП - проверены, риски совмещены - 2/П, КВС, Б/м.

2/П, КВС, Б/м должны убедиться в правильности показаний авиагоризонтов и ЭУП.

4. Закрылки - выпущены 15 градусов - Б/м, КВС.

Б/м, КВС должны убедиться, что закрывки выпущены на 15° .

5. Управление самолетом - проверено, свободно - КВС, 2/П.

КВС, 2/П должны убедиться, что отклонение рулей и элеронов до механических упоров свободное.

6. Отбор воздуха – включен - 2/П.

2/П должен убедиться, что отбор воздуха от двигателей выключен.

Ан-26
РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС МААК «УРГА»

7. **Автофлюгер по ИКМ** - проверен - Б/м.

Б/м должен убедиться в исправности системы автоматического флюгирования воздушных винтов. Проверка автофлюгера выполняется при первом в течение суток вылете на данном самолете.

8. **Форточки** - закрыты - 2/П, КВС.

2/П, КВС должны убедиться, что их форточки закрыты.

5. На исполнительном старте

Готовность к взлету:

Красные сигналы не горят, винты на упоре, СОМ-64 - режим «УВД» установлен, готов - Б/м.

Б/м должен убедиться, что на приборных досках и пультах красные светосигнальные табло и светосигнализаторы отказов в работе систем (приборов) не горят, воздушные винты на упоре, переключатель режимов на пульте СО-63 установлен в положение «УВД».

Курс ... согласовано, готов - Ш (2/П).

Ш (2/П) должен убедиться, что курс ГПК согласован с показаниями ГИК и что эти показания и показания КИ-13 соответствуют МК ВПП.

Обогрев ПВД включен, готов - 2/П.

2/П должен убедиться, что обогрев ПВД включен, при этом три зеленых светосигнализатора обогрева приемников полного и воздушного давления должны непрерывно гореть.

Переднее колесо «Взлет-Посадка», готов - КВС.

КВС должен убедиться, что взлетно-посадочное управление передней стойкой шасси включено и горит зеленый светосигнализатор «Взлет - Посадка».

II. Перед посадкой

6. Перед снижением с эшелона

1. **Схема** - просмотрена - Ш, 2/П, КВС.

Ш, 2/П, КВС должны уточнить схему захода на посадку в данном аэропорту по сборнику.

2. **Посадочные данные** - топливо ... т - Б/м; масса ... т, центровка ... %, скорость планирования ... км/ч, длина потребной ВПП - 2/П, Ш.

Б/м, 2/П, Ш должны доложить значения указанных параметров.

3. **РВ, задатчик на высоту круга** - включен, задатчик на ... м установлен - КВС, 2/П.

КВС, 2/П должны убедиться, что:

- РВ включен;
- задатчик высоты установлен на высоту круга аэродрома посадки.

Если высота круга больше максимальной высоты, на которую может быть установлен задатчик РВ, устанавливайте задатчик на максимально возможное значение высоты.

4. **ГИК, ГПК, КИ-13** - согласовано, курс ... градусов - 2/П, КВС, Ш.

2/П, КВС, Ш должны убедиться, что показания ГИК, ГПК, КИ-13 совпадают, показывают один и тот же курс.

5. **СП** - включена ... канал - КВС, 2/П, Ш.

КВС, 2/П, Ш должны убедиться, что СП включена и нужный канал установлен.

6. **Защелки РУД** - установлены ... градусов - Б/м.

Б/м должен убедиться, что защелки РУД установлены в соответствии с температурой наружного воздуха на аэродроме посадки.

7. **Тормоза, гидросистема** - «Автомат тормозов» включен, давление в норме - Б/м, КВС.

Б/м, КВС должны убедиться, что автомат тормозов включен, давление в основной гидросистеме (155 ± 5) кгс/см²; в аварийной - (160 ± 15) кгс/см².

8. **Противообледенительные системы** - включены (выключены) - Б/м, 2/П.

Б/м, 2/П должны убедиться, что противообледенительные системы винтов, ВНА, крыла и оперения включены и светосигнализаторы горят (если КВС дал команду на включение противообледенительных систем).

9. **Обогрев ППД** – включен - 2/П.

2/П должен убедиться, что обогрев ППД включен.

7. После перехода на давление аэродрома

1. **Высотомеры: ВМ-15К, УВИД-30-15К** - давление установлено ... мм рт. ст., - **ВЭМ-72ФГ, ВМФ-50КГ** - давление, приведенное к уровню моря, установлено ... гПа, высота ... футов - 2/П, КВС; показания высотометров одинаковые (разные) ... м - Б/м, Ш.

2/П, КВС должны убедиться, что давление аэродрома посадки установлено правильно.

Б/м, Ш должны убедиться, что высотометры КВС, 2/П показывают одинаковые значения высоты, и доложить КВС при различных показаниях высоты, указав величину ошибки в м.

2. **АРК** - настроены 1-й на дальнюю, 2-й на ближнюю. Позывные прослушаны - Ш, 2/П, КВС.

Ш, 2/П, КВС должны убедиться, что 1-й АРК настроен на ДПРМ аэродрома посадки, а 2-й АРК - на БПРМ.

Ш, 2/П, КВС должны прослушать позывные ДПРМ и БПРМ, на которые настроены 1 и 2-й АРК.

3. **КППМ** - установлен МК посадки ... градусов - 2/П, КВС.

КВС, 2/П должны убедиться, что необходимый курс посадки на их приборах установлен правильно.

8. Перед третьим разворотом или на удалении 14-16 км

1. **Переднее колесо** - «Взлет-Посадка» - КВС.

КВС должен убедиться, что взлетно-посадочное управление передней стойкой шасси включено и горит зеленый светосигнализатор «Взлет-Посадка».

2. **Электрический «нуль» ПСП** - проверен - КВС.

КВС при заходе на посадку по системе СП должен проверить электрический «нуль» на ПСП.

3. **Задатчик РВ на ВПР** - задатчик на ... м установлен - КВС, 2/П.

КВС, 2/П должны убедиться, что на задатчике РВ установлено значение ВПР ... м.

Задатчик высоты установить:

- на ВПР, если ее значение не более 60 м;

- на высоту 60 м, если значение ВПР более 60 м. Если задатчик РВ не позволяет выставить 60 м, то установить его на ближайшее меньшее значение.

4. **Лед на крыле и стабилизаторе** - отсутствует (имеется) - Б/м, 2/П, КВС.

Б/м должен доложить о состоянии поверхности стабилизатора после личного осмотра.

2/П, КВС докладывают о состоянии поверхности крыла, ими осмотренного.

9. *Перед входом в глиссаду*

1. **Шасси** - выпущено, зеленые горят, давление в тормозах - «нуль» - Б/м, КВС.

Б/м, КВС должны убедиться, что шасси выпущено, на щитке сигнализации положения шасси горят три зеленых светосигнализатора. Давление в тормозах - нуль.

2. **Закрылки** - выпущены 38 (15 или ... 10) градусов - Б/м, КВС.

Б/м, КВС должны убедиться, что закрылки выпущены на 38° (15 или 10°).

3. **Фары** - выпущены - Б/м, КВС.

Б/м, КВС должны убедиться, что фары выпущены.

**ПЕРЕЧЕНЬ ЖИДКОСТЕЙ И ГАЗОВ, ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ДЛЯ ЗАПРАВКИ
СИСТЕМ САМОЛЕТА**

Системы самолета должны заправляться следующим:

- кислородная система - кислородом (ГОСТ 5583-78);
- водосистема (электрокипятильник, электротермос, водяной бак санузла) - питьевой водой;
- топливная система - топливом, указанным в табл. 1.

Основными марками топлива являются ТС-1, Т-2 (ГОСТ 10227-86) и РТ (ГОСТ 16564-71) с присадкой «ИОНОЛ» (ГОСТ 10894-76) и 0,002-0,004% противоизносной присадки и их смеси. Топлива других марок, указанных в табл. 1, являются заменителями. Температура кристаллизации топлива должна быть не выше минус 60°С;

- .- маслосистема двигателей - маслом, указанным в табл. 2;
- гидросистема - маслом АМГ-10 (ГОСТ 6494-75). Оно может быть заменено жидкостью Aeroshellfluid-4, которая смешивается с АМГ-10 в любом соотношении и изготавливается по следующим спецификациям: Англия - **DIG**-585; Франция - FHS-1, Канада - ZGP-26A, США - Mil H-5606A;
- унитаз туалета - химжидкостью СТ-2.

Таблица 1

Топлива, применяемые для заправки самолета Ан-26 с двигателями типа АИ-24 и РУ19А-300

Страна-изготовитель	Марка топлива	Спецификация	Примечание
Россия	ТС-1, Т-2, РТ и их смеси Р	ГОСТ 10227-86, ГОСТ 16564-71	
Чехословакия	L-4	TRO-25-005-64	
Польша	П-2	PN-57/C-96026	Равноценные российскому топливу Т-1
Германия	LW-9025	TUTNL-12991	
Болгария	ТС-1	-	Изготавливаются по
Венгрия	ТС-1	-	российским стандартам:
Румыния	ТС-1	-	ГОСТ 10227-86
Англия	АВГУР-50	DERD-2494	
Франция	АВГУР-50	Air-3405	
Канада	Тип-1	3GP-23e	
США	Тип А-1	D 1655/63Т	
Япония	jP-5 (АВКАТ)	DERD-2498	
-	АТК	-	
-	АТФ	-	
-	ЕТФ	-	
-	jP-1	-	

Таблица 2

Масла (смеси масел), применяемые для заправки маслосистем двигателей АИ-24 и РУ19А-300

Тип двигателя	Страна-изготовитель				
	Россия	Англия	Франция	США	Канада
АИ-24ВТ	Масло МН-7,5У (ТУ 38101722-78) и масляная смесь, составленная по объему: 75% масла МК-8, (ГОСТ 6457-66), МС-8РК (ТУ 3801387-85), МС-8П (ГОСТ 3801163-78) и 25% масла МС-20 или МК-22 (ГОСТ 21743-76)	75% турбойль-3 (DERD-2490) и 25% ойл-100 (RD-2472) в/о или W 100 (D. Eng. RD-2450)	75% турбойль-3 (Air-3515A) и 25% ойл-100 (Air-3560/C)	75% ойл-1010 (Mil-0-6081B) и 25% ойл-1100 (Mil-1-6082C)	75% ойл-1010 (3GP-901) и 25% ойл-1100 (3-P-100B)
РУ19А-300	МК-8 или МК-8П (ГОСТ 6457-66) и их смеси в любых соотношениях	Турбойль-3 (D. Eng. R.D.-2490)	Турбойль-3 (Air-3515A)	Ойл-1010 (Mil-0-6081B)	Ойл-1010 (Mil-0-6081B)