

МИНИСТЕРСТВО ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

УТВЕРЖДАЮ
Начальник УЛС МГА
А. Г. Майоров
14 июня 1983 г.

Руководство

по летной эксплуатации самолета Ан-2

(вводится в действие с 1 ноября 1984 г.)



МОСКВА "ВОЗДУШНЫЙ ТРАНСПОРТ" 1984

ГЛАВА 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Геометрические данные самолета:

Длина самолета (в стояночном положении)	12,4 м
Максимальная высота (в линии полета)	5,35 м
Размеры грузовой кабины:	
длина 4,1 м	
высота	1,8 м
ширина	1,6 м
общий объем	11,8 м ³
Размах верхнего крыла (от оси стыковых узлов до края законцовки)	8,425 м
Размах нижнего крыла	5,795 м
Общий размах размах верхнего крыла	18,17 м
Общий размах нижнего крыла	14,23 м
Площадь крыла	71,52 м ²
Средняя аэродинамическая хорда (САХ)	2,269 м
Удлинение верхнего крыла	7,7
Удлинение нижнего крыла	7,2
Установочный угол верхнего крыла	3°
Установочный угол нижнего крыла	1°
Поперечное V:	
верхнего крыла	3°
нижнего крыла	4°19'
Размах элерона	4,7 м
Площадь элерона	2,95 м ²
Тип элерона	Щелевой
Отклонение элерона	
вверх 30°	
вниз 14°	
Зависание элерона при отклонении закрылков на 40°	16°
и отклонение элеронов при этом:	
вверх 12°	
вниз 30°	
Площадь триммера элерона	0,142 м
Угол отклонения триммера	±24°
Размах закрылка верхнего крыла	3,21 м
Площадь закрылка верхнего крыла	2,04 м ²
Размах нижнего корневого закрылка	3,16 м
Площадь нижнего корневого закрылка	1,57 м ²
Размах нижнего концевое закрылка	2,45 м
Площадь нижнего концевое закрылка	1,17 м ²
Отклонение закрылков	(39,5+1)°
Размах стабилизатора:	
до 60-й серии	6,6 м
с 60-й серии	7,2 м
Площадь стабилизатора:	
до 60-й серии	7,0 м ²
с 60-й серии	7,56 м ²
Площадь руля высоты:	
до 60-й серии	4,39 м ²
с 60-й серии	4,72 м ²
Угол установки стабилизатора (относительно строительной горизонтали фюзеляжа):	
до 60-й серии	-1°54'
с 60-й серии	-1°
Угол отклонения руля высоты:	
вниз (22,5+1)°	
вверх (до 60-й серии)	(35±1)°
вверх (с 60-й серии)	(42+3)°
Площадь триммера руля высоты	0,26 м ²
Угол отклонения триммера	±14°
Площадь руля направления	2,65 м ²
Угол отклонения руля направления	±28°
Площадь киля	3,2 м ²
Площадь триммера руля направления	0,12 м ²
Угол отклонения триммера	±14°
Размер двери:	
грузовой	1,53 X 1,46 м.
пассажирской	1,42 X 0,81 м

Массовые и центровочные данные

Максимальная взлетная масса:
— в пассажирском и грузовом вариантах:

при температуре воздуха у земли до +15°C	5 500 кг
при температуре воздуха у земли более +15°C	5 250 кг
в сельскохозяйственном варианте	5 250 кг
для самолетов, оборудованных аэросъемочной аппаратурой с внефюзеляжными устройствами	5 250 кг
Максимальная посадочная масса для указанных вариантов равна их максимальной взлетной массе.	
Максимальная масса коммерческой загрузки или химикатов	1 500 кг
Масса пустого самолета в зависимости от варианта	3 400 – 3 690 кг
(Фактическую массу пустого самолета брать из формуляра самолета).	
Диапазон допустимых центровок	17,2 – 33 % САХ

Основные данные двигателя АШ-62ИР

Взлетный режим (не более 5 мин):

мощность	735,45 кВт (1 000 л. с.)
частота вращения вала двигателя	2 200 об/мин
давление наддува	Не выше 1 050 мм

Номинальный режим:

на земле:

мощность	603 кВт (820 л. с.)
частота вращения вала двигателя	2 100 об/мин.
давление наддува	900 мм рт. ст.

На расчетной высоте 1 500 м:

Мощность	617 кВт (840 л. с.)
частота вращения вала двигателя	2 100 об/мин
давление наддува	900 мм рт. ст.

эксплуатационный режим:

мощность	542 кВт (738 л. с.) (0,9 номинального)
частота вращения вала двигателя	2 030 об/мин
давление наддува	(830±15) мм рт. ст.

крейсерские режимы:

мощность	452 – 301 кВт (615 – 410 л. с.) (0,75 – 0,5 номинального)
частота вращения вала двигателя	1 910 – 1 670 об/мин
давление наддува	745±15 – 615±15 мм рт. ст.

Максимально допустимая частота вращения вала двигателя на земле

и в воздухе (не более 30 с)	2350 об/мин
-----------------------------------	-------------

Минимальная устойчивая частота вращения вала

двигателя – малый газ	500 об/мин
-----------------------------	------------

Давление бензина перед карбюратором:

на малом газе	Не менее 0,15 кгс/см ²
на других режимах	0,2 – 0,25 кгс/см ²

Давление масла:

на малом газе	Не менее 2,0 кгс/см ²
на других режимах	4,0 ÷ 5,0 кгс/см ²

Температура входящего масла:

минимально допустимая перед пробой двигателя и в полете	Не менее +50 °С
рекомендуемая	+60 ÷ 75 °С
максимально допустимая (не более 3 мин)	85 °С

Температура головок цилиндров:

минимальная перед пробой двигателя, взлетом и в полете (для хорошей приемистости)	Не менее +150 °С
допустимая в полете	Не выше +215 °С
рекомендуемая на крейсерских режимах	+165 ÷ 200 °С
максимально допустимая (на взлетном режиме – не более 5 мин; на других режимах — не более 15 мин)	+245 °С

Основные технические данные воздушного винта АВ-2:

Наименование винта	АВ-2
Тип винта	ВИШ
Лопастей	Сплав Д-1
Направление вращения	Правое
Диаметр винта	3,6 м
Число лопастей	4
Угол установки лопастей (на r = 1 000 мм):	
минимальный	17°±10'
максимальный	32°±2°30'
Диапазон поворота лопастей	15°
Масса винта	189 кг + 2%
Регулятор винта	Р9СМ2

Основные летные данные

Параметры	Взлетная масса, кг	
	5250	5500
Максимальная скорость горизонтального полета (в пассажирском и грузовом вариантах) у земли, км/ч	239,5	227,5
Максимальная скорость горизонтального полета (в пассажирском и грузовом вариантах) на расчетной высоте, км/ч	256,5	236,5
Максимально допустимая скорость на планировании (по условиям прочности), км/ч	300	300
Вертикальная скорость при наборе высоты у земли на номинальном режиме работы двигателя:		
пассажирский и грузовой варианты, м/с	3,0	2,4
сельскохозяйственный вариант, м/с	2,0	—
Крейсерская скорость (по прибору) при $P_k = 720$ мм рт. ст., $n = 1700$ об/мин, $H_{760} = 800$ м:		
пассажирский и грузовой варианты, км/ч	190	180
сельскохозяйственный вариант с опрыскивателем, км/ч	160	—
сельскохозяйственный вариант с опрыскивателем и закрылками, отклоненными на 5° , км/ч	150	—
Практический потолок	4500	4200

Взлетно-посадочные характеристики

Параметры	Взлетная масса, кг	
	5250	5500
Взлет на номинальном режиме работы двигателя:		
без применения закрылков:		
скорость отрыва, км/ч	110	—
длина разбега, м	310	—
взлетная дистанция, м	800	—
с закрылками, отклоненными на 20° :		
скорость отрыва, км/ч	80	85
длина разбега, м	200	235
взлетная дистанция, м	650	700
Взлет на взлетном режиме работы двигателя:		
без применения закрылков:		
скорость отрыва, км/ч	100	105
длина разбега, м	210	235
взлетная дистанция, м	720	780
с закрылками, отклоненными на 20° :		
скорость отрыва, км/ч	70	80
длина разбега, м	170	180
взлетная дистанция, м	540	600
Посадка		
без применения закрылков:		
посадочная скорость, км/ч	110	115
длина пробега с торможением, м	430	450
с закрылками, отклоненными на 30° :		
посадочная скорость, км/ч	85	90
длина пробега с торможением, м	225	235
с закрылками, отклоненными на 40° :		
посадочная скорость, км/ч	80	85
длина пробега с торможением, м	215	225

Примечания:

1. Взлетно-посадочные характеристики даны для условий СА ($P=760$ мм рт. ст., $t=+15^\circ\text{C}$), $U=0$ м/с.
2. Взлетная дистанция — расстояние, проходимое самолетом от начала старта до высоты 25 м.

Минимальная длина летной полосы (ВПП+КПБ) в стандартных условиях при выполнении полетов с пассажирами (грузом) с взлетной массой самолета до 5250 кг должна быть 650 м (ВПП—600 м, КПБ—50 м), а со взлетной массой более 5250 кг — 700 м (ВПП — 650 м, КПБ — 50 м), исходя из условий обеспечения безопасности прерванного взлета в случае отказа двигателя на взлете в конце разбега.

Основные эксплуатационные данные

Общий объем бензобаков	(1240±48) дм ³ (л)
Рекомендуемое топливо Бензин Б-91/115	
Объем маслобака	125 дм ³ (125 л)
Максимальная заправка	85 дм ³ (85 л)
Минимальная заправка	50 дм ³ (50 л)
(на 2 ч транспортного полета или на один полет по АХР)	
Рекомендуемые сорта масла	МС-20, МС-20С
Расход масла в процентах от расхода топлива	4 %
Давление в общей воздушной системе	4–5 МПа (40–50 кгс/см ²)
Давление воздуха в тормозной системе	600–800 кПа (6–8 кгс/см ²)
Давление воздуха в тормозной системе при установке лыжного шасси	800–1000 кПа (8–10 кгс/см ²)

Давление в основных стойках шасси	3 МПа (30 кгс/см ²)
Давление в хвостовой стойке шасси	2,7 МПа (27 кгс/см ²)
Давление в шинах основных колес	300 кПа (3 кгс/см ²)
Давление в шине хвостового колеса	300 кПа (3 кгс/см ²)
Жидкость для амортизаторов стоек шасси	Масло АМГ-10
Количество масла АМГ-10 в амортизаторе основной стойки.....	1680 см ³
Количество масла АМГ-10 в амортизаторе хвостовой стойки.....	440 см ³

ГЛАВА 2 ЛЕТНЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Самолет Ан-2 допущен к выполнению транспортных полетов по выполнению авиационных работ. При выполнении полетов устанавливаются следующие минимумы для взлета посадки.

Для полетов по ППП:

— минимум для взлета, равный минимуму для посадки аэродрома вылета;

— минимумы для посадки:

Режим захода на посадку	Высота принятия решения (Н _{пр.}), дальность видимости (L _{вид.})			
	полеты с пассажирами (грузами)		срочные полеты по обслуживанию организации здравоохранения, поисково-спасательные работы и тренировочные полеты	
	Н _{пр.}	L _{вид.}	Н _{пр.}	L _{вид.}
РСР + ОСР, РСР	150 м	2000 м	80 м	1000 м
ОСР	150 м	2000 м	80 м	1000 м
ОПРС	200 м	2500 м	200 м	2500 м

Для полетов по ПВП минимальные значения высоты нижней границы облаков и дальности видимости (Н_{н.г.о.}, L_{вид.})

Местность	Н _{н.г.о.}	L _{вид.}
В зоне взлета и посадки		
Равнинная и холмистая	150 м	2000 м
Гористая	300 м	5000 м
В зоне подхода, по воздушным трассам, МВЛ и установленным маршрутам		
Равнинная и холмистая	150 м	2000 м
Горная (высота до 2000 м)	400 м	5000 м
Горная (высота 2000 м и более)	700 м	10000 м

Для полетов по ОПВП минимальное значение высоты нижней границы облаков и дальности видимости (Н_{н.г.о.}, L_{вид.})

Местность	Н _{н.г.о.}	L _{вид.}
Срочные полеты по обслуживанию организаций здравоохранения. Поисково-спасательные работы и тренировочные полеты		
Равнинная и холмистая днем	100 м	1000 м
ночью	300 м	4000 м
Горная днем	400 м	2000 м
Транспортные полеты и по авиационным работам		
Равнинная и холмистая ночью	450 м	4000 м

Максимальное количество пассажиров на борту

(ограничено из условий сохранения допустимой центровки) 12 чел.

Максимальная коммерческая загрузка 1500кг

Максимальная взлетная масса

— в пассажирском и грузовом вариантах:

при температуре воздуха у земли до +15 °С 5500 кг

при температуре воздуха у земли более +15 °С 5250 кг

— в сельскохозяйственном варианте 5250 кг

— для самолетов, оборудованных аэросъемочной аппаратурой

с внефюзеляжными устройствами 5250 кг

Максимальная посадочная масса самолета для указанных вариантов

равна их максимальной взлетной массе.

Допустимые центровки:

— предельно передняя 17,2 % САХ

— предельно задняя 33 % САХ

Предельно допустимые составляющие скорости ветра:

— встречная — для взлета и посадки	18 м/с
— попутная — для тренировочных полетов и, как исключение, в производственных условиях, когда выполнить взлет или посадку против ветра невозможно	3 м/с
— боковая (под углом 90°)	6 м/с
— предельно допустимая скорость ветра для руления	18 м/с
Предельная глубина неукатанного снежного покрова (свежевыпавший или лежалый сухой рыхлый снег) для взлета на колесном шасси	Не более 35 см
Предельная глубина лежалого, уплотнившегося или слабо укатанного снежного покрова для взлета и посадки на колесном шасси	Не более 25 см
Максимально допустимая скорость по прибору:	
— в горизонтальном полете	255 км/ч
— на планировании (по условиям прочности)	Не более 300 км/ч
— при выпуске, уборке закрылков и полете с выпущенными закрылками:	
до 30° Не более 150 км/ч	
до 40° Не более 130 км/ч	
Предельно допустимый угол крена:	
— в пассажирском и грузовом вариантах, в зоне	Не более 45°
— в сельскохозяйственном варианте	Не более 30°
Максимальное отклонение шарика по указателям скольжения при выполнении маневра	Не более одного диаметра шарика
Максимальное отклонение закрылков для взлета и посадки:	
— при встречной составляющей скорости ветра:	
до 10 м/с	30°
от 10 до 18 м/с	0°
— при боковой составляющей скорости ветра под углом 90° к оси ВПП:	
до 5 м/с	30°
до 6 м/с	0°
— при попутной составляющей скорости ветра:	
до 3 м/с	30°

Примечания:

1. В случае выполнения вынужденной посадки на ограниченную площадку разрешается выпускать закрылки на 40°.
 2. Минимально допустимая прочность грунта, замеряемого ударником У-1, для взлета и посадки самолета с взлетной массой до 5250 кг составляет 3 кг/см², а со взлетной массой более 5 260 кг — 3,6 кг/см².
- Если величина прочности грунта неизвестна, то она определяется глубиной колеи (не более 7 см), оставляемой самолетом при рулении.

Минимальный состав экипажа

1. Транспортные, авиационно-химические и санитарные полеты:
 - командир самолета;
 - второй пилот.
2. Лесоавиационные полеты:
 - командир самолета;
 - второй пилот.

В состав экипажа могут включаться: летчик-наблюдатель, аэронавигатор, аэротоксатор, бортоператор или бортрадист.
3. Аэросъемочные полеты:
 - командир самолета;
 - штурман-аэросъемщик;
 - бортмеханик (второй пилот);
 - бортоператор.
4. Аэрофотосъемочные полеты:
 - командир самолета;
 - второй пилот;
 - штурман-аэросъемщик;
 - бортоператор.
5. Полеты в высоких широтах Арктики и в Антарктиде:
 - командир самолета;
 - второй пилот;
 - штурман;
 - бортмеханик;
 - бортрадист;
 - бортоператор (при необходимости).
6. Поисково-спасательные полеты:
 - командир самолета;
 - второй пилот.

Примечание.

В зависимости от сложности поисково-спасательных полетов и навигационной обстановки в состав экипажа может включаться штурман или лицо командно-летного состава.

ГЛАВА 3

Подготовка к полету

Подготовка к полету является одним из решающих этапов летной работы, обеспечивающих безопасное и экономичное выполнение каждого полета.

Тщательная предполетная подготовка облегчает работу экипажа в воздухе и обеспечивает успешное выполнение полета.

Основными элементами подготовки к полету являются:

1. Определение (при составлении плана полета) наивыгоднейшего режима полета, необходимого количества топлива и загрузки.
2. Заправка самолета топливом и смазочным материалом в соответствии с расчетом по плану полета.

Заправка самолета топливом проверяется при предполетной подготовке командиром самолета по показанию бензиномера. Результаты проверки сравниваются с количеством заправленного топлива и остатком топлива от предыдущего полета. При полной заправке самолета топливом убедиться в его фактическом количестве путем осмотра через заправочные горловины.

Количество масла проверяется по показаниям масломерной линейки.

3. Размещение загрузки в соответствии с произведенным расчетом центровки самолета.
4. Предполетный осмотр самолета и его оборудования.

Расчет наивыгоднейших режимов полета

Каждый полет требует отдельного расчета наивыгоднейшего режима с учетом фактической обстановки: метеорологических условий, скорости и направления ветра по высотам, рельефа местности и расстояния от аэродрома вылета до аэродрома посадки.

Расчет наивыгоднейших режимов полета сводится к трем основным этапам:

- определению наивыгоднейшей высоты полета;
- определению режима работы двигателя для полета на выбранной высоте;
- определению необходимого количества топлива.

Расчет наивыгоднейшей высоты полета

При безветрии или при одинаковом ветре на всех высотах наивыгоднейшими будут следующие высоты (в зависимости от дальности беспосадочного полета):

при дальности 300 км — высота 1 000 м, при дальности 600 км — высота 2 000 м.

Указанные наивыгоднейшие высоты могут служить только для общей ориентировки при выборе высоты. При наличии сведений о ветре по высотам наивыгоднейшую высоту полета нужно определять расчетом.

При одной и той же мощности двигателя и одинаковом часовом расходе топлива истинная воздушная скорость самолета на высоте больше, чем у земли. Прирост скорости получается благодаря уменьшению сопротивления воздуха. Для самолетов Ан-2 прирост скорости на крейсерских режимах составляет в среднем 5 км/ч на каждые 1 000 м высоты.

В табл. 1 приведена схема расчета наивыгоднейшей высоты.

Буквами ΔV (п. 6) в схеме расчета обозначен прирост скорости за счет уменьшения сопротивления при равной на всех высотах крейсерской мощности двигателя.

Направление и скорость ветра в схеме расчета (пп. 2 и 3) следует выписать из прогноза ветра, который выдается пилоту дежурным синоптиком перед полетом вместе с бюллетенем погоды. Направление ветра дается метеорологическое, т. е. «откуда дует», а скорость ветра указывается в километрах в час.

Таблица 1

Схема расчета наивыгоднейшей высоты при истинном путевом угле (ИПУ=260°)

№ пункта	Навигационные элементы	Числовое значение навигационных элементов				
		500	1000	1500	2000	3000
1	Высота, м	500	1000	1500	2000	3000
2	Направление ветра (метеорологическое — «откуда дует»), град	70	60	50	30	360
3	Скорость ветра, км/ч	10	20	30	30	40
4	Угол ветра, град	170	160	150	130	100
5	Разность между путевой и истинной скоростями за счет ветра ($W-V$), км/ч	+10	+19	+26	+18	+2
6	Прирост скорости по высотам (ΔV), км/ч	2	5	7,5	10	15
7	Суммарный прирост скорости за счет высоты и ветра [$(W-V)+\Delta V$], км/ч	12	24	33,5	28	17

Значения ($W - V$) по углу ветра приведены в табл. 2. Эти значения можно определять для различных высот также с помощью любого навигационного вычислителя, позволяющего определять путевую скорость или непосредственно разность между путевой и воздушной скоростями. При пользовании ветроучетом нужно вектор истинной воздушной скорости брать переменным по высотам, изменяя его по 5 км/ч на каждую тысячу метров.

Определение эффективности ветра ($W - V$).

В верхней горизонтальной строке табл. 2 указана скорость ветра, а в левой вертикальной колонке — метеорологический угол ветра. Угол ветра — это угол между трассой и направлением ветра.

Таблица 2

Определение W—V по углу ветра для самолета с крейсерскими воздушными скоростями 150—220 км/ч.

Угол ветра, град	Скорость ветра												
	5	10	15	20	25	30	35	40	45	50	60	70	80
0	5	10	15	20	25	30	35	40	45	50	60	70	80
5	5	10	15	20	25	30	34	39	44	49	59	69	79
10	5	10	15	20	25	29	34	39	44	49	59	69	79
15	5	10	15	19	24	29	34	38	43	48	58	68	78
20	5	9	14	19	24	29	33	38	43	48	58	67	77
25	5	9	14	18	23	28	32	37	42	47	56	66	76
30	4	8	13	17	22	27	31	36	40	45	54	64	74
35	4	8	12	16	21	26	30	34	39	43	52	62	71
40	4	8	12	16	20	24	28	32	37	41	50	59	69
45	3	7	11	15	19	22	26	30	35	39	47	56	66
50	3	6	10	13	17	20	24	28	33	36	44	53	62
55	3	6	9	12	16	19	22	26	30	33	41	49	58
60	2	5	8	11	14	17	20	23	27	30	37	45	54
65	2	4	7	9	12	15	18	21	25	27	33	41	49
70	2	3	6	8	10	13	16	18	21	23	29	36	44
75	1	3	5	6	8	10	13	15	18	20	25	31	38
80	1	2	3	4	6	8	10	12	14	16	20	26	32
85	1	1	2	3	4	5	7	8	10	12	15	20	25
90	0	0	1	1	2	3	4	4	6	7	10	14	18
95	0	1	1	1	0	0	1	1	2	3	5	8	11
100	1	2	2	2	2	3	2	2	2	2	0	2	4
105	1	2	3	4	4	5	5	6	6	6	6	5	3
110	2	3	5	6	7	8	8	9	10	10	11	11	11
115	2	4	6	7	9	10	12	13	14	15	17	18	18
120	2	5	7	9	11	13	15	16	18	20	22	24	26
125	3	5	8	10	13	15	18	19	21	24	27	30	33
130	3	6	9	12	15	18	21	23	25	27	32	36	40
135	4	7	10	13	16	20	24	26	28	31	37	42	46
140	4	8	11	15	18	22	26	29	32	35	42	48	54
145	4	8	12	16	16	20	27	31	35	38	46	52	59
150	4	9	13	17	21	25	29	33	38	41	49	56	64
155	4	9	13	18	22	26	30	35	39	44	52	60	69
160	5	10	14	19	23	28	32	37	41	46	55	64	73
165	5	10	14	19	24	28	33	38	42	47	57	66	75
170	5	10	15	19	24	29	34	39	43	48	58	67	77
175	5	10	15	20	25	29	34	39	44	49	59	69	79
180	5	10	15	20	25	30	35	40	45	50	60	70	80

Таблица рассчитана по метеорологическому углу ветра: отсчет угла производят от направления «откуда дует» ветер, т. е. так, как аэролог или синоптик записывает его в бюллетене погоды.

Чтобы избежать ошибок в определении угла ветра, рекомендуется пользоваться азимутальным кругом, изображенным на рис. 1.

В примере на рис. 1 ветер имеет метеорологическое направление («откуда дует») 40°, а направление полета («куда летит») 260°. Угол между этими двумя направлениями и есть метеорологический угол ветра. Пользуясь рис. 1, угол ветра всегда определяют по одному и тому же правилу: от направления ветра «откуда дует» нужно отсчитать число градусов до направления «куда летит». При этом нужно брать тот угол, который меньше 180°, так как табл. 2 составлена для углов ветра от 0 до 180°, а при углах больше 180° значения (W—V) повторяются.

Наивыгоднейшую для полета высоту после расчета по приведенной схеме определяют по признаку наибольшего суммарного прироста (или наименьшего суммарного уменьшения) скорости (п. 7 в схеме расчета, см. табл. 1).

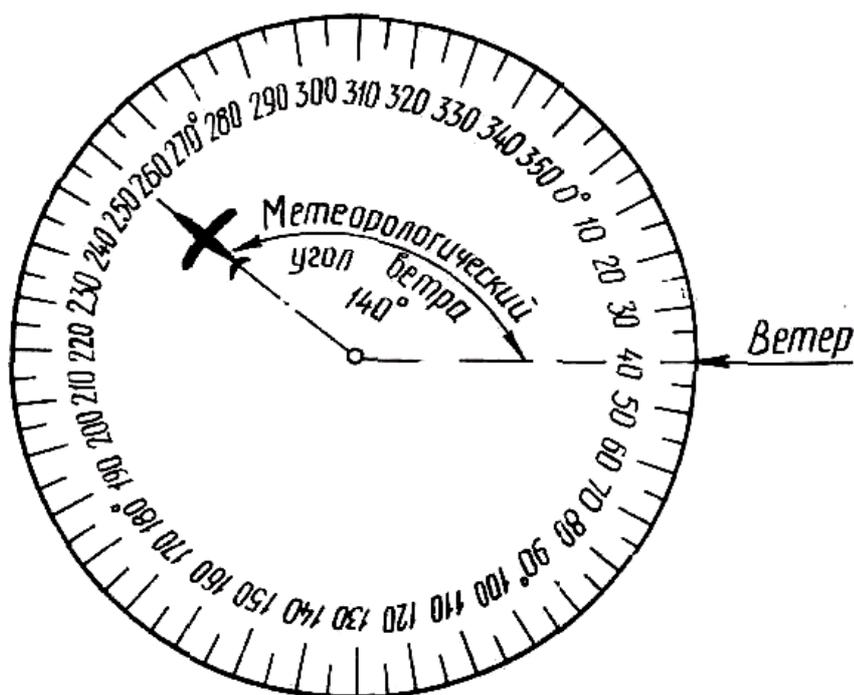


Рис. 1. Азимутальный круг

Цифры суммарного прироста получаются путем сложения соответствующих величин из строк 5 и 6.

В примере, приведенном в табл. 1, наивыгоднейшая высота получилась 1 500 м. На этой высоте ветер увеличивает скорость самолета на 26 км/ч, а за счет уменьшения сопротивления скорость увеличивается на 7,5 км/ч. Суммарный прирост скорости получился 33,5 км/ч. На всех других высотах суммарный прирост скорости получился меньше, чем на высоте 1 500 м.

Определение режима работы двигателя

Крейсерские режимы полета для взлетной массы до 5250 кг.

Крейсерские скорости самолета в горизонтальном полете находятся в пределах от 145 до 225 км/ч по прибору.

Режимы работы двигателя, обеспечивающие указанные скорости, находятся в следующих пределах:

мощность двигателя от 40 до 70% номинальной;

частота вращения вала двигателя от 1 500 до 1 800 в минуту;

давление наддува от 530 до 760 мм рт. ст.;

расход топлива от 117 до 220 л/ч.

В указанном диапазоне скоростей горизонтального полета есть несколько характерных режимов:

1. Режим наибольшей продолжительности полета. На этом режиме часовой расход топлива наименьший. Он соответствует скорости по прибору 145 км/ч. При работе двигателя на режиме 1 500 об/мин для такой скорости в зависимости от высоты и полетной массы необходимо устанавливать давление наддува от 530 до 600 мм рт. ст.

Расход топлива на таком режиме работы двигателя (также в зависимости от высоты и полетной массы) составляет от 110 до 150 л/ч.

Чем меньше высота полета, тем меньше часовой расход топлива для постоянной скорости по прибору. Поэтому наибольшей продолжительности полета с определенным запасом топлива можно достичь только у земли.

2. Режим наибольшей дальности полета. На этом режиме километровый расход топлива наименьший. Он соответствует скоростям по прибору от 147 до 175 км/ч и зависит только от полетной массы: для массы 5 250 кг скорость по прибору 375 км/ч, а для массы 4000 кг — 147 км/ч.

При работе двигателя на режиме 1 500 об/мин для таких скоростей необходимо давление наддува от 530 до 650 мм рт. ст. Расход топлива на этом режиме около 0,83 л/км.

На указанных скоростях (по прибору) километровый расход топлива почти одинаков на всех высотах, поэтому дальность полета с определенным запасом топлива практически одинакова на всех высотах.

Режим наибольшей дальности следует применять в таких полетах по маршруту, когда время не ограничено и первостепенное значение имеет экономия топлива.

3. Режим наибольшей крейсерской мощности. Наибольшая из крейсерских мощностей, которую можно использовать в длительных полетах, соответствует 70% номинальной мощности двигателя. Крейсерская скорость в горизонтальном полете на этом режиме двигателя наибольшая.

Скорость по прибору изменяется в зависимости от высоты и полетной массы в пределах от 200 до 225 км/ч, а истинная воздушная скорость — от 210 до 240 км/ч.

Мощность, равная 70% номинальной, получается при работе двигателя на режиме 1 800 об/мин с наддувом 690—760 мм рт. ст. Давление наддува 690 мм рт. ст. соответствует полету на высоте 3 000 м, а 760 мм рт. ст. — полету у земли. Расход топлива при этом составляет 220 л/ч, а километровый расход — от 0,92 до 1,04 л/км.

Наибольшую крейсерскую мощность разрешается применять в тех случаях, когда необходимо получить возможно большую скорость в течение длительного времени полета.

В рейсовых полетах по расписанию можно использовать любой режим — от режима наибольшей дальности до режима наибольшей крейсерской мощности.

Все допустимые крейсерские режимы указаны в табл. 3 «Крейсерские режимы горизонтального полета на самолете Ан-2». В этой таблице для каждого значения скорости даются наивыгоднейшие числа оборотов двигателя и величины давления наддува в зависимости от полетной массы и высоты. Выбор того или иного режима зависит от времени, заданного расписанием.

Например, если заданное расписанием время предусматривает путевую скорость 180 км/ч, а полет происходит со встречным ветром 20 км/ч, то в таблице нужно найти режим, соответствующий истинной воздушной скорости 200 км/ч.

Если при этом полетная масса 4 500 кг, а высота 1 000 м, то наивыгоднейший режим работы двигателя, обеспечивающий истинную воздушную скорость 200 км/ч, будет: $n = 1540$ об/мин, $P_k = 680$ мм рт. ст.

Скорость по прибору получается 192 км/ч, а расход топлива 167 л/ч.

Всего в табл. 3 указано 86 режимов горизонтального полета для четырех полетных масс и пяти высот. Высоты в таблице указаны при стандартной температуре (т. е. при условии, что температура воздуха у земли +15°C и с увеличением высоты на каждую тысячу метров она уменьшается на 6,5°). Если фактическая температура отличается от стандартной более чем на 10°C, то в случае определения режима работы двигателя по данной таблице скорость полета не будет соответствовать заданному режиму работы двигателя.

Таблица 3

Крейсерские режимы горизонтального полета на самолете Ан-2

Полетная масса, кг	Режим наименьшего километрового расхода горючего						Высота полета, м при температуре по СА	Истинная воздушная скорость, км/ч							
	n, об/мин	P _k , мм рт.ст.	V _{пр} , км/ч	V _{ист} , км/ч	Q, л/ч	q, л/км		180				190			
								n, об/мин	P _k , мм рт.ст.	V _{пр} , км/ч	Q, л/ч	n, об/мин	P _k , мм рт.ст.	V _{пр} , км/ч	Q, л/ч
5250	1500	675	175	176	153	0,87	У земли	1510	690	179	157	1575	715	191	174
	1500	670	175	180	155	0,86	500	1500	665	175	155	1550	705	186	170
	1510	660	175	184	158	0,86	1000	—	—	—	—	1540	680	181	167
	1535	650	175	193	156	0,86	2000	—	—	—	—	—	—	—	—
	1575	640	175	203	174	0,86	3000	—	—	—	—	—	—	—	—
5000	1500	650	170	171	147	0,86	У земли	1500	675	179	153	1540	710	191	167
	1500	645	170	175	149	0,85	500	1500	655	175	152	1535	695	186	164
	1500	640	170	179	151	0,84	1000	1500	645	171	152	1520	670	181	161
	1505	630	170	187	157	0,84	2000	—	—	—	—	1510	635	172	158
	1530	625	170	197	164	0,83	3000	—	—	—	—	—	—	—	—
4500	1500	585	159	160	134	0,84	У земли	1500	650	179	146	1510	695	191	159
	1500	580	159	164	136	0,83	500	1500	630	175	145	1500	665	186	155
	1500	575	159	168	138	0,82	1000	1500	610	171	144	1500	645	181	153
	1500	575	159	177	143	0,81	2000	1500	585	162	144	1500	610	172	150
	1500	575	159	185	148	0,80	3000	—	—	—	—	1500	590	163	150

Полетная масса, кг	Режим наименьшего километрового расхода горючего						Высота полета, м при температуре по СА	Истинная воздушная скорость, км/ч							
								180				190			
	п, об/мин	Рк, мм рт.ст.	V _{пр} , км/ч	V _{ист} , км/ч	Q, л/ч	q, л/км		п, об/мин	Рк, мм рт.ст.	V _{пр} , км/ч	Q, л/ч	п, об/мин	Рк, мм рт.ст.	V _{пр} , км/ч	Q, л/ч
4000	1500	535	147	149	120	0,81	У земли	1500	615	179	141	1500	665	191	151
	1500	535	147	152	123	0,81	500	1500	600	175	141	1500	645	186	149
	1500	530	147	156	126	0,81	1000	1500	585	171	140	1500	620	181	147
	1500	530	147	164	133	0,81	2000	1500	555	162	140	1500	585	172	144
	1500	530	147	172	137	0,80	3000	1500	540	154	140	1500	560	163	144

Продолжение таблицы 3

Полетная масса, кг	Истинная воздушная скорость км/ч								Высота полета, м при температуре по СА	Наибольший крейсерский режим 70% номинальной мощности					
	200				210					п, об/мин	Рк, мм рт.ст.	V _{пр} , км/ч	V _{ист} , км/ч	Q, л/ч	q, л/км
	п, об/мин	Рк, мм рт.ст.	V _{пр} , км/ч	Q, л/ч	п, об/мин	Рк, мм рт.ст.	V _{пр} , км/ч	Q, л/ч							
5250	1665	740	202	191	—	—	—	—	У земли	1800	760	212	210	220	1,05
	1650	720	196	185	1750	745	207	210	500	1800	750	211	214	220	1,03
	1635	710	192	183	1710	725	202	202	1000	1800	740	210	218	220	1,01
	1590	670	182	176	1675	695	192	192	2000	1800	720	204	223	220	0,99
	1555	635	172	172	1640	655	181	183	3000	1800	690	198	227	220	0,97
5000	1660	735	202	187	1780	755	212	216	У земли	1800	760	214	212	220	1,04
	1620	715	196	180	1710	735	207	203	500	1800	750	212	215	220	1,02
	1600	705	192	177	1690	720	202	197	1000	1800	740	210	218	220	1,02
	1550	660	182	170	1610	690	192	187	2000	1800	720	206	225	220	0,98
	1535	630	172	166	1600	645	181	177	3000	1800	690	201	231	220	0,95
4500	1600	720	202	177	1710	750	212	202	У земли	1800	760	218	215	220	1,02
	1555	705	196	171	1675	725	207	192	500	1800	750	217	219	220	1,00
	1540	680	192	167	1650	710	202	185	1000	1800	740	214	222	220	0,99
	1515	640	182	160	1585	670	192	175	2000	1800	720	211	230	220	0,96
	1500	610	172	155	1510	615	181	157	3000	1800	690	206	236	220	0,93
4000	1540	710	202	167	1665	735	212	189	У земли	1800	760	223	219	220	1,00
	1520	685	196	161	1630	715	207	182	500	1800	750	221	223	220	0,99
	1510	660	192	158	1585	700	202	176	1000	1800	740	219	227	220	0,97
	1500	615	182	152	1535	650	192	165	2000	1800	720	215	234	220	0,94
	1500	590	172	150	1505	615	181	157	3000	1800	690	210	240	220	0,92

Более точно наивыгоднейшие режимы полета можно определять по крейсерскому графику (рис. 2). На крейсерском графике можно также учитывать ухудшение аэродинамических качеств конкретного самолета и вводить соответствующую поправку, так как таблица составлена по данным эталонного самолета.

Крейсерский график

Основное назначение крейсерского графика состоит в определении наивыгоднейшего режима работы двигателя и расхода топлива для горизонтального полета на любой крейсерской скорости, любой высоте полета и при всех допускаемых полетных массах самолета.

Описание крейсерского графика

В верхней части графика помещена шкала высот по прибору (H_{760}). В нижней части помещена шкала скоростей по прибору, не имеющему ни инструментальной, ни аэродинамической поправок. Скорость, отсчитанная по такому «идеальному» прибору, называется индикаторной, а шкала на графике имеет обозначение V_1 .

Выше ее нанесена шкала скоростей по действительному прибору. Она обозначена $V_{пр}$. Разница между отсчетами по шкалам V_1 и $V_{пр}$ составляет аэродинамическую поправку к указателю скорости. Инструментальную поправку указателя скорости следует учитывать отдельно для каждого экземпляра прибора.

В левой части графика помещается шкала высот по стандартной атмосфере (СА), обозначенная буквой НД. В условиях стандартной атмосферы высота определяется по плотности воздуха, т. е. с учетом и давления, и температуры. Поэтому высоту по СА называют еще высотой по плотности воздуха. Посередине графика нанесено одиннадцать наклонных линий, обозначающих температуру наружного воздуха от $+50^{\circ}\text{C}$ до -50°C . Средняя из этих линий, обозначающая 0°C , — более жирная (для удобства ориентировки при отсчете температур).

Взаиморасположение линий температур и шкалы высот рассчитано так, что сочетание любой высоты по прибору (по давлению) и одной из линий температуры определяет высоту по плотности воздуха, т. е. по стандартной атмосфере.

Кривые тонкие линии, оцифрованные от 130 до 250 км/ч, обозначают истинную воздушную скорость самолета. Для каждой высоты и каждой температуры наружного воздуха получается свое соотношение между скоростью по прибору (на шкале $V_{пр}$) и истинной воздушной скоростью.

На описанную основу графика наложены характеристики двигателя. Жирными линиями показана мощность двигателя (в процентах от номинальной). На каждой из линий указаны своя частота вращения вала двигателя и свой часовой расход топлива.

Диапазон крейсерских мощностей, нанесенных на графике, находится в пределах от 35 до 70%, а часовой расход топлива — от 117 до 220 л/ч. Частоты вращения вала двигателя обозначены в пределах от 1 500 до 1 800 об/мин.

В соответствии с мощностью и частотой вращения на графике нанесено шесть кривых линий, изображающих давление наддува в пределах от 500 до 750 мм рт. ст.

Две заштрихованные узкие полосы, обозначенные буквами R_{max} , ограничивают скорости горизонтального полета, соответствующие наименьшему километровому расходу топлива. Левая из этих полос относится к полетной массе 4000 кг, а правая — к 5000 кг. Другие

полетные массы размещаются между указанными крайними значениями; их находят интерполяцией. Для полетной массы 5250 кг эта полоса переместится вправо на 4 деления.

В нижней части крейсерского графика размещен вспомогательный график, учитывающий необходимое изменение режима работы двигателя в зависимости от полетной массы.

Решение типовых задач по крейсерскому графику

Чтобы облегчить пользование крейсерским графиком, разберем несколько типовых задач.

Задача 1. Задано выдержать время полета строго по расписанию. Вылет в 10 ч 00 мин, посадка в 12 ч 57 мин. Продолжительность полета по расписанию 2 ч 57 мин, расстояние между аэропортами 550 км. Истинный путевой угол воздушной трассы 260° , а прогноз ветра по высотам такой, какой указан в схеме расчета наивыгоднейшей высоты полета (см. табл. 1).

Высоту эшелона, по согласованию с диспетчером, выбираем 1 500 м, в соответствии с наивыгоднейшей высотой. По условиям задания средняя скорость от взлета до посадки должна быть

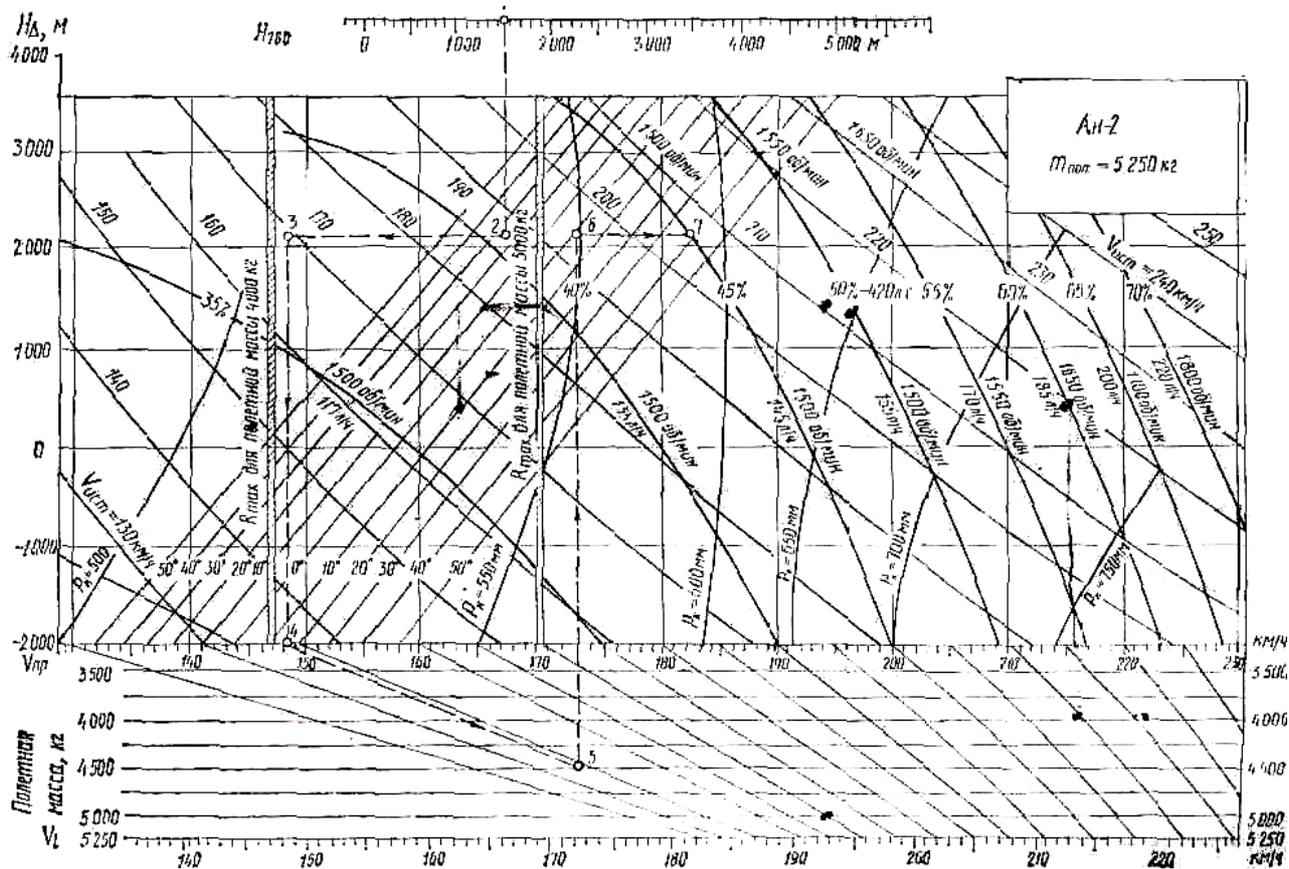


Рис. 2. График крейсерских режимов

$550 \text{ км} : 2 \text{ ч } 57 \text{ мин} \approx 186 \text{ км/ч}$.

Чтобы определить необходимую путевую скорость в горизонтальном полете, нужно учесть потерю времени на маневрирование в районе аэропортов после взлета и перед посадкой (4 мин) и дополнительную затрату времени на набор высоты (по 2 мин на каждые 1000 м). Общая потеря времени $4+3=7$ мин, а путевая скорость в горизонтальном полете должна быть

$550 \text{ км} : 2 \text{ ч } 50 \text{ мин} = 194 \text{ км/ч}$.

На выбранной высоте, согласно расчету по табл. 1, составляющая скорости ветра ($W-V$) оказывается попутной и равна 26 км/ч. Следовательно, истинная воздушная скорость в горизонтальном полете должна быть $194 - 26 = 168$ км/ч.

Скорость по прибору, режим работы двигателя и расход топлива определяем по крейсерскому графику для истинной воздушной скорости 168 км/ч и полетной массы в начале пути 4500 кг. Температуру воздуха на высоте 1 500 м подсчитываем по температурному градиенту, зная температуру на земле, или определяем ее непосредственно в полете. Для примера берем температур воздуха $+25^\circ C$.

Решение примера (см. рис. 2). От деления, соответствующего высоте по прибору 1 500 м (точка 1), идем вертикально вниз до линии, которая соответствует температуре воздуха $+25^\circ C$ (точка 2). На этом уровне читаем высоту по плотности воздуха 2100 м. Затем идем горизонтально влево до линии истинной воздушной скорости 168 км/ч (точка 3). Далее опять опускаемся вертикально вниз до шкалы скоростей по прибору (точка 4) где читаем: $V_{пр} = 148$ км/ч.

Теперь можно определить режим работы двигателя. Для этого от заданной скорости по прибору 148 км/ч нужно пойти параллельно наклонным линиям до полетной массы 4500 кг (точка 5), затем подняться вертикально вверх до высоты по плотности воздуха 2100 м (точка 6). В полученной точке читаем: необходимая мощность двигателя равна 42% номинальной, частота вращения вала 1500 об/мин, давление наддува 550 мм рт. ст., расход топлива 139 л/ч.

Задача 2. Задан режим наименьшего километрового расхода топлива. В полете на высоте 1 200 м с полетной массой 5 000 кг при температуре воздуха $+10^\circ C$ требуется найти скорость и режим работы двигателя, при которых расход топлива на километр пути будет наименьшим.

Решение. От высоты 1 200 м опускаемся вертикально вниз до пересечения с линией температуры $+10^\circ C$. Затем идем горизонтально

вправо до линии R_{\max} для полетной массы 5000 кг, где читаем истинную воздушную скорость 182 км/ч. Далее опускаемся вертикально вниз до шкалы $V_{\text{пр}}$ и здесь читаем скорость по прибору 170 км/ч.

Чтобы определить режим работы двигателя для найденной скорости с наименьшим километровым расходом топлива, нужно от скорости по прибору 170 км/ч пойти по направлению наклонных линий до полетной массы 5 000 кг, а затем подняться вертикально до того уровня высоты по СА, на котором линия высоты по прибору пересекается с линией температуры воздуха.

В полученной точке читаем: мощность 49 % номинальной, расход топлива—153 л/ч, частота вращения вала двигателя — 1500 об/мин, давление наддува — 635 мм рт. ст.

Задача 3. Задана мощность двигателя. При контроле летных данных самолета, когда требуется определить, не уменьшилась ли скорость самолета в результате длительной эксплуатации и многократных ремонтов, можно воспользоваться крейсерским графиком. Для этого нужно установить определенный режим работы двигателя (один из указанных в крейсерском графике) и измерить скорость горизонтального полета на этом режиме.

Если измеренная скорость отличается от скорости, отсчитанной по графику, не больше чем на 3%, то самолет признается нормальным по скорости.

Пример. Требуется определить скорость самолета с полетной массой 4 000 кг на высоте 1000 м при температуре воздуха —10°C и мощности двигателя 60 % номинальной.

Решение. От деления, соответствующего высоте по прибору 1 000 м, опускаемся вертикально вниз до линии температуры воздуха — 10°C. Далее движемся горизонтально вправо до линии мощности 60%. В полученной точке читаем режим работы двигателя:

$$n = 1\ 650 \text{ об/мин}, P_k = 725 \text{ мм рт. ст.}$$

От этой точки идем вертикально вниз до линии полетной массы 4000 кг, а от нее — вверх по наклонным линиям до шкалы $V_{\text{пр}}$, где читаем: скорость по прибору 209 км/ч.

Для тщательной проверки летных данных самолета нужно строго учитывать инструментальные поправки указателя скорости, тахометра и указателя наддува, а сам полет должен проходить в спокойной атмосфере.

Применение крейсерского графика для самолетов с ухудшенными аэродинамическими качествами.

В результате длительной эксплуатации аэродинамические характеристики самолета могут заметно ухудшаться. На таких самолетах скорость полета на определенном режиме работы двигателя меньше, чем рассчитанная по крейсерскому графику. Чтобы пользоваться эталонным крейсерским графиком (см. рис. 2) для расчета режимов полета на самолетах с ухудшенной аэродинамикой, нужно точно знать, на сколько уменьшилась скорость самолета.

Чтобы определить это, нужно в одном из полетов точно измерить скорость по прибору на любом из крейсерских режимов работы двигателя, указанных в графике. Затем сравнить замеренную скорость с полученной при расчете по крейсерскому графику для того же режима работы двигателя, с той же полетной массой, на той же высоте и при той же температуре. При замере скорости нужно учитывать инструментальные поправки тахометра, указателя наддува и указателя скорости.

Разность между фактически замеренной скоростью по прибору и скоростью по прибору, отсчитанной по крейсерскому графику, составляет поправку к скорости для данного экземпляра самолета. Чтобы определить режим работы двигателя для получения заданной скорости на этом самолете, нужно в схеме решения задач по крейсерскому графику добавить одно действие, а именно: точку 6 (например, в задаче 1) перенести горизонтально вправо по шкале на величину поправки к скорости и здесь прочесть режим работы двигателя.

Если, например, известно, что крейсерские скорости какого-нибудь самолета на 10 км/ч меньше, то, решая задачу 1, перенесем точку 6 вправо на 10 км/ч (точка 7). Найдем, что для получения истинной воздушной скорости 165 км/ч нужны: мощность, равная 45 % номинальной, частота вращения вала двигателя 1 500 об/мин и давление наддува 590 мм рт. ст. Расход топлива при этом будет 145 л/ч вместо 139 л/ч, какой был в точке 6 для самолета с нормальными летными характеристиками.

Установка на самолет Ан-2 сельскохозяйственной аппаратуры ухудшает его аэродинамические качества и вызывает уменьшение скорости полета.

В длительных полетах (перелет с базового аэродрома на обрабатываемые участки и обратно) необходимо при пользовании крейсерским графиком учитывать, что индикаторная скорость V_i самолета при установке на нем сельскохозяйственной аппаратуры (опрыскивателя или опыливателя тоннельного типа) уменьшается на 25 км/ч.

Расчет необходимого количества топлива

Количество топлива, необходимое для выполнения полета по заданному маршруту, подсчитывается по следующей формуле:

$$m_{\text{топл}} = m_{\text{расх}} + m_{\text{АНЗ}} + m_{\text{зем}},$$

где $m_{\text{расх}}$ — количество топлива, расходуемое в полете за расчетное время от взлета до посадки без аэронавигационного запаса;

$m_{\text{АНЗ}}$ — аэронавигационный запас;

$m_{\text{зем}}$ — количество топлива, расходуемого на земле для прогрева и опробования двигателя и для руления.

Примечание.

Минимальный аэронавигационный запас топлива 200 л.

1. Расходуемое количество топлива ($m_{\text{расх}}$) определяют, предварительно вычислив расчетное время полета $T_{\text{расч}}$.

Для вычисленного расчетного времени полета в зависимости от заданной мощности двигателя (%) в горизонтальном полете по графику расхода топлива (рис. 3) находят расходуемое количество топлива ($m_{\text{расх}}$).

Примечание.

График составлен из расчета полета на $H = 3000$ м. При полете на меньших высотах часовой расход топлива будет меньше.

2. Топливо, предназначенное для прогрева и опробования двигателя и для руления, не включают в расчет загрузки самолета. Его заправляют каждый раз в соответствии с конкретными условиями (исходя из нормы расхода топлива при работе двигателя на земле 50 кг/ч), но не более 20 кг. Это количество топлива, как правило, полностью расходуется к моменту взлета самолета.

Пример. Определить расходуемое количество топлива ($m_{\text{расх}}$), если вычисленное расчетное время полета по расписанию ($T_{\text{расч}}$) равно 3 ч 30 мин, а потребная для выполнения полета мощность, определенная по крейсерскому графику, составляет 60 % номинальной.

Решение. По графику (рис. 3) из точки 1, соответствующей $T_{\text{расч}} = 3$ ч 30 мин, поднимаемся вертикально вверх до пересечения с линией $N_s = 60$ % (точка 2). На шкале $m_{\text{расх}}$ читаем соответствующее расходуемое количество топлива (расход топлива от взлета до посадки) 700 л или 525 кг (точка 3).

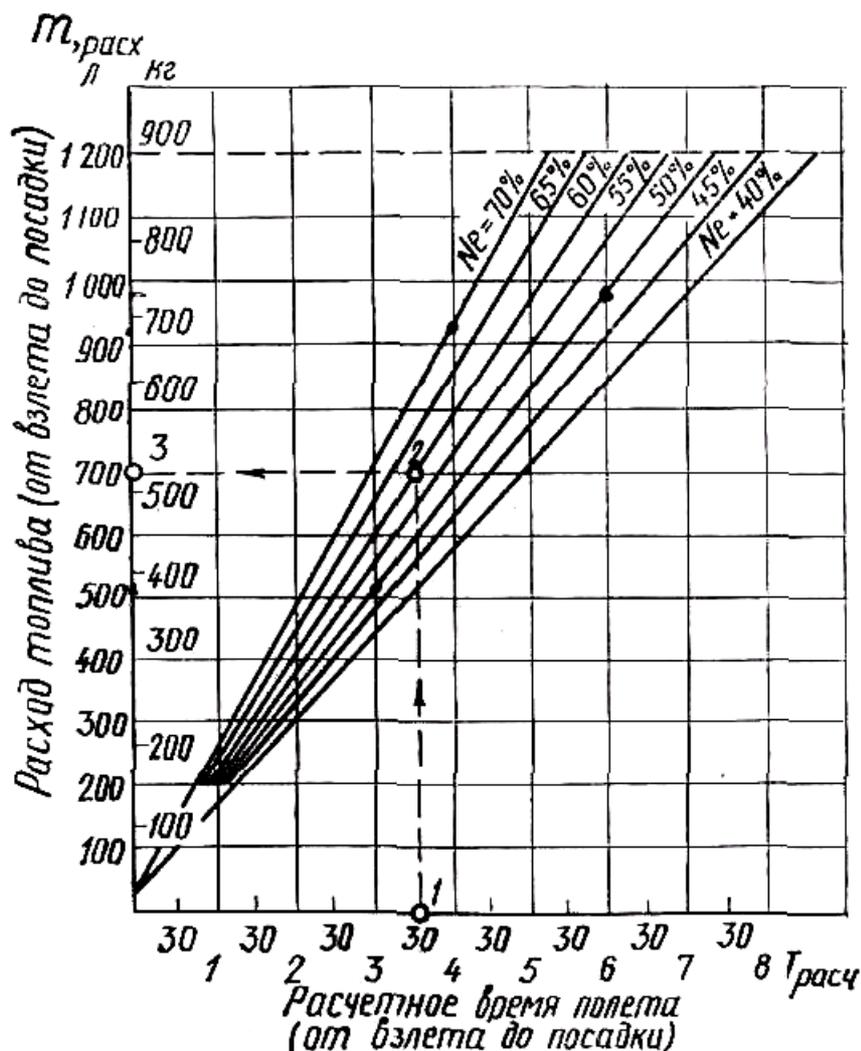
Заправка топливом

Для заправки топливом бензосистемы самолета Ан-2 разрешается применять только бензин Б-91/115 с октановым числом не ниже 91.

1. Перед заправкой самолета топливом закрыть 4-ходовой кран и проверить:

а) закрыт ли сливной кран фильтра-отстойника;

б) соответствует ли сорт бензина, предъявленный для заправки, указанному в паспорте и есть ли на паспорте отметка инженера (техника) службы ГСМ, разрешающая заправку;



в) заземлены ли самолет и бензозаправщик;

г) отшвартован ли самолет от якорной стоянки.

Рис. 3. График расхода топлива

2. Заправку правой и левой групп баков производить раздельно через горловины консольных баков, расположенных на верхнем крыле. Заправку контролировать через горловины, сверяя количество топлива по показанию бензиномера. После заполнения крайнего бака каждой группы необходимо приостанавливать заправку и ждать, пока топливо из него перетечет в другие баки.

3. Заправлять топливо в количестве, соответствующем заданию на полет (согласно графику, см. рис. 3), равномерно распределяя бензин по обеим группам баков. При полной заправке уровень бензина должен быть на 2—4 см ниже края фланца крышки заливной горловины бака.

4. Заправку топливом производить из заправочных средств, имеющих исправные фильтрующие, заборные и раздаточные устройства и заземление. В случае отсутствия бензозаправщика на оперативных аэродромах разрешается производить заправку топлива через горловины бензобаков или с помощью бензонасоса БПК-4, установленного на самолете или приложенного в одиночном комплекте наземного оборудования.

Заправку производить только из эталонных бочек, которые следует наполнять бензином через воронку с замшей и фильтрующим полотном.

При заправке с помощью БПК-4, установленного на самолете, авиатехнику (авиамеханику) или второму пилоту:

а) установить кран бензонасоса БПК-4 в положение «Заправка»;

б) снять предохранительный колпачок со штуцера бензонасоса БПК-4 и надеть специальный шланг;

в) установить в кабине экипажа ручку управления 4-ходовым краном в положение «Баки открыты»;

г) включить на центральном пульте АЗС «Аккумулятор» и «Бензиномер»;

д) включить на левом пульте управления АЗС «Бензонасос» к следить по бензиномеру за количеством заправляемого топлива. При заправке с помощью съемной установки БПК-4:

а) сетчатый фильтр опустить в бочку с топливом, а шланг присоединить к насосу БПК-4 на входе; две другие части шланга соединить

между собой и присоединить к выходу БПК-4 и к сливному штуцеру 4-ходового крана;

- б) рукоятку перекрывного крана (под полом кабины экипажа на шп. № 3) установить в положение «Заправка»;
- в) вилку включения электродвигателя БПК-4 включить в розетку, установленную на шп. № 2 в отсеке нижнего люка;
- г) установить переключатель ППНГ-15 на шп. № 3 в положение «БПК-4», выключатель В-45 в положение «Вкл.»;
- д) включить АЗС на левом пульте и выключатель на крышке ящика БПК-4;
- е) по окончании заправки выключить насос и АЗС, рукоятку перекрывного крана установить в положение «Питание» и закончить булавкой.

При заправке от бензонасоса БПК-4 необходимо по возможности пользоваться аэродромным источником электропитания, так как для работы насоса требуется значительное количество электроэнергии.

При заправке топлива необходимо соблюдать следующие правила:

1. Заправляемое топливо должно быть отфильтровано от воды, так как фильтр шланга, предназначенный для заправки, отфильтровывает только механические примеси.

2. Работа бензонасоса на холостом ходу, без подачи топлива, может привести к выходу из строя его электромотора.

3. Включение бортового бензонасоса БПК-4 при положении 3-ходового крана «Питание» вместо «Заправка» или съемной установки БПК-4 при положении перекрывного крана (установленного под полом кабины экипажа на шп. № 3 — на самолете с 115-й серии) «Питание» вместо «Заправка», а также включение БПК-4 при положении 4-ходового крана «Баки закрыты» может привести к перегрузке электромотора насоса и выходу его из строя.

Сведения о количестве заправленного топлива записываются в соответствующую графу «Задания на полет».

Слив и проверка отстоя топлива

Слив и проверка отстоя топлива выполняются в целях выявления и удаления из бензосистемы механических примесей, нерастворенной воды и кристаллов льда.

Слив отстоя топлива выполняется:

- при приемке экипажем самолета (если не будет производиться заправка самолета топливом);
- после заправки (дозаправки) самолета топливом разрешается совмещенный слив отстоя топлива после заправки (дозаправки) и после стоянки более 12 ч со сливом при приемке самолета экипажем.

Слив отстоя производится из фильтра-отстойника не ранее чем через 15 мин после заправки самолета по 0,5—1 л из каждой группы бензобаков, переключая 4-ходовой бензокран. В тех случаях, когда в зимнее время после заправки или после полета отстой не вытекает из крана фильтра-отстойника, следует отогреть фильтр-отстойник и слить отстой.

На самолетах, на которых выполняются АХР, если они заправляются в течение рабочей смены из одной емкости, слив топлива производится только один раз в начале рабочей смены.

Внимание!

Непосредственно перед заправкой самолета топливом проверить отстой топлива в бензозаправщике.

Заправка маслом

Применяемые сорта масел для двигателя АШ-62ИР — летом и зимой: МС-20 и МС-20С. Эти масла допускается смешивать в любых пропорциях.

1. Перед заправкой необходимо проверить по паспорту соответствие предъявленного масла.
2. Заправлять масло следует через воронку с металлической сеткой.
3. Если перед заправкой все масло было слито из радиатора, маслобака и двигателя, то полная заправка должна быть увеличена на 10—15 дм³ (л). Количество масла, заправленного в бак, проверять масломерной линейкой.
4. Зимой, если масло из системы было слито, следует заправлять масло, нагретое до +75 ÷ 85 °С.

Загрузка и центровка самолета

Правильное размещение и надежное крепление груза на самолете имеет важное значение для безопасности полета. Во всех случаях размещение загрузки на самолете должно выполняться в соответствии с летными ограничениями по центровке. Центровка самолета не должна выходить за допустимые пределы.

Неправильное размещение загрузки ухудшает устойчивость и управляемость самолета, усложняет взлет и посадку.

Диапазон центровок самолета

1. Для всех вариантов самолетов на колесном шасси:
 - предельно передняя центровка 17,2 % САХ;
 - предельно задняя центровка 33 % САХ.
2. Рекомендуемый диапазон центровок самолета на колесном шасси от 23 до 28 % САХ.

Общие указания по загрузке самолета

1. Максимальная взлетная масса самолета установлена:
 - в пассажирском и грузовом вариантах 5500 кг;
 - в сельскохозяйственном варианте 5250 кг.
2. В пассажирском варианте количество пассажиров не должно превышать 12.
3. В пассажирском и грузовом вариантах коммерческая загрузка не должна превышать 1 500 кг.
4. В сельскохозяйственном варианте масса ядохимикатов не должна превышать 1 500 кг.
5. При размещении на самолете пассажиров, багажа, почты и груза необходимо учитывать, что основное влияние на центровку самолета оказывают пассажиры, размещенные на задних креслах (сиденьях), и груз, наиболее отдаленный от центра тяжести самолета. Поэтому при неполном количестве пассажиров их нужно разместить на передних креслах. Пассажиров с детьми во всех случаях необходимо сажать на передние кресла, а багаж, почту и груз размещать так, чтобы создать центровку самолета, наиболее близкую к средней.

Примечания:

1. Размещать багаж, почту и груз вдоль прохода между рядами кресел запрещается.
2. В каждом конкретном случае фактическая коммерческая загрузка (не более 1 500 кг) определяется дальностью полета и массой пустого самолета.

6. В грузовом варианте размещение загрузки в самолете обычно производят по меткам, указанным на правом борту фюзеляжа. Если

груз массой 400, 600, 800 кг и т. д. разместить в грузовой кабине против соответствующих цифр с красной стрелкой, то это приведет к созданию предельно допустимой задней центровки. Поэтому желательно, чтобы центр тяжести размещенного груза находился не против красной стрелки, а впереди нее.

Если требуется перевозить груз, масса которого не соответствует цифрам, нанесенным на борту фюзеляжа, например 700 кг, его нельзя размещать против цифр 400 и 300, так как это приведет к созданию недопустимо задней центровки, выходящей за установленные пределы. В данном случае груз массой 700 кг следует разместить против любой цифры от 1 500 до 800 включительно. Предельная нагрузка на 1 м² пола не должна превышать 1 000 кгс.

7. Независимо от формы и габаритов груз (багаж) должен быть надежно закреплен, чтобы была исключена возможность его самопроизвольного перемещения в кабине во время взлета и посадки самолета.

Предупреждение.

При загрузке самолета на поплавковом шасси отметками, нанесенными на правой стороне фюзеляжа, руководствоваться нельзя, так как они годны только для самолетов на колесном шасси.

8. В хвостовую часть фюзеляжа за шп. № 15 помещать грузы, а также запасные части запрещается.

9. Перед вылетом командир самолета обязан личным осмотром удостовериться, что в хвостовой части фюзеляжа груз отсутствует, а дверь заперта на замок.

Предупреждение.

Если по условиям полета на борту нет груза (перегонка, тренировочный полет и т. д.) и возможна посадка самолета с небольшим количеством топлива (150—300 кг), то необходимо определить центровку для посадки.

В случаях, когда расчетная центровка на посадке менее 17,2 % САХ, то допустимую центровку можно получить, расположив соответствующим образом наземное и другое оборудование или балласт массой до 50 кг. При расчете центровки определить место размещения этой загрузки.

10. Перед вылетом командир самолета должен предупредить пассажиров, чтобы они не передвигались по кабине, а перед взлетом и посадкой обязательно были пристегнуты привязными ремнями, не трогали трубопроводы бензосистемы, электропроводку, экранированные жгуты радиооборудования, а также убедиться, что ограничительный ремень установлен.

11. При установке основных лыж Ш4310-0 и хвостовой лыжи Ш4701-0 вместо колес масса самолета увеличивается на 80 кг, а центр тяжести перемещается вперед на 0,7 % САХ. При установке основных лыж Ш4665-10 и хвостовой лыжи Ш4701-0 на самолете вместо колес масса самолета увеличивается на 57 кг, а центр тяжести перемещается вперед на 0,3 % САХ.

Инструкция и графики расчета загрузки и центровки самолета Ан-2

Приведенные в настоящей инструкции центровочные графики позволяют без вычислений и расчетов определить центровку самолета Ан-2 любых модификаций и при любых вариантах загрузки.

Подсчет центровки самолета Ан-2 десятиместного варианта и переоборудованного на 12 пассажирских мест производится по центровочным графикам.

Масса пассажиров (без багажа) в зависимости от периода года устанавливается:

— весенне-летний с 15 апреля по 15 октября — 75 кг;

— осенне-зимний с 16 октября по 16 апреля — 80 кг. Масса детей от 5 до 12 лет — 80 кг, до 5 лет — 20 кг.

При расчете центровки самолета массовые и центровочные данные пустого самолета всех типов необходимо брать из его формуляра с учетом изменений, происшедших в процессе эксплуатации самолета.

При отсутствии в формуляре или в приложениях к нему сведений о центровке данного самолета и записей о доработках, изменяющих массу конструкции и центровку самолета, рекомендуется принимать в расчет массу пустого самолета и центровку с плюсовым допуском из формуляра самолета той же серии.

Пример. Серия выпуска 102.

Масса пустого самолета 3 354 кг.

Центровка $21,4+1 = 22,4$ % САХ.

Серия самолета указана в судовом свидетельстве и формуляре самолета.

Центровку самолетов отечественного производства, переделанных на АРЗ, в пассажирский вариант (12 кресел по полету), рассчитывать по центровочному графику на рис. 6 независимо от серии самолета.

Центровку всех самолетов производства ПНР (кроме пассажирских) рассчитывать по центровочному графику на рис. 5.

Описание и пользование центровочными графиками

В верхней части бланка центровочного графика (ЦГ) указаны: тип самолета, его модификация.

Слева дана таблица исходных данных, с помощью которой определяется взлетная и эксплуатационная масса самолета, предельная коммерческая загрузка. В этой таблице пилот должен проставить массу пустого (снаряженного) самолета, допустимую взлетную массу и массу дополнительного снаряжения (если имеется на борту). Справа—№ рейса, № самолета, маршрут полета, аэропорт посадки, дату и время вылета, ф. и. о. командира воздушного судна.

Посередине ниже таблица массы ($m_{сам}$) и центровки ($x_{сам}$, % САХ) пустого (снаряженного) самолета. Слева от нее расположена таблица загрузки, а справа — таблица фактической коммерческой загрузки.

Масса снаряженного самолета ($m_{сам}$) определяется так: из формуляра самолета выписывают массу пустого самолета, а из руководства по центровке и загрузке — массу и влияние на центровку типового оборудования.

На рабочем поле графика расположены строки со шкалами учета изменения центровки отдельными видами загрузки.

Каждая строка шкалы учета загрузки имеет определенную цену деления, указанную в колонке «Цена деления» с треугольником, показывающим направление отсчета (вправо или влево). Для более точных отсчетов цена деления шкалы разбита на промежуточные деления. Например, большие деления всех шкал «Пассажирские места» соответствуют массе двух (трех) пассажиров, малые деления — массе одного пассажира. (Шкалой для 12 пассажиров (рис. 4, 5, 6, 7а) не пользоваться).

Если центр тяжести груза располагается между двумя шпангоутами, то при отсчете необходимо цену деления брать среднюю между этими шпангоутами.

Шкалой «Химикаты» следует пользоваться при загрузке самолета ядохимикатами.

График, расположенный в нижней части бланка ЦГ, показывает конечный результат расчета—центровку (% САХ) в зависимости от взлетной массы самолета.

Диапазон предельно допустимых центровок на графике ограничен наклонными линиями, значение которых соответствует 17,2 — 33 % САХ. Заштрихованная зона показывает центровки, вышедшие за пределы допустимых.

Центровка самолета по ЦГ определяется следующим образом: в таблице сверху записываются масса пустого (снаряженного) самолета

и его центровка, взятые из формуляра; из точки пересечения линии центра тяжести с линией массы пустого самолета опускается вертикаль на соответствующую шкалу учета загрузки (точка Л). От точки А отсчитываем влево (вправо) по направлению треугольника количество делений, соответствующее загрузке (точка Б). Из точки Б опускаем вертикаль на последующую шкалу. Дальнейший расчет делается аналогично произведенным действиям (см. рис. 4) до самой нижней шкалы «Топливо». После отсчета количества топлива по шкале опускаем вертикаль до пересечения с горизонтальной линией взлетной массы самолета (нижний график). Точка пересечения показывает центровку самолета, соответствующую его взлетной массе.

На бланках ЦГ (рис. 4 и 5) приводятся примеры расчета, обозначенные стрелками.

Пример расчета центровки самолета до 121-й серии, переоборудованного на 12 пассажирских мест.

- 1. Центровка пустого самолета.....22,4 % САХ
- 2. Масса пустого (снаряженного) самолета.....3320 кг
- 3. Дополнительное снаряжение30 кг
- 4. Масло.....60 кг
- 5. Экипаж (2 X 80).....160 кг
- 6. Пассажиры на 12 креслах (сиденьях) (12 X 80).....960 кг
- 7. Багаж (с центром тяжести, расположенным на шп. № 7).....120 кг
- 8. Топливо.....400 кг
- 9. Допустимая взлетная масса (по состоянию и длине ВПП)5100 кг
- 10. Взлетная масса самолета.....5050 кг
- 11. Центровка самолета (взлетная).....31,5 % САХ

Пример расчета центровки самолета с 121-й серии

- 1. Центровка пустого самолета.....20,7 % САХ
- 2. Масса пустого (снаряженного) самолета.....3350 кг
- 3. Экипаж (2X80).....160 кг
- 4. Масло.....60 кг
- 5. Пассажиры на 12 сиденьях (12 X 75).....900 кг
- 6. Багаж (с центром тяжести, расположенным на шп. № 7).....100 кг
- 7. Топливо.....660 кг
- 8. Допустимая взлетная масса (по состоянию и длине ВПП)5230 кг
- 9. Взлетная масса самолета.....5230 кг
- 10. Центровка самолета (взлетная).....30,6 % САХ

Необходимость применения центровочного графика Ан-2 с 121-й серии в варианте 10 пассажирских мест вызвана тем, что начиная с 121-й серии выпуска самолетов Ан-2, справа спереди устанавливают УС-9ДМ, из-за чего правый ряд кресел пришлось сдвинуть назад на 120 мм, что привело к увеличению задней центровки.

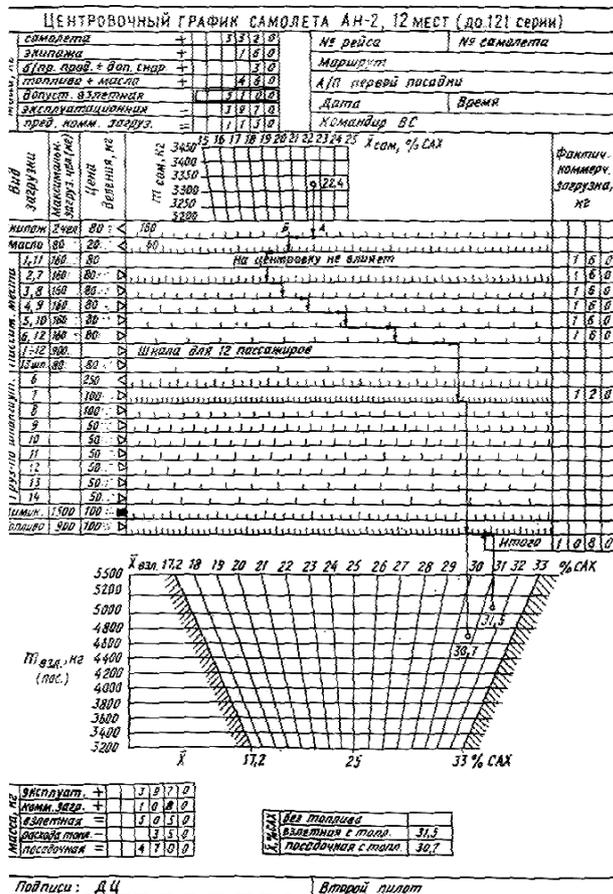


Рис. 4. Центровочный график самолета до 121-й серии. Пример расчета

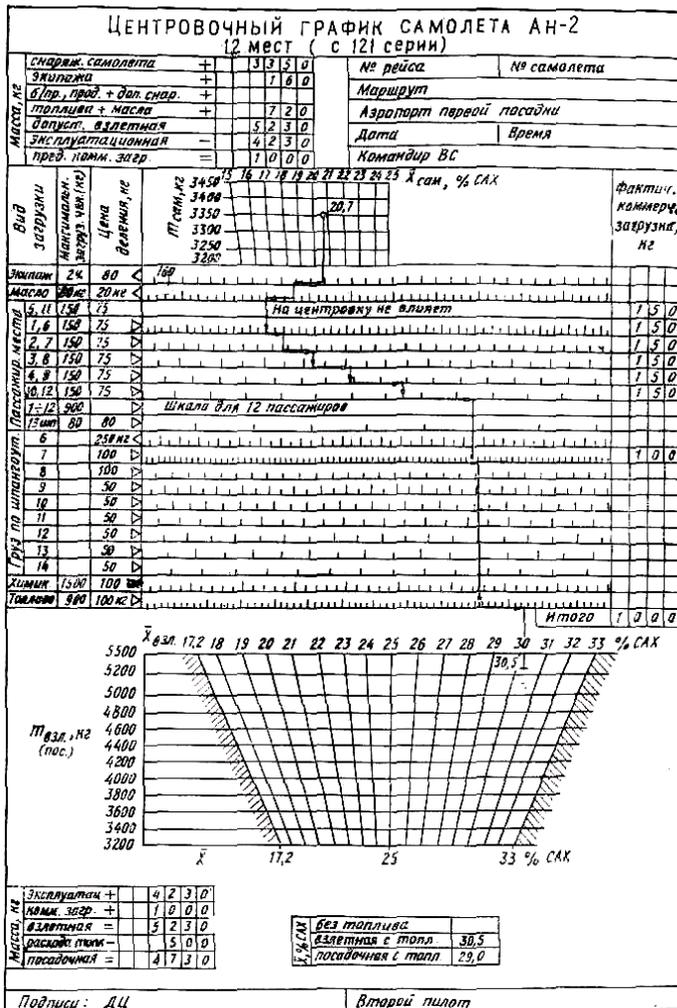


Рис. 5. Центровочный график самолета Ан-2 с 121-й серии. Пример расчета

При установке дополнительных кресел на этих самолетах можно пользоваться этим же графиком. Дополнительное 12-е кресло следует считать как второе 10-е, т. е. при полной загрузке (12 пассажиров) отсчет по шкале «Пассажир, места» производить на два деления — 2 пассажира. 11-е кресло на центровку не влияет.

При расчете центровки самолета в полете необходимо помнить следующее:

1. Уменьшение количества топлива на каждые 100 кг смещает центровку вперед на 0,2—0,3 % САХ в зависимости от полетной массы самолета.
2. При полетах на самолете Ан-2 с подвесными контейнерами для перевозки багажа, почты и груза масса пустого самолета от установки контейнеров увеличивается на 30 кг, а центровка смещается вперед на 0,15 % САХ. В контейнерах допускается размещать груз массой не более 60 кг в каждом, при этом центровка самолета смещается назад на 0,3 % САХ при грузе в контейнерах 120 кг.

Определение центровки самолета, оборудованного пассажирскими креслами, которые расположены по полету

Определение центровки производится по центровочному графику (рис. 6).

Пример расчета центровки по графику

1. Центровка пустого самолета 18,05% САХ
2. Масса пустого самолета 3 515 кг
3. Масса пассажиров (12 X 75) 900 кг
4. Багаж (с центром тяжести, расположенным на шп. № 14) 120 кг
5. Экипаж (2 X 80) 160 кг
6. Масло 70 кг
7. Топливо 485 кг
8. Допустимая взлетная масса (по состоянию и длине ВПП) 5 250 кг
9. Взлетная масса самолета 5 250 кг
10. Центровка самолета 3,1,7°/оСАХ

Определение центровки самолета Ан-2П (производства ПНР)

Положение центровки самолета определяется по ЦГ следующим образом:

1. Из точки пересечения линии центра тяжести пустого самолета с линией массы пустого самолета (верхний график) опускается вертикаль на горизонтальную шкалу «Экипаж».
2. Затем из полученной точки отсчитываем влево по направлению треугольника два деления, соответствующих массе экипажа (1 деление — 80 кг).
3. Из конца полученного отрезка опускаем вертикаль на горизонтальную шкалу «Топливо», отсчитываем вправо по направлению

треугольника 4,9 деления, соответствующие количеству топлива (1 деление — 50 кг).

4. Дальнейший расчет делается аналогично произведенным выше действиям (рис. 7).

5. Точка пересечения вертикали с горизонтальной линией взлетной массы показывает центровку самолета, соответствующую его взлетной массе.

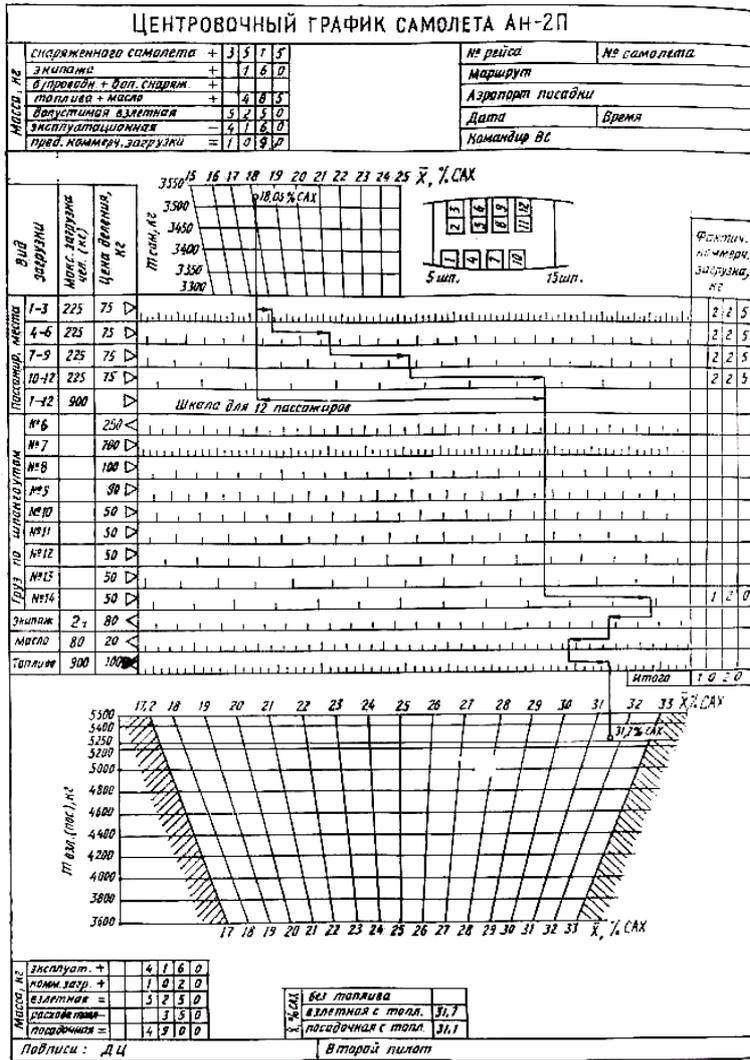


Рис. 6 Центровочный график самолета Ан-2, оборудованного креслами, которые расположены по полету. Пример расчета центровки

Примечания:

1. В первом и во втором рядах кресел можно посадить по одному ребенку ($\approx 0,3$ деления—один ребенок—30 кг).
2. Багаж (максимально) на одной полке—40 кг (0,5 деления).

Пример расчета центровки самолета по графику

1. Центровка пустого самолета.....20,5 % САХ
2. Масса пустого самолета3 450 кг
3. Экипаж160 кг
4. Топливо490 кг
5. Масло.....50 кг
6. Пассажиры (12 X 75).....900 кг
7. Дети (2 X 30).....60 кг
8. Багаж на полках (2X40).....80 кг
9. Багаж за креслами (сиденьями).....40 кг
10. Допустимая взлетная масса (по состоянию и длине ВПП).....5500 кг
11. Взлетная масса самолета.....5260 кг
12. Центровка самолета.....30,6 % САХ

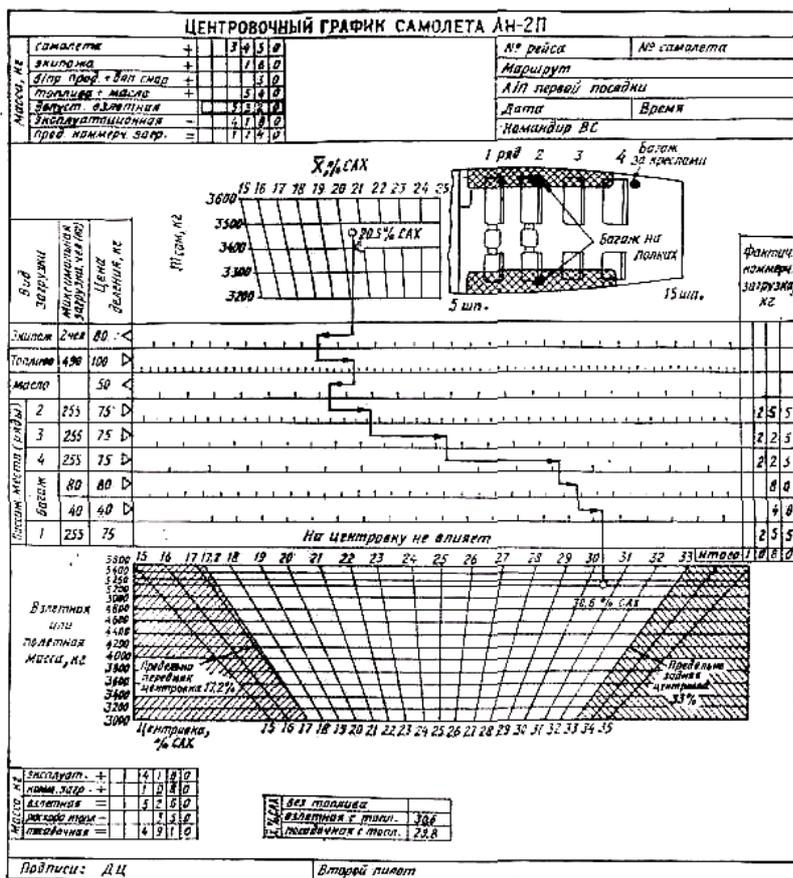


Рис. 7. Центровочный график самолета Ан-2П. Пример расчета

Пример расчета центровки грузового самолета

- 1. Центровка пустого самолета 20,7 % САХ
- 2. Масса пустого (снаряженного) самолета 3 350 кг
- 3. Экипаж (2 X 80) 160 кг
- 4. Масло 70 кг
- 5. Груз 1 000 кг
- 6. Топливо 650 кг
- 7. Допустимая взлетная масса (по состоянию и длине ВПП) 5 250 кг
- 8. Взлетная масса самолета 5 230 кг
- 9. Центровка самолета (взлетная) 28,3 % САХ

Определение длины разбега самолета

Перед полетом командиру самолета или второму пилоту необходимо определить по номограмме (рис. 8) длину разбега самолета и оценить препятствия на полосе подходов.

Номограмма для определения длины разбега

По номограмме могут быть получены длины разбега для различных условий: температур воздуха, атмосферного давления, скорости ветра, различных состояний поверхности и покрытий аэродрома (грунтовая поверхность — твердая, мягкая, песчаная, снежная — укатанная и неукатанная — для самолетов с лыжным шасси; бетонное покрытие), встречного и попутного уклонов, различных способов взлета (взлет на номинальном режиме без применения закрылков и с закрылками, отклоненными на 20°; взлет на взлетном режиме без применения закрылков и с закрылками, отклоненными на 30°), различных взлетных масс самолета (от 4500 до 5 500 кг).

Правила пользования номограммой для определения длины разбега самолета (см. рис. 8) сводятся к следующему:

- а) на графике А находится точка пересечения линии, проведенной по вертикали вверх с нижней шкалы (практическая температура), с одной из кривых, характеризующей фактическое атмосферное давление;
- б) найденная точка пересечения переносится (по горизонтали вправо) на график Б до пересечения с линией, указывающей фактическую скорость ветра;
- в) с графика Б найденная точка переносится (по вертикали вниз) на график В до пересечения с линией, характеризующей состояние или вид покрытия;
- г) с графика В точка пересечения переносится (по горизонтали влево) на график Г до пересечения с линией уклона встречного (на уклон) или попутного (под уклон);

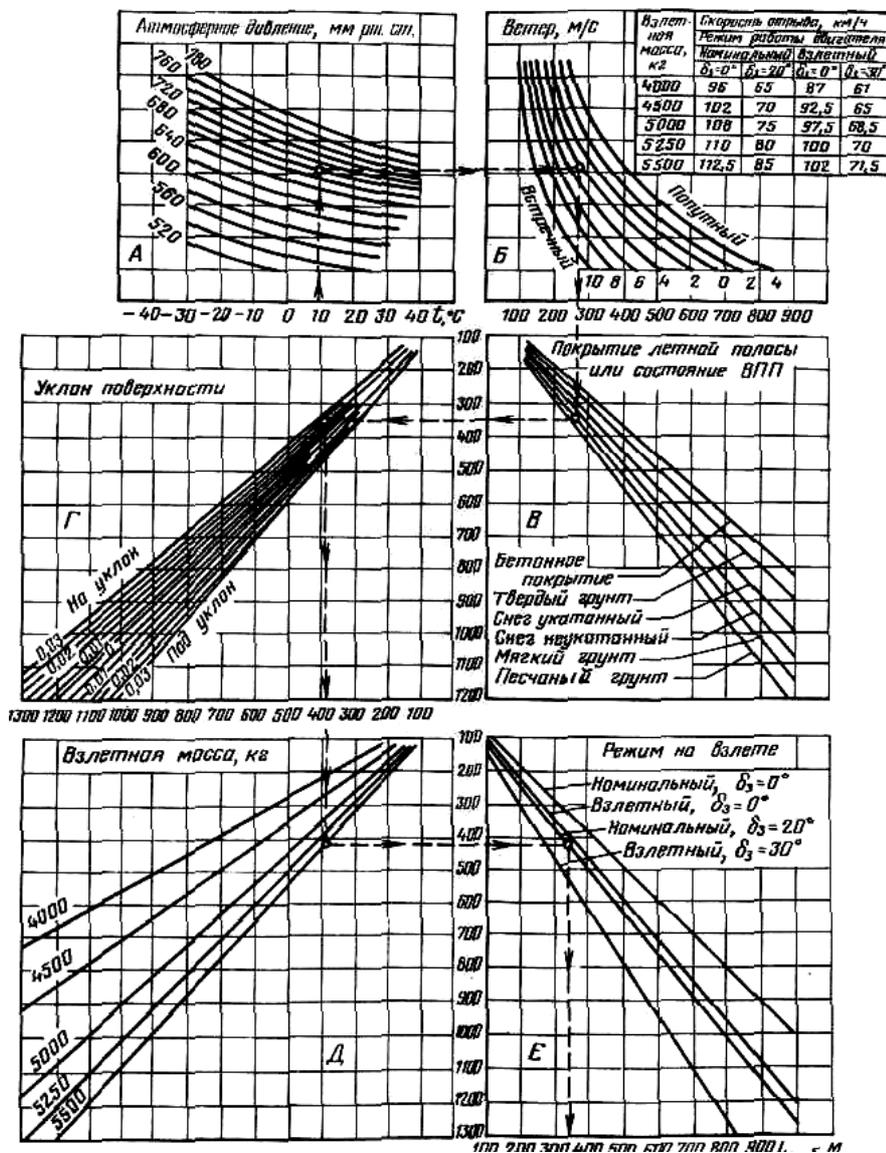


Рис. 8. Номограмма № 1 для определения длины разбега самолета

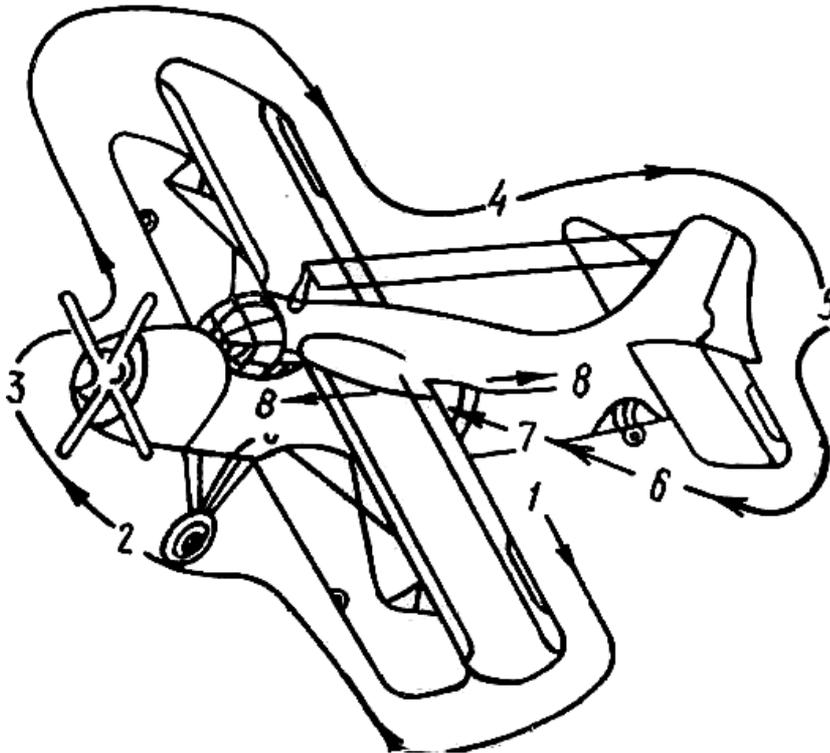


Рис. 9. Маршрут предполетного осмотра самолета

1. Левая и правая коробки крыльев.

При проверке общего состояния крыльев убедиться, что полотняная обшивка не имеет повреждений, что нет ослабления поддерживающих и несущих лент-расчалок. Внимательно осмотреть нижнюю часть верхних крыльев, нет ли потеков бензина. При осмотре бипланной стойки левой коробки крыла убедиться (по внешнему состоянию), что приемник воздушных давлений исправен. Убедиться в исправности и чистоте остекления посадочных и рулевых фар, целости стекол БАНУ на консолях крыла. Убедиться, что с элеронов и предкрылков сняты струбцины.

2. Шасси.

Осмотреть шасси, убедиться в том, что осадка стоек шасси нормальна, и в отсутствии течи жидкости. Осмотреть колеса, убедиться, что покрышки шин пригодны к эксплуатации (отсутствие порезов, проколов, потертости, износа протектора, местных вздутий и сдвига (по меткам) шин относительно барабанов колес), а давление (по обжатию) — нормальное.

Осадка стоек шасси по шкале, нанесенной на штоке, должна быть:

Осадка, мм	Масса самолета, кг
90 ± 9	3600
148 ± 15	5250
154 ± 15	5500

Если самолет на лыжном шасси, осмотреть крепление балансирующих цепей к стойкам шасси и лыже, осмотреть обшивку лыж. Убедиться в нормальном креплении аварийных тросов.

3. Силовая установка.

Осмотреть воздушный винт, обтекатель винта, капот двигателя. Убедиться в отсутствии течи бензина и масла из-под капота двигателя и масла из маслорадиатора.

4. Правая сторона фюзеляжа.

Осмотреть обшивку фюзеляжа, нет ли на ней трещин и деформаций.

5. Оперение.

При внешнем осмотре убедиться, что полотняная обшивка стабилизатора, рулей высоты и направления не имеет повреждений. Убедиться, что с рулей сняты струбцины. Осмотреть зализы оперения, нет ли повреждений и выпадания шурупов. Убедиться в целости стекла хвостового аэронавигационного огня ХС-39.

6. Установка хвостового колеса.

Осмотреть установку хвостового колеса. При этом убедиться в нормальной осадке стойки и в отсутствии течи жидкости, а также в нормальном обжатии шины колеса. Стояночная осадка амортизатора в зависимости от загрузки самолета колеблется в пределах 55—75 мм, что соответствует расстоянию от 143 до 123 мм от направляющей гайки цилиндра стойки хвостового колеса до края буртика штока.

Если хвостовое колесо заменено лыжей, проверить общее состояние лыжи, убедиться в надежности ее крепления к ферме хвостовой установки, крепления пружинного амортизатора к лыже и предохранительного троса.

7. Левая сторона фюзеляжа.

Осмотреть обшивку фюзеляжа, нет ли трещин и деформаций.

8. Грузовая (пассажирская) кабина и кабина экипажа.

Выполнить следующие операции:

- проконтролировать загрузку самолета, размещение пассажиров (грузов), крепление грузов и багажа, центровку самолета в соответствии с центровочным графиком; убедиться, что центровка не выходит за допустимые пределы;
- проверить, законтрен ли аварийный люк;
- убедиться, что стояночный тормоз включен, стопор контровки штурвала и ножного управления снят;
- подогнать педали, кресло и убедиться в исправности привязных ремней, в целости и чистоте остекления кабины;
- проверить действие элеронов и рулей поочередным отклонением штурвала и педалей в предельно крайние положения; убедиться в легкости их хода, правильности отклонения и в отсутствии заеданий;
- проверить по показаниям манометров давление воздуха в общей и тормозной системах отдельно левого и правого колес;
- убедиться, что переключатель магнето установлен в положение «0» — выключено, а рычаги управления двигателем и воздушным винтом находятся в положении, соответствующем запуску двигателя;
- проверить напряжение бортовых аккумуляторов с помощью кнопок раздельной проверки под нагрузкой 6А (включить рулежную фару и АНО); убедиться, что напряжение не менее 24 В.

9. Проверить внешнее состояние всех приборов.

При наличии аэродромного источника электроэнергии и при включенных автоматах защиты проверить:

- исправность бензиномера и количество горючего в левой и правой группах баков согласно заданию на полет. Включить на левом пульте АЗС-2 «Звуковая сигнализация СБЭС-1447» и нажатием на кнопку проверить исправность звуковой и световой сигнализаций резервного (критического) остатка топлива;
- отклонение закрылков и правильность отклонения триммеров;
- открытие створок капота и маслорадиатора. Включить электропитание приборов, по положению стрелок убедиться в их исправности. Проверить работу авиагоризонта АГК-47Б, радио- и приборного оборудования.

10. Установить стрелки барометрического высотомера ВД-10 на «0» и сравнить показания по шкале барометрического давления с фактическим атмосферным давлением на аэродроме.

Разность величин давлений не должна превышать ±1,5 мм рт. ст. (при температуре воздуха 4-15—35 °С), а при других температурах воздуха — ±2,5 мм рт. ст., при большей разности *p* вылет запрещается.

Проверить совпадение положения подвижных индексов с нулем шкалы высоты при положении барометрической шкалы на делении 760 мм рт. ст. Несовпадение должно быть не более 10 м по шкале высот. Производить согласование шкал высотомеров непосредственно на самолете запрещается

Запуск, прогрев, опробование и останов двигателя

Подготовка двигателя к запуску

При температуре воздуха +5 °С и ниже двигатель необходимо перед запуском подогреть от аэродромного подогревателя до температуры головок цилиндров +30 °С и входящего масла (если оно не разжижалось бензином и не сливалось) не ниже +15 °С. При этом воздушный винт двигателя должен легко проворачиваться от руки.

При температуре воздуха до —25 °С прогрев цилиндрической группы воздушного винта обеспечивается в процессе подогрева двигателя, а при более низких температурах необходимо подогреть втулку винта, подведя к ней рукав от подогревателя.

Перед запуском двигателя:

- Проверить, включен ли в борсеть самолета аэродромный источник электроэнергии, для чего необходимо:

— на самолетах с выключателем с надписью «Бортовой аккумулятор», расположенным на центральном пульте, при подключенной к борту самолета штепсельной розетке аэродромного питания и при включенном указанном выключателе на центральном пульте убедиться, что светосигнализатор около штепсельного разъема аэродромного питания горит, а напряжение бортсети самолета по вольтметру (при нажатой его кнопке) находится в пределах 24—28,5 В;

— на самолетах, оборудованных переключателем на центральном пульте с надписью «Борт — аэродром», при подключенной к борту самолета штепсельной розетке аэродромного питания и при положении указанного переключателя «Аэродром» убедиться по вольтметру (при нажатии его кнопки) в наличии напряжения в бортсети самолета в пределах 24—28,5 В.

2. В случае отсутствия аэродромного источника электроэнергии подготовку к запуску двигателя и его запуск производить от бортовой аккумуляторной батареи, которая включается в бортсеть самолета выключателем на центральном пульте с надписью «Б/аккумулятор» (на самолетах, оборудованных переключателем «Борт—аэродром», при его положении «Борт»).

3. При отрицательных температурах воздуха закрыть створки капота. Для этого переместить на себя нажимной переключатель с надписью «Створки капота», расположенный на центральном пульте.

4. Закрыть створки маслорадиатора. Для этого переместить на себя нажимной переключатель с надписью «Створка маслорадиатора», расположенный на центральном пульте. Положение створок контролировать по индикатору, установленному впереди рычагов управления двигателем.

5. Проверить установку рычага управления подогревом воздуха, поступающего в карбюратор (рычаг с зеленой окраской), который должен быть в положении «Выключено», — полностью на себя.

6. Проверить установку рычага управления регулятором винта (рычаг с надписью «Винт»), который должен быть в положении «Малый шаг», — полностью вперед.

7. Проверить установку рычага управления автоматическим высотным корректором карбюратора (крайний слева рычаг с надписью «Высотный корректор»), который должен быть в положении максимального обогащения смеси, — полностью на себя и опломбирован.

8. Установить рычаг стоп-крана полностью от себя.

9. Установить рычаг управления выключаемого пылефильтра в положение «Выключено».

10. Установить 4-ходовой бензиновый кран в среднее положение «Баки открыты», что будет соответствовать включению одновременно обеих групп баков.

11. Ручным насосом (рукоятка ручного насоса — справа внизу, около левого сиденья) создать давление бензина перед карбюратором, равное 0,2—0,25 кгс/см².

Предупреждение. Во избежание выброса топлива через распылители карбюратора (течи топлива из комбинированного клапана нагнетателя) заполнение системы топливом производить вначале медленно — один двойной ход рычага ручного насоса за 5—12 с — до увеличения давления в системе 0,1 кгс/см². При дальнейшем заполнении системы топливом до давления 0,2—0,25 кгс/см² темп работы ручным насосом не ограничивается.

12. Проверить работу комбинированного клапана нагнетателя. Для этого 2—3 раза резко переместить рычаг управления двигателем до упора. Если нет течи из отводной трубки, значит клапан исправен. В этом случае обязательно выяснить причину дефекта и устранить ее.

Предупреждения:

1. Если при увеличении давления бензина перед карбюратором до 0,25 кгс/см² наблюдается течь бензина из комбинированного клапана, то необходимо приостановить подготовку к запуску и устранить дефект (переливание бензина из поплавковых камер карбюратора). Запуск двигателя при наличии этого дефекта может вызвать гидроудар или горение бензина в полости нагнетателя и последующее разрушение крыльчатки и диффузора нагнетателя.

2. Во избежание гидравлического удара следует перед каждым запуском повернуть воздушный винт на 4—6 оборотов при выключенном зажигании.

13. Перед запуском двигателя проверить сигнализацию пожарного оборудования. При нажатии кнопки или переключателя контроля сигнализации должен загореться красный светосигнализатор, расположенный на левой панели приборной доски.

Запуск двигателя

При запуске электроинерционным стартером необходимо:

1. Проверить, выключено ли зажигание (переключатель магнето расположен над левой панелью приборов, и его рычаг должен быть установлен на «0»).

2. Проверить нулевое положение стрелки вариометра.

3. Сравнить показания мановакуумметра с атмосферным давлением на аэродроме (разница показаний не должна быть более ±10 мм рт. ст.).

4. Сверить бортовые часы с личными, установленными по диспетчерским часам.

5. Закончив осмотр самолета, подготовить двигатель к запуску, запустить и прогреть. При этом проверить работу двигателя и его приборов, воздушного винта и его регулятора, работу генератора, работу воздушной системы, радио- и приборного оборудования, противообледенительной системы стекол и убедиться по загоранию светосигнализатора «Обогрев ПВД» в исправности обогрева ПВД, включив АЗС «Обогрев ПВД» и нажав кнопку проверки.

6. Перед ночным полетом дополнительно проверить исправность внешнего осветительного и светосигнального оборудования, кабинного светильника местного освещения:

- аэронавигационного оборудования;
- рулежной и посадочной фар;
- освещения своего рабочего места.

Примечания:

1. При отсутствии аэродромного источника электроэнергии проверки, указанные в п. 9, выполняются при опробовании двигателя.

2. Опробование двигателя техсоставом производится: после замены двигателя или агрегатов, устранения неисправностей, выполнения монтажных и регулировочных работ, требующих проверки параметров и работоспособности силовой установки; после выполнения периодических форм технического обслуживания или стоянки самолета более трех суток; перед выполнением литерных рейсов и полетов по санзаданиям. При этом повторное опробование командиром самолета в полном объеме, изложенном в разд. «Запуск, прогрев, опробование и останов двигателя», не обязательно. В этом случае опробование двигателя может быть ограничено обязательным выполнением проверок по пп. 2, 3, 5, 9, 10, 11 и 14 подраздела «Опробование двигателя».

Предполетный осмотр самолета вторым пилотом

1. При внешнем осмотре убедиться, что антенные устройства, расположенные снаружи фюзеляжа, исправны, а в зимних условиях — свободны от льда и инея.

2. Проверить оборудование пассажирской кабины:

- а) проверить наличие привязных ремней на каждом пассажирском кресле (сиденье);
- б) убедиться в наличии термоса с питьевой водой, установленного в термоснице на двери кабины экипажа;

- в) проверить наличие аптечки в пассажирской кабине и ее комплектацию (на левой стороне перегородки шп. № 15);
- г) убедиться в наличии ограничительного ремня и установке его в гнезда;
- д) убедиться, что блоки радиоаппаратуры в пассажирской кабине закрыты декоративной шторой, в наличии занавесок на окнах и ковровой дорожки в центральном проходе кабины.

3. Проверить загрузку самолета, размещение пассажиров (грузов), крепление грузов и багажа. Рассчитать центровку самолета.

4. Подогнуть педали, кресло и убедиться в исправности привязных ремней, проверить действие элеронов и рулей поочередным отклонением штурвала и педалей в предельно крайние положения, убедиться в легкости их хода, в правильности отклонения и в отсутствии заеданий.

5. Убедиться в целости и чистоте остекления кабины, в наличии графиков поправок к курсовым приборам, радиокompасу, указателям скорости, в наличии таблиц суммарных поправок к высотомерам; проверить соответствие номеров высотомеров указанным в таблицах.

6. Убедиться, что кожухи и передние панели радиоаппаратуры, щитки и пульты управления, приборы и выключатели надежно укреплены и не имеют внешних повреждений, антенная проводка правильно и надежно подключена к проходным изоляторам и аппаратуре; имеется таблица настройки передатчиков РСБ-5 или Р-842; проверить наличие телефонно-микрофонных гарнитур, при наружном осмотре убедиться в отсутствии их повреждений.

7. Проверить внешнее состояние приборов, расположенных на приборной доске второго пилота и центральном щитке.

8. Установить стрелки барометрического высотомера ВД-10 на «0» и сравнить показания по шкале барометрического давления с фактическим атмосферным давлением на аэродроме. Разность величин давлений не должна превышать $\pm 1,5$ мм рт. ст. (при температуре воздуха $+15$ — 35 °С), а при других температурах — $\pm 2,5$ мм рт. ст., при большей разности p вылет запрещается.

9. При включенном аэродромном источнике электроэнергии, включенных автоматах защиты проверить работу радио- и приборного оборудования.

10. Перед ночным полетом дополнительно проверить исправность светотехнического оборудования:

- своего рабочего места;
- грузовой (пассажирской) кабины;
- вспомогательных отсеков.

Убедиться в наличии ракетницы и комплекта сигнальных ракет.

11. Проверить, закрыта ли дверь фюзеляжа.

12. По окончании предполетной подготовки и проверки оборудования доложить командиру самолета о готовности к полету.

2. Рычаг управления двигателем с надписью «Газ» установить в положение, соответствующее 700—800 об/мин.

3. Создать ручным насосом давление бензина перед карбюратором 0,2—0,25 кгс/см².

Подкачку топлива вначале, до получения давления 0,1 кгс/см², производить медленно — один двойной ход рычага ручного насоса за 5—12 с; в дальнейшем темп подкачки не ограничивается.

4. Провернуть от руки винт на 4—6 оборотов по ходу, чтобы засосать смесь в цилиндры.

Предупреждения:

1. Проворачивать винт двигателя, когда температура головок цилиндров выше 80 °С, **ЗАПРЕЩАЕТСЯ**.

2. Если вращение винта требует больших усилий, то нужно вывернуть по одной свече в нижних цилиндрах № 5, б и 4 и снова провернуть винт на 3—4 полных оборота, чтобы удалить масло и бензин, скопившиеся в нижних цилиндрах (во избежание гидроудара).

5. При проворачивании винта одновременно произвести заливку двигателя бензином с помощью заливочного шприца (расположенного на левом пульте управления).

Для заливки сделать 5—8 подач плунжером заливочного насоса в зависимости от температуры воздуха и температурного состояния двигателя. Заливку начать после первых 2—3 оборотов винта. По окончании заливки закрыть заливочный насос во избежание подсоса бензина в двигатель.

Если двигатель запускается после кратковременного останова при температуре головок цилиндров $+60$ — 80 °С, перед запуском провернуть винт только на 2—3 полных оборота и сделать 2—3 подачи плунжером заливочного насоса.

Не допускать перезаливки топлива в цилиндры горячего двигателя и запуск перезалитого двигателя при высокой температуре воздуха, так как это приводит к переобогащению смеси, хлопкам в выхлопной коллектор и его растрескиванию.

6. Подать команду «От винта» и, убедившись в ее исполнении, выполнить следующее:

- поставить АЗС-20 «Запуск» в верхней левой части приборной доски в положение «Включено», т. е. вверх;
- установить ручку переключателя магнето в положение «1+2»;

— вытянуть рукоятку кнопки КС-3 на себя (переключатель ПН-45м поставить в положение «Раскрутка») и, удерживая ее в таком положении, следить за стрелкой вольтамперметра; при замедлении движения стрелки в диапазоне 40—80 А переключатель поставить в положение «Сцепление» или нажать кнопку КС-3 от себя и удерживать ее на время запуска.

Примечание.

При запуске двигателя в условиях высоких температур воздуха ($+25$ °С и выше), в порядке исключения, в целях предотвращения длительного простоя самолета разрешается запуск двигателя при температуре головок цилиндров выше $+80$ °С, без предварительного проворачивания руками воздушного винта:

— подать команду: «От винта» и, убедившись в ее исполнении, поставить АЗС-20 «Запуск» в верхней левой части приборной доски в положение «Включено», т. е. вверх;

— вытянуть рукоятку кнопки КС-6 на себя (переключатель ПН-45м поставить в положение «Раскрутка») и удерживать ее в таком положении 10—12 с при запуске от бортовых или аэродромных аккумуляторов напряжением 24 В и 8—10 с при запуске от аэродромного мотор-генераторного агрегата напряжением 28 В.

Затем отпустить рукоятку кнопки КС-3 (переключатель ПН-45м установить в нейтральное положение);

— вытянуть рукоятку «Ручное сцепление» и удерживать ее на время запуска;

— после проворачивания воздушного винта на 2—3 оборота установить переключатель магнето в положение «1+2», а переключатель ПН-45м — в положение «Сцепление».

7. Если в момент вытягивания ручки пусковой кнопки с надписью «Стартер» будет замечено качание лопастей винта, то это означает, что храповик электростартера и храповик коленчатого вала находятся в сцеплении и запуск следует прекратить.

Для расцепления храповика следует несколько раз нажать и отпустить ручку пусковой кнопки или рукой провернуть винт по ходу при выключенном зажигании.

8. После первых всплеск плавно прикрыть дроссель карбюратора и одновременно ручным насосом поддерживать давление бензина перед карбюратором 0,2—0,25 кгс/см² до тех пор, пока двигатель не начнет работать равномерно.

После того как двигатель заработает, отпустить ручку пусковой кнопки и выключить АЗС-20 «Запуск».

9. Если при запуске двигатель, используя всю заливку, не перешел на питание от карбюратора, срочно перейти на питание двигателя от плунжерного насоса ПН-1, плавно работая им до выхода двигателя на устойчивую работу.

Предупреждение.

КАТЕГОРИЧЕСКИ ЗАПРЕЩАЕТСЯ запускать двигатель с помощью насоса приемистости.

10. Если двигатель не запустился после трех попыток, прекратить запуск, выключить магнето, найти и устранить неисправность.

Одной из частых причин, затрудняющих запуск, является чрезмерная заливка двигателя. В этом случае полностью открыть дроссель и рукой повернуть воздушный винт на 3—4 оборота против хода при выключенном зажигании,

После устранения неисправности ввести шприцем по 30—40 г свежего горячего масла в цилиндры № 1, 2 и 9 и повторить запуск. Перед каждым запуском с заливкой обязательно повернуть рукой винт на 4—6 оборотов, чтобы удалить топливо от предыдущего запуска (во избежание гидравлического удара).

Предупреждение.

Включать электромотор стартера более 4 раз подряд при интервале менее 1 мин не разрешается (во избежание перегрева и выхода из строя электромотора). После четырех попыток запуска обязательно в течение 30 мин охлаждать электромотор стартера и только после этого возобновлять запуск двигателя.

11. Запуск горячего двигателя производить без дополнительной заливки. Если двигатель не запускается из-за переобогащения смеси, то запуск следует производить при открытых дросселях карбюратора. При этом, как только двигатель даст первые вспышки, немедленно установить рычагом управления двигателем 700—800 об/мин.

12. Когда двигатель запустится, установить 700—800 об/мин и проверить давление масла. Через 10 с давление масла должно быть не ниже 3 кгс/см². Если такое давление в течение указанного времени не установится, остановить двигатель и выяснить причину отсутствия давления масла.

13. Не допускать недостаточной заливки топлива, особенно на холодном двигателе. Переобедненная смесь вызывает хлопки в карбюратор, из-за чего может произойти воспламенение смеси в нагнетателе, откол частиц смолы во всасывающем тракте и попадания их под фаски клапанов впуск, а также образование трещин на всасывающем патрубке и капоте.

Если двигатель дает обратные вспышки в карбюратор, плавно работать заливочным шприцем, питая двигатель дополнительным количеством горючего.

Если при обратной вспышке воспламенились остатки топлива во всасывающем тракте двигателя, следует как можно быстрее, не выключая зажигания, повернуть коленчатый вал электростартером, обеспечив этим сжигание топлива непосредственно в цилиндрах.

В случае усиления пламени остановить двигатель, выключить пылефильтр карбюратора, пустить в действие ручной аэродромный огнетушитель и направить струю из него во всасывающий патрубок карбюратора.

На самолетах с невключающимся пылефильтром, при тушении пожара с применением огнетушителя, направить струю огнегасящего состава во всасывающий тракт двигателя через лючок обратного выхлопа на верхней крышке капота. Если во время тушения огня в карбюраторе применялся пеногонный кислотный огнетушитель, могущий вызвать коррозию, то двигатель может быть допущен к дальнейшей эксплуатации только после очистки всех его деталей от остатков пены.

14. Не допускать резкого увеличения частоты вращения коленчатого вала непрогретого двигателя при запуске (повторных перемещений рычага «ГАЗ» на полный ход), так как смесь, поступающая в цилиндры, не успевает испариться, часть топлива конденсируется в нагнетателе, и в цилиндр поступает обедненная смесь.

15. После запуска и выхода двигателя на устойчивую частоту вращения установить рычаг управления выключающегося пылефильтра в положение «Включено».

Примечание.

Пылефильтр не включать при запуске двигателя на аэродроме со снежным покровом или при осадках (снегопад, гололед) во избежание забивания снегом или льдом пылефильтра.

16. После запуска двигателя и вывода его на частоту вращения коленчатого вала 1 200 об/мин отключить от электросети самолета штепсельный разъем аэродромного питания и выключателем на центральном пульте включить генератор. По вольтамперметру проверить зарядку бортовой аккумуляторной батареи (стрелка прибора должна быть отклонена от нулевого положения влево). На самолете, оборудованном переключателем «Борт—аэродром», перед отключением бортового штепсельного разъема перевести рукоятку переключателя из положения «Аэродром» в положение «Борт».

В случае отсутствия аэродромного источника электроэнергии и недостаточной заряженности аккумуляторной батареи, что может иметь место при эксплуатации самолета во внеаэродромных условиях, разрешается, как исключение, производить запуск двигателя, используя ручной привод электростартера. Запуск двигателя производить в следующем порядке:

а) включить бортовую аккумуляторную батарею;

б) проверить, выключено ли зажигание, повернуть винт вручную на 5—6 оборотов и при этом залить двигатель;

в) вставить рукоятку ручного запуска двигателя во втулку (втулка смонтирована на шп. № 5 фюзеляжа в грузовой кабине) до сцепления храповика втулки со штифтом рукоятки и вращать рукоятку по ходу часовой стрелки сначала медленно, а затем, постепенно и плавно ускоряя, довести скорость вращения до 80 об/мин;

г) когда маховик достигнет требуемой раскрутки, включить зажигание АЗС-20 «Запуск», а ручку пусковой кнопки с надписью «Стартер» нажать от себя; если реле сцепления не действует, то вытянуть на себя рукоятку ручного включения храповика (расположенную под рукояткой с надписью «Стартер»);

д) вынуть рукоятку ручного запуска двигателя из втулки;

е) как только двигатель перейдет на устойчивую работу, установить переключатель ПН-45 или кнопку КС-3 в нейтральное положение и выключить АЭС «Запуск»;

ж) включить подогрев карбюратора, если температура смеси ниже 0 °С, и поддерживать ее в пределах +8—+10 °С.

Прогрев двигателя

1. После запуска двигателя работать на режиме, соответствующем 700—800 об/мин (при малом шаге винта), до повышения температуры масла на входе в двигатель до 20—25 °С (работать на этой частоте вращения вала двигателя не менее 3 мин). Затем увеличить частоту вращения вала двигателя до 1 200 об/мин (зимой — до 1400 об/мин) и на этом режиме выполнять прогрев двигателя до температуры головок цилиндров не ниже +100 °С, масла не ниже +30 °С. Постепенно увеличить частоту вращения вала двигателя до 1 600 об/мин и продолжать прогрев двигателя. Во время прогрева проверить работу двигателя поочередно на левой и правой группах бензобаков, переключая 4-ходовой бензокран не менее чем на 1 мин.

2. Во время прогрева двигателя створки капота и маслорадиатора должны быть закрыты до температуры головок цилиндров +120 °С и температуры масла на входе в двигатель +50 °С (во избежание обгорания краски зонта капота створки капота следует немного приоткрыть при достижении температуры головок цилиндров +100 °С). Если прогрев двигателя производится при температуре воздуха +5 °С и ниже, при снегопаде, дожде или измороси, необходимо включить подогрев воздуха, поступающего в карбюратор, и поддерживать температуру смеси +5 °С. В том случае, когда при включении подогрева будут наблюдаться вспышки в карбюратор или неровная работа двигателя,

следует немедленно остановить двигатель и проверить состояние жаровых труб. Вспышки в карбюратор три включения подогрева воздуха обычно бывают при прогреве жаровой трубы.

Зимой, при прогреве двигателя туннель маслорадиатора должен быть закрыт подушкой.

3. Двигатель считается прогретым, когда температура головок цилиндров достигнет не менее $+150^{\circ}\text{C}$, а температура масла на входе в двигатель не ниже $+60^{\circ}\text{C}$.

Зимой после достижения этих температур головок цилиндров и масла выключить двигатель и вынуть подушку из туннеля маслорадиатора. После этого запустить двигатель и приступить к его опробованию, регулируя температуру головок цилиндров и масла путем соответствующего открытия створок капота и створок маслорадиатора.

Опробование двигателя

Предупреждение. Опробование двигателя при температуре смеси ниже 0°C категорически запрещается.

1. Опробование двигателя производить согласно графику (рис. 10).

Плавно перевести двигатель на номинальный режим:

$n=2100$ об/мин, $P_k=(900\pm 10)$ мм рт. ст.

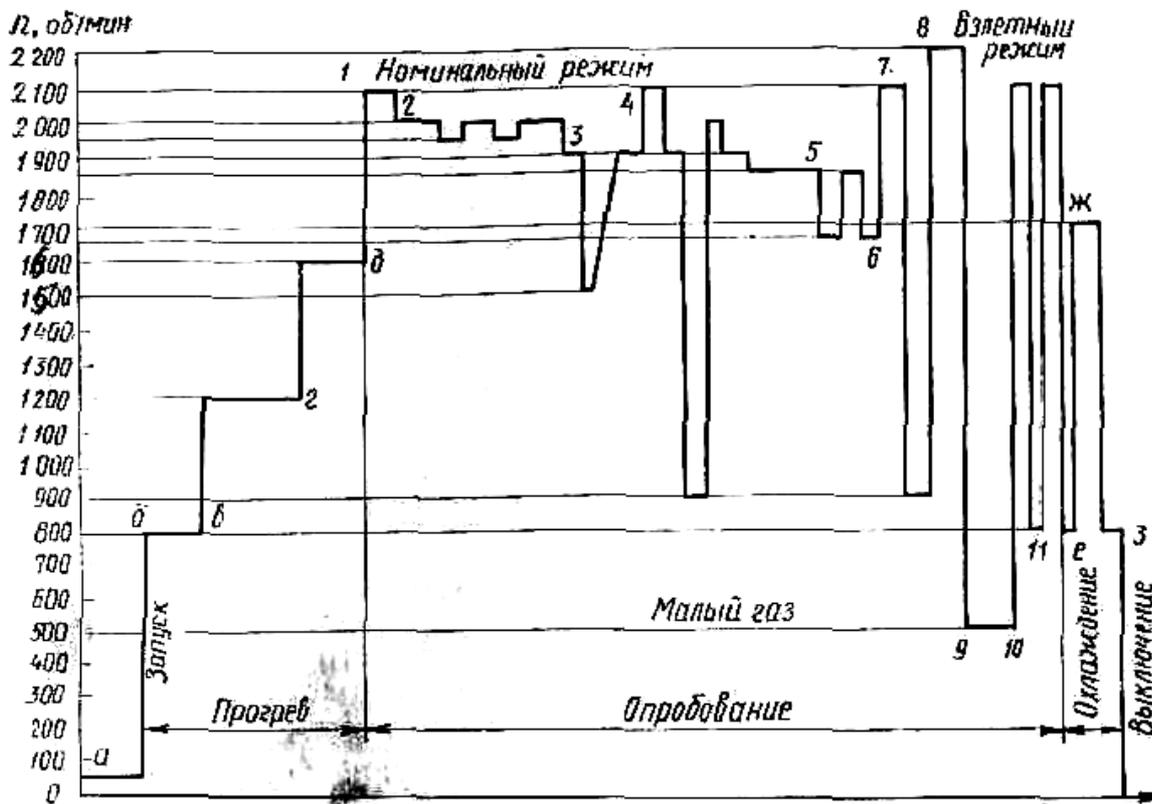


Рис. 10. График прогрева и опробования двигателя АШ-62ИР:

а—раскрутка электростартера 10—12 с; б — запуск ($n = 700\text{—}800$ об/мин, $P_m = 3$ кгс/см², $P_6 = 0,2$ кгс/см²); в — прогрев двигателя до начала повышения температуры масла (не менее 3 мин); г — прогрев двигателя до температуры масла не ниже 30°C и температуры головок цилиндров не ниже 100°C при $n = 1200$ об/мин (в зимний период $n = 1400$ об/мин); д — прогрев двигателя до температуры масла 50°C и температуры головок цилиндров не ниже 150°C , $n = 1600$ об/мин, проверка работы компрессора АК-50М; 1 — проверка работы двигателя на номинальном режиме 15—20 с [$n = 2100$ об/мин, $P_k = (900\pm 10)$ мм рт. ст., $P_6 = 0,2\text{—}0,25$ кгс/см²]; 2 — проверка работы магнето и свечей; 3 — проверка работы регулятора винта и воздушного винта; 4 — проверка работы винта на равновесных оборотах; 5 — проверка подогрева воздуха на входе в карбюратор; 6 — проверка работы генератора; 7 — проверка величины обратного тока; 8 — проверка работы двигателя на взлетном режиме ($n = 2200$ об/мин, $P_{k\text{ max}} = 1050$ мм рт.ст.); 9 — проверка работы двигателя на режиме малого газа; 10 — проверка приемистости двигателя; 11 — проверка двигателя на тряску; е — охлаждение двигателя до температуры головок цилиндров $120\text{—}140^{\circ}\text{C}$; ж — «прожиг» свечей и откачка масла в течение 5—6 с ($n = 1700$ об/мин); з — выключение двигателя (рычаг стоп-крана установлен полностью на себя)

При этом показания приборов должны быть:

- давление масла $4\text{—}5$ кгс/см²;
- давление бензина $0,2\text{—}0,25$ кгс/см²;
- температура масла $+60\text{—}75^{\circ}\text{C}$;
- температура головок цилиндров не ниже $+150^{\circ}\text{C}$ и не выше $+215^{\circ}\text{C}$.

Двигатель должен работать устойчиво и без тряски. Во избежание перегрева вследствие недостаточности обдува при работе двигателя на земле опробование двигателя на номинальном режиме должно продолжаться не более 15—20 с в зависимости от температуры окружающего воздуха и температурного состояния двигателя.

2. Уменьшить частоту вращения вала двигателя до 2000 об/мин и проверить работу магнето и свечей. Для этого выключить по очереди каждое магнето на 8—10 с. При переключении с одного магнето на другое включить на 5—8 с оба магнето, чтобы «прожечь» свечи. При переключении на одно магнето двигатель должен работать устойчиво и без тряски.

Падение частоты вращения вала двигателя при переключении на одно магнето не должно превышать 60 об/мин.

3. Проверить работу механизма управления воздушным винтом и самого винта. Для этого установить рычагом управления двигателем $1850\text{—}1900$ об/мин и, не меняя положения этого рычага, рычагом управления регулятором винта перевести воздушный винт с малого шага на большой. При этом частота вращения вала двигателя должна уменьшиться до $1450\text{—}1500$ об/мин. При переводе рычага управления регулятором винта с большого шага на малый частота вращения вала двигателя должна возрасти до первоначальных оборотов.

Зимой для прогрева масла во втулке воздушного винта необходимо сделать два-три таких перевода.

4. Проверить работу воздушного винта при равновесных оборотах вращения вала двигателя. Для этого поставить рычаг управления регулятором винта в положение малого шага и установить рычагом управления двигателем 2 100 об/мин. Затем затянуть винт до 1 900 об/мин и рычагом управления двигателем уменьшить величину наддува на 100—150 мм рт. ст. При этом частота вращения вала воздушного винта должна оставаться постоянной.

Уменьшить частоту вращения вала двигателя до 900—1 000 об/мин, затем рычагом управления двигателем быстро, но плавно увеличить давление наддува до первоначального значения. В первый момент частота вращения вала двигателя может повыситься до 2000—2050 об/мин, но в течение 3—5 с она должна установиться в прежних пределах (т. е. 1 900 об/мин).

Примечание.

Проверку работы воздушного винта на равновесных оборотах выполнять в следующих случаях:

- после замены воздушного винта;
- после замены регулятора винта Р9СМ1;
- после выполнения регламентных работ;
- после замены и регулировки деталей управления регулятором Р9СМ2.

5. Проверить работу подогревателя воздуха, поступающего в карбюратор. Для этого при 1850 об/мин включить подогрев воздуха. При этом уменьшится наддув, частота вращения вала двигателя плавно понизится на 150—250 об/мин, температура смеси (по термометру) будет повышаться.

Примечание.

При включении подогрева температура смеси не должна превышать +45 °С. При превышении этой температуры необходимо остановить двигатель и проверить состояние жаровых труб выхлопного коллектора.

При положении рычага управления подогревом в положении «ВЫКЛЮЧЕНО» температура смеси в карбюраторе должна быть ниже температуры наружного воздуха на 5—10 °С.

6. Проверить величину напряжения генератора. Для этого необходимо:

- а) включить потребители;
- б) нажать кнопку вольтамперметра бортовой аккумуляторной батареи и, удерживая ее в таком положении, изменить частоту вращения вала двигателя в пределах от 1650 до 2100 об/мин, показания вольтамперметра должны быть 28,5 В для генератора ГСН-3000 при нагрузке 60—80 А;
- в) выключить потребители.

7. Проверить величину обратного тока отключения генератора от электросети. Для этого, плавно уменьшая частоту вращения вала двигателя, зафиксировать величину максимального отклонения стрелки амперметра генератора влево от нуля. Для генератора ГСН-3000 обратный ток должен быть не более 35 А.

Примечание.

При отключении генератора стрелка прибора ВА-3 должна отклоняться вправо от нуля.

8. Проверить работу двигателя на взлетном режиме не более 5 с. На этом режиме двигатель при малом шаге винта должен развивать 2150—2200 об/мин при наддуве не выше 1050 мм рт. ст.

Примечание.

Для лучшей приработки деталей разрешается пользоваться взлетным режимом только после первых 10 ч наработки двигателя.

9. Проверить работу двигателя на режиме малого газа. При этом двигатель должен работать ровно и устойчиво, без тряски, а показания приборов должны быть следующими:

- частота вращения вала двигателя 500 об/мин;
- давление масла не ниже 2 кгс/см²;
- давление бензина не ниже 0,15 кгс/см²;
- температура масла +60 °С.

10. Проверить приемистость двигателя, плавно передвигая рычаг управления двигателем с минимальных оборотов до номинального режима в течение 2—4 с. При этом двигатель должен набирать обороты номинального режима ровно, без тряски и перебоев. При проверке приемистости температура головок цилиндров должна быть не менее +150°С при частоте вращения вала двигателя 1200—1400 об/мин. Проверку приемистости выполнять на малом шаге винта.

11. После полного опробования проверить работоспособность цилиндрово-поршневой группы двигателя (проверка двигателя на тряску):

- а) довести температуру головок цилиндров до +150°С при частоте вращения вала двигателя 1200—1400 об/мин;
- б) уменьшить частоту вращения вала двигателя до 750—800 об/мин и на этом режиме проработать 2 мин;
- в) увеличить частоту вращения вала двигателя до номинального режима за 2—4 с плавным переводом рычага газа. При увеличении частоты может наблюдаться тряска двигателя. Если тряска устранилась до выхода двигателя на 1600 об/мин и двигатель начал работать устойчиво, цилиндрово-поршневая группа исправна. Если тряска продолжается, двигатель выключить и принять меры по ее устранению.

12. Во время прогрева и опробования двигателя температура головок цилиндров должна быть не выше +215 °С, а температура масла на входе—не выше +75°С.

13. При прогреве двигателя и работе его на земле не следует допускать длительной работы на режиме ниже 700—800 об/мин во избежание замасливания свечей и переполнения картера маслом из-за плохой откачки масла из двигателя при малых числах оборотов.

14. В процессе опробования двигателя проверить работу командной и связной радиостанций, радиоконюса, авиагоризонтов. ГИК-1, ГПК-48, КИ-13, радиовысотомера, радиоответчика и СПУ, ГМК-1АС, руководствуясь рекомендациями, приведенными в разделах «Радиооборудование» и «Приборное оборудование» РЛЭ.

Проверку работы оборудования производить на режиме работы двигателя не менее 1200 об/мин.

Останов двигателя

Во избежание разрядки бортовой аккумуляторной батареи перед остановом двигателя выключить все потребители электроэнергии, оставив при необходимости включенными только освещение кабины, АНО и питание приборов, контролирующих работу двигателя.

Останов двигателя стоп-краном.

Для этого необходимо:

- а) полностью открыть створки маслорадиатора и створки капота, а также выключить подогрев воздуха, поступающего в карбюратор; уменьшить частоту вращения вала двигателя до 800—900 об/мин и сохранять этот режим до тех пор, пока температура головок

цилиндров не снизится до +120–140 °С;

б) установить рычаг управления регулятором винта в положение «Малый шаг» (полностью от себя); при таком положении винта и останавливают двигатель;

в) увеличить частоту вращения вала двигателя до 1700 об/мин и выдерживать этот режим в течение 5 — 6 с; это необходимо для того, чтобы «прожечь» свечи и откачать масло из картера;

г) убрать рычаг управления двигателем полностью на себя и при достижении частоты вращения вала двигателя 1100—1200 об/мин включить стоп-кран. После прекращения всплеск плавно, в течение 3—5 с, перевести рычаг управления двигателем вперед. После останова воздушного винта выключить зажигание, открыть форточку и сообщить наземному техническому составу: «Выключено».

Останов двигателя выключением зажигания.

Если двигатель не останавливается с помощью стоп-крана, то можно остановить его выключением зажигания. Для этого необходимо:

а) охладить двигатель (в такой же последовательности, как и при останове стоп-краном);

б) на 5—10 с увеличить частоту вращения вала двигателя до 1 900 об/мин, а затем уменьшить до 900 об/мин; выключить зажигание и медленно полностью открыть дроссель;

в) после прекращения вращения воздушного винта установить рычаг управления двигателем в положение малого газа и закрыть бензиновый кран.

Предупреждение.

Останавливать двигатель путем израсходования горючего или перекрытия 4-ходового бензокрана запрещается (во избежание пожара).

После опробования и останова двигателя:

а) закрыть створки маслорадиатора, а зимой — закрыть туннель маслорадиатора утеплительной подушкой;

б) слить отстой из бензинового фильтра-отстойника;

в) как только температура головок цилиндров понизится до +80 °С, закрыть створки капота; если предполагается длительная стоянка самолета, зачехлить двигатель после остывания выхлопной трубы;

г) перед зачехлением двигателя независимо от времени года воздухоприемники жаровых труб обязательно закрыть заглушками.

На самолетах с неподвижным пылефильтром оставить пылефильтр включенным или включить его (закрыть заслонку пылефильтра), если он был выключен;

д) осмотреть силовую установку и убедиться в отсутствии течи бензина и масла.

Заключительные работы экипажа перед вырублением самолета на старт

Перед вырублением самолета на старт командир самолета должен:

1. Убедиться, что упорные колодки из-под колес убраны, подушка из туннеля маслорадиатора вынута, чехол с ПВД снят и рули управления расконтрены.

2. Отклонением штурвала и педалей убедиться в легкости их хода, в отсутствии заеданий.

3. Убедиться по светосигнализаторам, что триммеры рулей и элерона находятся в нейтральном положении, а дверь фюзеляжа закрыта.

4. Проверить включение сигнализатора критического остатка топлива.

5. Проверить положение ручки управления бензокраном. Ручка управления бензокраном должна быть установлена в положение «Баки открыты».

6. Убедиться, что кран воздушной системы открыт и давление в системе не менее 40 кгс/см². Стояночный тормоз включен.

7. Убедиться, что все рычаги управления силовой установкой находятся в необходимом положении.

8. Запустить двигатель.

9. Убедиться по показаниям приборов, что температурный режим двигателя соответствует норме.

10. Включить ПО-500.

11. Проверить включение радионавигационного и приборного оборудования. Разарретировать авиагоризонт АГК-47Б. Согласовать ГИК-1 и установить ГПК-48 по ГИК-1. Показания ГИК-1 сличить с показаниями магнитного компаса КИ-13.

12. Включить барограф.

13. Подготовить радиоаппаратуру:

а) включить питание СПУ;

б) включить радиокompас, радиовысотомер РВ-2 или РВ-УМ при температуре воздуха ниже —30 °С радиовысотомер следует включить за 5 мин до пользования им, установить ручку переключателя «Диапазон» на высоту 0—120 м;

в) включить и установить код на самолетном радиоответчике;

г) включить питание УКВ или КВ радиостанции;

д) переключатель на аппарате СПУ установить в нужное по логике.

14. Включение обогрева ПВД производить:

а) при положительных температурах наружного воздуха за 1 мин до начала разбега самолета;

б) при нулевых и отрицательных температурах наружного воздуха перед началом вырубания со стоянки, но не менее чем за 3 мин до начала разбега самолета.

15. Застегнуться привязными ремнями.

16. Дать команду второму пилоту зачитать раздел карты контрольной проверки «Перед вырублением».

17. По командной радиостанции запросить разрешение диспетчера на вырубание.

18. Получив по командной радиостанции разрешение диспетчера на вырубание, убедиться в отсутствии препятствий в направлении руления, выключить стояночный тормоз и приступить к рулению.

19. В начале руления проверить действие тормозов.

20. Чтобы сдвинуть примерзшие лыжи (если самолет установлен на лыжи), необходимо при неработающем двигателе произвести несколько ударов кувалдой по скеле лыжи.

Предупреждение.

Срывать с места самолет с примерзшими лыжами, используя мощность двигателя, запрещается.

Перед вырубанием самолета на старт второй пилот должен:

1. Разарретировать авиагоризонт АГК-47Б.

2. Согласовать ГИК-1 и сличить показания указателей магнитного курса с КИ-13. Разность показаний с учетом девиации не должна превышать 4°.

3. Убедиться в настройке АРК-5 (АРК-9) на ДПРМ (ОПРС).

4. Отрегулировать температурный режим двигателя.

5. Проверить показания приборов, контролирующих работу двигателя и источников электроэнергии, по амперметру и вольтамперметру на приборной доске.

6. Установить все рычаги и переключатели в кабине экипажа в исходное положение для вырубания.

7. Доложить командиру самолета о готовности самолета к вырубанию и зачитать раздел карты контрольной проверки «Перед вырубанием».

8. Доложить командиру самолета об отсутствии препятствий в направлении руления.

Руление

1. Страгивание самолета с места осуществлять путем плавного увеличения частоты вращения вала двигателя. В начале движения самолета торможением соответствующего колеса парировать возможную тенденцию самолета к развороту.

2. Для выполнения разворота самолета в нужном направлении отклонить соответствующую педаль, плавно нажать на тормозной рычаг и одновременно увеличить частоту вращения вала двигателя.

Выводить самолет из разворота в нужном направлении следует установкой педалей в нейтральное положение либо отклонением педали, противоположной стороне разворота, и плавным нажатием на тормозной рычаг.

3. Для торможения самолета по прямой и при попутном ветре необходимо уменьшить частоту вращения вала двигателя, установить педали в нейтральное положение и плавно нажать на тормозной рычаг.

Не допускать резкого торможения при рулении во избежание капотирования самолета, особенно при передней центровке.

Примечание.

При появлении признаков снижения эффективности торможения руление прекратить и охладить колеса.

4. Развороты и довороты производить на уменьшенной скорости. Резкие развороты при одном полностью заторможенном колесе недопустимы.

5. Если самолет с трудом выводится из прямолинейного направления в разворот, необходимо отклонением штурвала от себя уменьшить нагрузку на хвостовое колесо, особенно при задних центровках.

6. Вблизи препятствий, по размокшему или по неровному грунту рулить с пониженной скоростью (со скоростью медленно идущего человека), обеспечивающей немедленную остановку самолета при торможении, соблюдая при этом максимальную осторожность.

7. При рулении мимо препятствий, расположенных с обеих сторон от самолета, следует выдерживать расстояние между самолетом и препятствиями по законцовкам верхнего крыла. Это расстояние должно быть не менее 4 м.

8. Руление при боковом ветре требует повышенного внимания от пилота. Отклонение элеронов поворотом штурвала в сторону, откуда дует ветер, помогает сохранять прямолинейность руления.

9. Развороты при боковом ветре выполнять плавно, минимальный радиус разворота должен быть не менее полуразмаха крыла (9 м). Для прекращения разворота за 30—40° до намеченного направления руления отклонить руль направления на вывод и пульсирующим движением гашетки притормозить внешнее колесо.

10. Руление по прямой с попутным ветром при скорости ветра до 8 м/с производить при нейтральном положении штурвала.

При скорости ветра более 8 м/с штурвал отклонить от себя за нейтральное положение.

11. Руление по неукатанному снежному покрову (целине) глубиной до 35 см требует повышенных режимов работы двигателя ($P_k = 650—700$ мм рт. ст.).

12. Наиболее тяжелые условия для руления создает слабоукатанный снег, так как в процессе руления он поднимается колесами, и это затрудняет движение самолета.

По слабоукатанному снежному покрову рулить без остановок, в ином случае может возникнуть необходимость окапывать снег перед колесами, чтобы облегчить страгивание самолета с места.

13. При рулении по укатанному снежному покрову с ледяной коркой маневренность самолета ухудшается из-за недостаточности трения заторможенного колеса. В этих условиях руление вблизи препятствий следует производить с максимальной осторожностью, особенно при сильном ветре, так как самолет может продолжать движение даже с полностью заторможенными колесами.

14. Если самолет установлен на лыжи, то страгивание его с места происходит на режиме работы двигателя:

— на укатанных ВПП — при 1400—1500 об/мин;

— на неукатанном снежном покрове — при 1500—1600 об/мин;

— на мокром снегу — при 1600—1700 об/мин.

15. При рулении на лыжном шасси необходимо помнить, что резкие развороты при одной заторможенной лыже недопустимы, так как это создает большие нагрузки на шасси.

16. При рулении по неукатанному снежному покрову для облегчения разворота самолета необходимо отклонением штурвала от себя уменьшить нагрузку на хвостовую лыжу.

17. При рулении по неукатанному снежному покрову маневренность самолета ухудшается вследствие снижения эффективности тормозов лыж. Поэтому вблизи препятствий необходимо рулить осторожно, так как самолет может продолжать двигаться даже с полностью заторможенными лыжами.

18. Руление при боковом ветре (на колесном и лыжном шасси) более 12 м/с, а на неукатанном снежном покрове — более 8 м/с следует выполнять на пониженной скорости (со скоростью медленно идущего человека). Во избежание капотирования торможение производить короткими импульсами, не допуская движения самолета юзом с полностью заторможенными колесами (лыжами). Для сохранения прямолинейности руления использовать стопорение хвостового колеса (лыжи) на самолетах, имеющих стопорение.

19. При температурах наружного воздуха выше -5 °C рулить на пониженной скорости, но без остановок, во избежание примерзания лыж.

20. По неровностям, передувам и сугробам высотой до 60 см рулить на повышенных режимах работы двигателя (1600—1650 об/мин), соблюдая осторожность, чтобы не допустить касания снега крылом самолета. В этих условиях рулить с выпущенными закрылками запрещается.

21. При рулении пользоваться подогревом воздуха на входе в карбюратор.

Руление производить с включенным пылефильтром и не допускать нахождения самолета в облаке пыли. Пылефильтр не включать на аэродроме со снежным покровом или при осадках (снегопад, гололед).

22. В процессе руления обязанности между пилотами распределяются следующим образом:

а) командир самолета держит командную радиосвязь с диспетчером (или по команде командира самолета — второй пилот), осматривает воздушное пространство над аэродромом и летное поле в направлении руления, левую полусферу; лично рулит на старт;

б) второй пилот осматривает воздушное пространство над аэродромом и летное поле в направлении руления, правую полусферу; контролирует показания приборов, следит за температурой головок цилиндров и температурой масла, не допуская перегрева или переохлаждения двигателя.

Предупреждение.

Запрещается эксплуатация самолета на размокших грунтовых аэродромах, если для руления требуется частота вращения вала двигателя более 1 650 об/мин.

Эксплуатация системы двойного управления тормозами

Система двойного управления тормозами обеспечивает возможность торможения как левому пилоту, так и правому. Для этого на правой штурвальной колонке управления самолетом установлен клапан ПУ-7.

Система двойного управления тормозами используется в учебных, тренировочных и других полетах при нахождении на правом кресле инструктора (проверяющего).

В остальных полетах тормозной рычаг на правом штурвале должен находиться в застопоренном положении с помощью блокировочной скобы.

При необходимости инструктору (проверяющему), находящемуся на правом кресле, взять управление тормозами на себя, нажать кнопку растормаживания на штурвале. В этом случае срабатывает клапан УП-30/1, который не дает возможности командиру самолета затормозить колеса; пилот, находящийся на правом кресле, может тормозить как при нажатой, так и при ненажатой кнопке растормаживания.

Стопорение хвостового колеса (лыжи) (на самолетах, имеющих стопорение)

Стопорение хвостового колеса производится:

- а) при рулении, по прямой при боковом ветре, по размокшему или песчаному грунту;
- б) перед взлетом при боковом ветре;
- в) перед посадкой при боковом ветре.

Для срабатывания стопорного устройства после включения переключателя стопорения хвостового колеса необходимо прорудить вперед, чтобы хвостовое колесо установилось по продольной оси самолета. После взлета на высоте не менее 50 м хвостовое колесо расстопорить.

Перед заходом на посадку при боковом ветре на ВПП хвостовое колесо застопорить.

При необходимости выполнения разворотов расстопорить хвостовое колесо, прорудить по прямой или поработать тормозами, чтобы стопор хвостового колеса вышел из гнезда.

Примечание.

При рулении, взлете и посадке без бокового ветра по сухому и твердому грунту хвостовое колесо не стопорить.

ГЛАВА 4 ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА

Подготовка к взлету

Экипажу самолета на предварительном старте необходимо:

1. Проверить по светосигнализатору положение триммеров. Триммеры элерона и руля направления должны находиться в нейтральном положении. При проверке триммера руля высоты дать 2—3 нажатия от себя — светосигнализатор погаснет.

При взлете с мягкого грунта при боковом или попутном ветре установить триммер руля высоты от себя на 4—5 нажатий.

При взлете с применением закрылков отклонить закрылки на 30° или 20" в зависимости от условий старта. Проверить установку стрелок барометрических высотомеров на «0» высоты и сравнить показания по шкале барометрического давления с фактическим атмосферным давлением на аэродроме.

1 Индекс (переключатель) сигнализатора заданной высоты радиовысотомера установить на значение 50 м.

2. Убедиться, что бензокран находится в положении «Баки открыты».

3. Проверить положение рычагов управления двигателем и воздушным винтом. Они должны быть в следующих положениях:

— рычаг высотного корректора — полностью на себя (выключен);

— рычаг шага винта — полностью от себя (малый шаг);

— рычаг управления двигателем — соответствует режиму малого газа.

4. Убедиться, что створки капота двигателя и створки маслорадиатора открыты в соответствии с температурой головок цилиндров и масла, рекомендуемой для взлета.

5. Проверить работу двигателя, увеличив на 4—5 с частоту вращения вала двигателя до 2000 об/мин. При этом убедиться, что приемистость двигателя, давление бензина и масла, температуры масла и головок цилиндров соответствуют норме.

Показания приборов при опробовании двигателя должны быть:

давление наддува 800—820 мм рт. ст.;

давление бензина 0,2—0,25 кгс/см²;

давление масла 4—5 кгс/см²;

температура головок цилиндров не ниже +150 °С, не выше +215 °С;

температура входящего масла не ниже +50 °С, не выше +75 °С.

Взлет самолета рекомендуется начинать при температуре головок цилиндров +170—180 °С и температуре масла +60 °С.

6. При взлете с использованием взлетной мощности подогрев воздуха на входе в карбюратор должен быть выключен или использоваться в зависимости от атмосферных условий так, как это указано в разделе по эксплуатации системы подогрева воздуха.

7. Получив разрешение вырुлить на ВПП так, чтобы самолет на исполнительном старте был установлен в направлении взлета, а хвостовое колесо (лыжа) — направлено по продольной оси самолета. Затормозить самолет.

8. Согласовать показания датчика и указателя компаса ГИК-1 нажатием кнопки согласования, удерживая ее, пока движение шкалы указателя не прекратится. Убедиться, что показания курса по указателям ГИК-1 и КИ-13 совпадают с магнитным курсом ВПП.

9. Установить шкалу ГПК на «0» или на отсчет, равный курсу взлета, разарретировать гироскоп.

10. Проверить работоспособность авиагоризонтов АГК-47Б.

11. Отклонением штурвала и педалей еще раз убедиться в свободном движении рулей и элеронов.

12. Убедиться в исправности приборов контроля работы двигателя и источников электроэнергии (по амперметру и вольтамперметру на приборной доске).

13. Во время подготовки к взлету второй пилот дублирует действия командира самолета, контролируя показания приборов, исходное положение командных рычагов для взлета, осматривает воздушное пространство над аэродромом и летное поле в направлении взлета.

14. Второму пилоту зачитать раздел карты контрольной проверки «На исполнительном старте».

15. Запросить разрешение на взлет.

Взлет

1. В зависимости от условий старта взлет самолета выполнять:

а) без применения закрылков с использованием номинальной мощности двигателя;

б) с применением закрылков, отклоненных на 20°, с использованием номинальной мощности двигателя;

в) без применения закрылков с использованием взлетной мощности двигателя;

г) с применением закрылков, отклоненных на 30°, с использованием взлетной мощности двигателя.

Примечания:

1. Как правило, использовать для взлета самолета номинальный режим работы двигателя ($n=2\ 100$ об/мин, $P_k=900$ мм рт. ст.).

2. Летом взлет производить с обязательным включением пылефильтра, а зимой — системы подогрева воздуха на входе в карбюратор.

3. Если до взлета створки капота были закрыты, то при взлете запрещается резко открывать их. Если до взлета створки капота были приоткрыты, то при взлете не производить их дальнейшего открытия. Это необходимо для исключения возможностей зависания клапанов выпуска.

В случае возникновения тряски на взлете прикрыть створки капота, не превышая при этом максимально допустимую температуру головок цилиндров +245 °С.

4. Не допускать попадания самолета в облако пыли на взлете.

5. Отклонять закрылки на взлете более чем на 30° запрещается.

2. На исполнительном старте, получив разрешение на взлет, увеличить частоту вращения вала двигателя до номинального (взлетного) режима, контролируя показания приборов работы двигателя и проверяя, нет ли тряски.

После выхода двигателя на номинальный (взлетный) режим отпустить тормоза и начать разбег.

Примечание.

В процессе взлета с ВПП с пониженным коэффициентом сцепления (мокрая полоса, мягкий грунт, неукатанный снег) при выводе двигателя на взлетный режим возможно появление движения юзом. При возникновении юза необходимо отпустить тормоза и начать разбег, а вывод двигателя на взлетный режим выполнить в начале разбега.

3. Исключить работу на взлетном режиме вновь установленных двигателей и двигателей, на которых производилась замена деталей цилиндрово-поршневой группы, до наработки 10 ч, для чего на ограниченных оперативных площадках соответственно уменьшить нагрузку самолета.

4. В начале разбега самолета быть готовым к тому, чтобы торможением соответствующего колеса или лыжи удержать самолет в выбранном направлении для взлета.

5. Разбег для взлета при ветре до 10 м/с производить при нейтральном положении штурвала до момента отрыва самолета. Разбег для

взлета при ветре более 10 м/с во избежание отрыва самолета на малой скорости производить с поднятым хвостовым колесом. Подъем хвостового колеса осуществляется отклонением штурвала от себя по мере увеличения скорости. Хвостовое колесо отделяется от земли во второй половине разбега на скорости по прибору 60—65 км/ч.

Взлет с неотклоненными закрылками

1. Отрыв самолета при использовании номинальной мощности двигателя происходит на скорости 110 км/ч, а при взлетной — 100—105 км/ч (в зависимости от взлетной массы). Не следует отрывать самолет на меньшей скорости во избежание повторного касания ВПП колесами.

2. В момент отрыва самолета своевременно парировать крен, возникающий в случае открытия одного из предкрылков.

3. После отрыва самолет имеет стремление к кабрированию. Необходимо отклонением штурвала от себя перевести самолет в режим выдерживания. Длительно выдерживать самолет над землей не требуется, так как происходит быстрое нарастание скорости.

Предупреждение.

Если по какой-либо причине (неправильное размещение груза или его самопроизвольное перемещение назад) центровка самолета превысит предельно допустимую, то после отрыва самолет, особенно с отклоненными закрылками, может перейти в такое кабрирование, которое невозможно парировать даже полным отклонением штурвала от себя. Такое же явление может возникнуть после дачи полного газа при уходе на второй круг с недопустимо задней центровкой.

В обоих случаях, если своевременно не принять соответствующих мер, самолет может кабрировать до тех пор, пока не перейдет за критический угол атаки, и наступит срыв.

Если полным отклонением штурвала от себя кабрирование устранить не удастся, необходимо плавно уменьшить мощность двигателя для перевода самолета в горизонтальный полет или даже на снижение. Энергичная уборка газа недопустима, так как она приводит к резкому переходу самолета на снижение.

Произвести посадку, выяснить и устранить причину ненормального поведения самолета.

4. В процессе выдерживания одновременно с увеличением скорости самолета необходимо набирать высоту с таким расчетом, чтобы к моменту достижения скорости 140 км/ч высота составляла 15—20 м. Усилия на штурвале следует уменьшить отклонением триммера руля высоты.

5. Дальнейший набор высоты производить на скорости 140 км/ч, которая является наивыгоднейшей скоростью набора высоты.

6. После того как самолет преодолел препятствия в полосе взлета, командир самолета плавно уменьшает мощность двигателя до крейсерской или номинальной в зависимости от условий полета.

Взлет с отклоненными закрылками

1. Использование закрылков на взлете сокращает длину разбега и взлетную дистанцию на 20—25 %.

2. Раздельно пользоваться закрылками запрещается.

3. В зависимости от условий старта взлет при использовании взлетной мощности двигателя выполняется с закрылками, отклоненными на 30 или 20°, а при использовании номинальной мощности двигателя с закрылками, отклоненными на 20°.

Скорость отрыва с закрылками, отклоненными на 20°, при использовании взлетной мощности двигателя на 10 км/ч больше, чем с закрылками, отклоненными на 30°, а длина разбега и взлетная дистанция больше на 25—30 м.

4. Использовать закрылки при взлете самолета при встречной составляющей скорости ветра не более 10 м/с.

5. Наименьшая длина разбега и особенно наименьшая взлетная дистанция получаются при отклонении закрылков на 30° с одновременным использованием взлетной мощности двигателя ($P_k = 1\ 050$ мм рт. ст., $n = 2200$ об/мин).

6. При разбеге самолета штурвал удерживается в нейтральном положении до момента отрыва. Отрыв самолета при использовании взлетной мощности двигателя (закрылки 30°) происходит на скорости 70—75 км/ч, а при номинальной или взлетной мощности (закрылки 20°) на скорости 80—85 км/ч.

7. После отрыва самолета отклонением штурвала от себя перевести его на выдерживание и одновременно с увеличением скорости набирать высоту с таким расчетом, чтобы к моменту достижения скорости 120 км/ч высота составляла 15—20 м. На этой скорости продолжать набор высоты.

8. На высоте не менее 50 м над препятствиями в три приема убирать закрылки, контролируя их положение по индикатору и фактическому отклонению визуально. Одновременно увеличить скорость набора высоты с таким расчетом, чтобы к моменту полной уборки закрылков скорость составляла 140 км/ч. При этом для уменьшения усилия на штурвале пользоваться триммером руля высоты.

Предупреждения:

1. При температурах наружного воздуха —10 °С и ниже увеличивать высоту начала уборки механизации крыла после взлета, измеренную по барометрическому высотомеру, на 10 м.

2. Если в процессе уборки механизации крыла сработает сигнализация «ОПАСНАЯ ВЫСОТА», уборку прекратить и продолжить ее после набора установленной высоты.

9. После уборки закрылков перейти в набор высоты на скорости 140 км/ч до заданного эшелона.

10. Если взлет производился на взлетной мощности двигателя, то после преодоления препятствий на границе аэродрома командир самолета должен уменьшить мощность до номинальной или крейсерской в зависимости от условий набора высоты.

Предупреждения:

1. Если после взлета с отклоненными закрылками убирать их не удастся из-за неисправности системы управления, необходимо произвести посадку на аэродроме взлета. При заходе на посадку на разворотах недопустимы угол крена свыше 15° и скорость полета более 150 км/ч. Полет самолета со скоростью более 150 км/ч при выпущенных закрылках не допускается.

2. Если после отрыва самолета началось кренение из-за несинхронного положения закрылков, крен парировать поворотом штурвала и соразмерным отклонением педали против крена.

При невозможности парирования крена разрешается на скорости не менее 110 км/ч убирать закрылки до 10°. Усилия на штурвале и педалях уменьшать при помощи соответствующих триммеров. Выполнить заход на посадку на аэродром вылета. В прямолинейном полете не допускать угол крена более 10°. Скорость полета и крены при разворотах выдерживать в соответствии с указаниями предыдущего пункта.

3. Если в процессе уборки закрылков началось кренение самолета, уборку закрылков прекратить.

Крен парировать поворотом штурвала и соразмерным отклонением педали против крена.

Усилия на штурвале и педалях уменьшать при помощи соответствующих триммеров.

Выполнить заход на посадку на аэродром вылета.

11. При взлете самолета на лыжном шасси учитывать, что при температурах воздуха от 0 °С и выше, особенно по мокрому снегу, длина разбега увеличивается на 10—20 % по сравнению с длиной разбега при температуре —10 °С.

12. При взлете с высокогорных аэродромов необходимо:
- взлет выполнять только на взлетной мощности двигателя (полный газ);
 - при даче газа перед взлетом притормозить самолет до развития двигателем полной мощности и лишь после этого отпустить тормоза и произвести взлет.

Взлет при боковом ветре

- Боковой ветер при взлете стремится развернуть самолет навстречу ветру и наклонить его в сторону, куда дует ветер, а в конце разбега и после отрыва — создает снос самолета.
- Взлет самолета при боковом ветре выполнять на взлетной мощности двигателя, с включенным стопором хвостового колеса (на самолетах, имеющих стопорение).
- Взлет с закрылками, отклоненными на 30° , разрешается выполнять при боковой составляющей скорости ветра до 5 м/с. При выборе величины угла отклонения закрылков из условия боковой составляющей скорости ветра, определенной по рис. 11, необходимо также учитывать значение продольной составляющей скорости ветра (встречной или попутной) и располагаемой длины впп.
- В начале разбега необходимо торможением соответствующего колеса парировать тенденцию самолета к развороту.

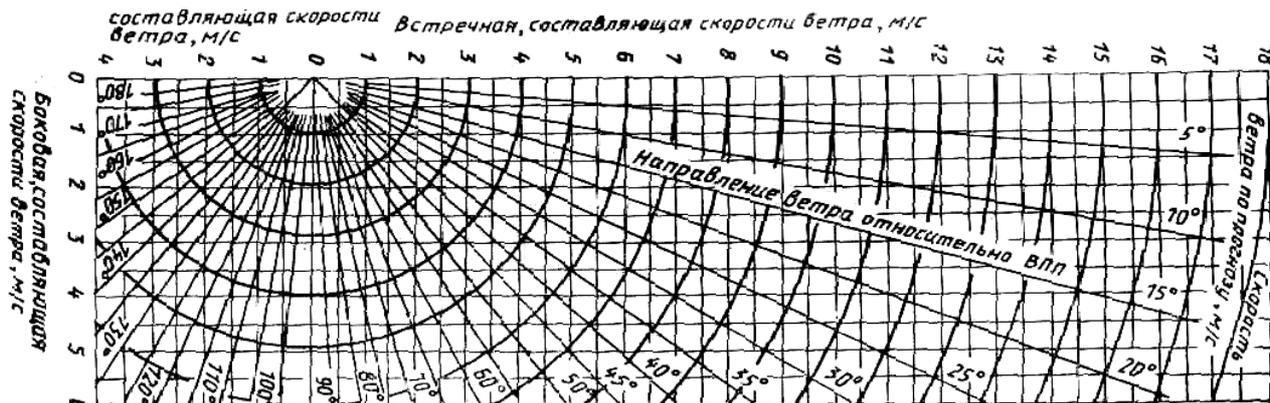


Рис. 11. Определение величины составляющей скорости ветра

В дальнейшем направление разбега сохранять, используя руль направления и элероны.

При ветре справа отклонить вперед левую педаль, а штурвал повернуть вправо, при ветре слева — наоборот. По мере возрастания скорости эффективность руля направления и элеронов увеличивается поэтому следует постепенно уменьшать их отклонение, сохраняя направление разбега и обеспечивая отрыв самолета без крена.

5. Скорость отрыва должна быть на 5—10 км/ч больше нормальной при боковой составляющей скорости ветра более 3 м/с. При этом увеличение длины разбега составит 50—60 м по сравнению с длиной разбега в штиль.

6. После отрыва самолета не допускать повторного касания колесами ВПП, так как боковой удар из-за сноса может привести к срыву шин или другим повреждениям шасси.

7. При взлете с боковым ветром надо всегда быть готовым к тому, что открытие одного из предкрылков на крыле, обращенном к ветру, вызовет стремление самолета к крену в сторону закрытого предкрылка. Этот крен следует энергично парировать элеронами, а при необходимости — и рулем направления.

8. После отрыва самолета на этапе выдерживания сохранять направление полета курсом.

Взлет при попутном ветре

- Взлет при попутной составляющей скорости ветра до 3 м/с разрешается при тренировочных полетах и, как исключение, в производственных условиях, когда выполнить взлет против ветра невозможно.
- Взлет выполнять с закрылками, отклоненными на 30° , на взлетном режиме. Скорость отрыва должна быть увеличена на 5 км/ч.

Взлет с неукатанного снежного аэродрома, с песчаного и размокшего грунта

- Взлет на колесном шасси с неукатанного снежного аэродрома разрешается:
 - при снежном покрове — целине (свежевывающий или лежалый сухой, рыхлый снег) глубиной не более 35 см;
 - при лежалом, уплотнившемся или слабо укатанном снежном покрове толщиной не более 25 см.
- Взлет производить на взлетной мощности двигателя с закрылками, отклоненными на 30° .
- При разбеге наблюдаются рыскания самолета по курсу из-за различной плотности ВПП, поэтому взлет требует от командира самолета повышенного внимания.
- Нельзя допускать преждевременного отрыва самолета на малой скорости, так как повторное касание колесами ВПП может привести к капотированию самолета.

Набор высоты

- Наивыгоднейшая скорость при наборе высоты 140 км/ч. Набор высоты с взлетной массой 5250 кг можно выполнять на режимах работы двигателя, приведенных в табл. 4.
- В случае необходимости быстро набрать высоту (преодоление препятствий, выход из зоны обледенения и т. д.), применять номинальный режим работы двигателя: $P_k=900$ мм рт. ст. (до границы высотности и выше — полный газ), $n=2\ 100$ об/мин.
- При наборе высоты до практического потолка самолета рекомендуется через каждые 1 000 м (выше границы высотности 1 500 м) уменьшать скорость набора высоты на 5 км/ч.
- При нормальных условиях полета с пассажирами не допускать увеличения скороподъемности более 2 м/с.
- После взлета и преодоления препятствий на границе аэродрома в случаях, когда температура смеси ниже 0°C или возможно обледенение карбюратора, после установления необходимого режима работы двигателя включить подогрев воздуха на входе в карбюратор.
- При наборе высоты необходимо постоянно следить за температурным режимом двигателя, сохраняя его в рекомендуемых пределах:

температура головок цилиндров +150—215 °С;
температура входящего масла +50—75°С.

7. Максимально допустимые температуры: головок цилиндров (не более 15 мин) — не выше +245°С, входящего масла (не более 3 мин) — не выше +85°С.

8. Регулировать мощность двигателя необходимо в следующем порядке:

Для уменьшения мощности:

- а) уменьшить давление наддува;
- б) уменьшить частоту вращения вала двигателя;
- в) отрегулировать давление наддува.

Для увеличения мощности:

- а) увеличить частоту вращения вала двигателя;
- б) увеличить давление наддува.

9. При полете в болтанку рекомендуется скорость полета поддерживать на 10—15 км/ч больше, для чего увеличить мощность двигателя.

10. Развороты при наборе высоты разрешается выполнять с углом крена не более 15°.

11. При наличии пыли в воздухе для уменьшения износа деталей цилиндрово-поршневой группы набор высоты разрешается производить с включенным пылефильтром до расчетной высоты.

Таблица 4

Параметры работы двигателя при наборе высоты

Высота, м	Рк=900 мм рт.ст. n=2100 об/мин				Рк=760 мм рт.ст. n=1850 об/мин				Рк=700 мм рт.ст. n=1850 об/мин				Рк=700 мм рт.ст. n=1700 об/мин			
	расход топлива, л	время набора	пройденное расстояние, км	скорость, м/с	расход топлива, л	время набора	пройденное расстояние, км	скорость, м/с	расход топлива, л	время набора	пройденное расстояние, км	скорость, м/с	расход топлива, л	время набора	пройденное расстояние, км	скорость, м/с
500	21,7	3,0	7,0	3,0	16,1	5,5	11,7	1,6	15,2	7,5	17,5	1,15	14,3	8,2	19,3	1,02
1000	39,8	6,0	14,0	3,1	30,4	10,5	23,3	1,6	27,8	14,5	34,9	1,2	31,7	16,3	39,0	1,04
1500	55,9	9,5	22,2	3,2	46,3	15,5	35,9	1,7	46,6	21,2	51,1	1,25	54,9	24,0	58,3	1,05
2000	17,6	11,5	26,8	2,9	63,9	20,4	55,3	1,7	66,3	27,5	67,2	1,3	77,4	32,0	78,7	1,06
2500	87,7	15,0	37,7	2,5	81,6	25,0	64,4	1,7	85,1	34,0	84,0	1,35	108,9	40,0	99,3	1,08
3000	103,4	18,5	42,3	2,0	105,8	29,0	76,6	1,6	115,6	40,0	110,3	1,31	143,0	48,0	120,1	0,96

Горизонтальный полет

1. После набора высоты заданного эшелона установить частоту вращения вала двигателя и давление наддува двигателя в соответствии с выбранным режимом, обеспечивающим путевую скорость полета, предусмотренную расписанием. Если на выбранном режиме будет наблюдаться повышенная вибрация лент-расчалок бипланной коробки, уменьшить или увеличить частоту вращения вала двигателя на ±20 об/мин.

2. При нормальных условиях работы двигателя на крейсерском режиме показания приборов должны быть следующие:

температура входящего масла +60—75 °С;
рекомендуемая температура головок цилиндров +165—200 °С;
давление бензина 0,2 — 0,25 кгс/см²;
давление масла 4—5 кгс/см².

3. В горизонтальном полете пользоваться подогревом воздуха на входе в карбюратор.

4. В горизонтальном полете центр тяжести самолета по мере расходования горючего постепенно смещается вперед до 2,5% САХ.

Пользование приборами в полете

1. Командир самолета в процессе полета непосредственно управляет самолетом и держит командную радиосвязь; ведет ориентировку в полете и контролирует ведение бортового журнала в воздухе вторым пилотом; систематически контролирует работу двигателя и следит за расходом горючего; в периоды, когда второй пилот управляет самолетом, ведет бортовой журнал.

2. Второй пилот следит за ориентировкой и непосредственно ведет бортовой журнал; систематически контролирует работу двигателя и наличие горючего; напоминает командиру самолета о времени переключения крана бензиновых баков; по амперметру и вольтамперметру периодически контролирует работу источников электроэнергии, по приказанию командира периодически управляет самолетом.

3. Гироскопическим индукционным компасом (ГИК-1) в полете необходимо пользоваться в следующем порядке:

а) после пилотирования самолета в зоне для согласования показаний датчика и указателя следует нажать кнопку согласования; согласование можно проводить только в горизонтальном прямолинейном полете с постоянной установившейся скоростью полета, так как при ускорениях чувствительный элемент индукционного датчика отклоняется от горизонтального положения, и показания указателя после согласования будут неправильными.

В полете по маршруту каждые 15—20 мин и при выходе на новый курс следования в прямолинейном горизонтальном полете сличите показания КИ-13, ГИК-1 и ГПК-48, если разница в показаниях КИ-13 и ГИК-1 не превышает 3—5°, выставите ГПК-48 по ГИК-1. В случае превышения разницы в показаниях более 5° определите отказавший прибор, пилотирование выполняйте по исправным приборам и по возможности перейдите на визуальный полет;

б) для удобства пользования компасом в полете рекомендуется установить имеющийся в указателе УГР-1 курсозадатчик на заданный компасный курс (ЗКК);

в) в полете шкала курса с курсозадатчиком и стрелка радиокompаса остаются ориентированными в пространстве (будучи связаны соответственно с магнитным полем земли и радиостанцией) и показывают направление позиционных линий, а индекс в верхней части указателя и шкала курсовых углов радиостанции поворачиваются вместе с самолетом; поэтому при развороте самолета, например, вправо шкала курса с курсозадатчиком и стрелка радиокompаса уходят влево, т. е. вид на указатель соответствует виду с самолета на землю;

г) совмещение в указателе УГР-1 показаний гироиндукционного и радиокompасов позволяет делать отсчет не только курса самолета, но и пеленга радиостанции (РП) — это облегчает выполнение активного полета на радиостанцию и от радиостанции, условием которого является равенство действительного пеленга радиостанции заданному пеленгу.

д) компасный курс самолета отсчитывается по основной (внутренней) шкале против верхнего неподвижного индекса, магнитный пеленг радиостанции — по той же шкале против острейшей стрелки радиокompаса, а обратный пеленг — против обратного (укороченного)

конца этой стрелки; по дополнительной (наружной) шкале стрелка радиокompаса дает отсчет курсовых углов радиостанции;

е) условием активного полета на радиостанцию по заданному маршруту является совмещение стрелок радиокompаса указателя УГР-1 и курсозадатчика, установленного на заданный компасный курс.

Если нет бокового ветра, совмещенные стрелки совпадут с неподвижным индексом; при полете с боковым ветром необходимо развернуть самолет на угол сноса, который покажет совмещенная с курсозадатчиком стрелка радиокompаса на специальной шкале, нанесенной около неподвижного индекса.

При полете от радиостанции активным методом необходимо совмещать стрелку курсозадатчика с обратным концом стрелки радиокompаса;

ж) указатель УГР-1 гироскопического индукционного компаса также используется для посадки по системе ОСП; для этой цели на шкале курсовых углов радиостанции нанесены треугольные отметки через 90° и деления, соответствующие значениям КУР, при которых по инструкции следует начинать второй, третий и четвертый развороты при выполнении маневра по прямоугольному маршруту.

4. Контроль выполнения маневра по большому прямоугольному маршруту и захода на посадку по системе ОСП осуществляется в следующем порядке:

а) пролетев ДПРМ системы ОСП с курсом, равным посадочному, пилот по истечении времени, указанного в инструкции по производству полетов на данном аэродроме, начинает первый разворот и заканчивает его в момент совмещения стрелки курсозадатчика с треугольным индексом на внешней шкале, соответствующим курсовому углу 90° при левом развороте и 270° при правом развороте;

б) удерживая стрелку курсозадатчика на треугольном индексе (по шкале КУР), пилот летит по прямой до тех пор, пока стрелка радиокompаса не укажет КУР начала второго разворота; второй разворот пилот заканчивает в момент совмещения стрелки курсозадатчика со следующим треугольным индексом на внешней шкале КУР (угол равен 180°);

в) удерживая стрелку курсозадатчика по шкале КУР на отметке 180°, пилот летит по прямой до тех пор, пока стрелка радиокompаса снова не укажет рассчитанный КУР начала третьего разворота; третий разворот пилот заканчивает в момент совмещения конца стрелки курсозадатчика со следующим треугольным индексом на внешней шкале КУР;

г) удерживая стрелку курсозадатчика по шкале КУР на отметке 270° или 90°, пилот летит по прямой до тех пор, пока стрелка радиокompаса не укажет рассчитанный КУР начала четвертого разворота; четвертый разворот пилот заканчивает в момент совмещения стрелки курсозадатчика и стрелки радиокompаса с нулевым треугольным индексом шкалы КУР.

Если последнее совмещение выполнено, то направление выхода самолета на ВПП будет обеспечено с точностью ±3°.

Примечание.

Расчет прямоугольного маршрута выполнялся для штилевых условий. При ветре прямоугольный маршрут выполняется с учетом угла сноса.

5. Измерение указателем компаса магнитного пеленга радиостанции облегчает определение места нахождения самолета на маршруте по боковой радиостанции.

6. Высоту полета выдерживать по барометрическому высотомеру и радиовысотомеру. Выдерживание высоты заданного эшелона с учетом суммарной поправки (аэродинамической и инструментальной) производится по высотомерам, барометрическая шкала которых установлена на отсчет 760 мм рт. ст.

Снижение

1. Скорость полета при снижении выдерживать такую же, на какой производился горизонтальный полет перед снижением. Регулирование режима работы двигателя во время снижения производится изменением наддува для сохранения постоянной воздушной и вертикальной скоростей.

Таблица 5

Режим снижения с вертикальной скоростью 1,5 м/с

V, км/ч	n, об/мин	P _к , мм рт. ст.	Q, л/ч	q, л/км
200	1500	630	125	0,625
180	1 500	520	108,5	0,603
160	1 500	400	72,5	0,455

В табл. 5 приводятся данные для трех режимов снижения со скоростями полета от 200 до 160 км/ч.

Регулирование режима работы двигателя во время снижения заключается в том, чтобы при постоянной частоте вращения вала двигателя по мере снижения постепенно прикрывать дроссель настолько, чтобы наддув на всех высотах был равен указанному в табл. 5 для соответствующей скорости.

При получении разрешения на снижение для захода на посадку установку барометрических шкал высотомеров с отсчета 760 мм рт. ст. (1013 мбар) на отсчет, соответствующий атмосферному давлению на аэродроме посадки, производить в горизонтальном полете на эшелоне перехода. Перед установкой на высотомерах давления аэродрома, переданного диспетчером круга, командиру самолета слить давление на аэродроме посадки с давлением, указанным в предыдущей информации о погоде, имеющейся у экипажа. Первым выставляет на высотомере давление аэродрома посадки командир самолета, далее под его контролем — второй пилот. Высоту полета выдерживать по барометрическому высотомеру с контролем по радиовысотомеру.

2. При полете с пассажирами вертикальная скорость снижения не должна превышать 3 м/с.

3. Скорость при снижении не должна превышать при полете в спокойном воздухе 220 км/ч, а при полете в болтанку 190 км/ч.

4. Во время снижения не допускать, чтобы температура головок цилиндров была ниже +160°C, а температура входящего масла ниже +50°C. Рекомендуемая температура головок цилиндров при снижении +160—+170 °C.

5. Если при закрытых створках капота и закрытых створках маслорадиатора температура масла и головок цилиндров будет продолжать снижаться, то терять высоту уступами, переводя самолет в режим горизонтального полета, как только возникнет опасность переохлаждения двигателя.

6. В условиях возможного обледенения карбюратора, а также когда температура смеси ниже 0 °C, включить подогрев воздуха на входе в карбюратор.

7. При наличии пыли в воздухе для уменьшения износа деталей цилиндрово-поршневой группы снижение и посадку разрешается производить с включенным пылефильтром.

8. При подходе к границе РДС (МДП) установить связь с диспетчером. После установления связи диспетчер сообщает командиру самолета условия полета в зоне, воздушную и метеорологическую обстановку.

9. Заход на посадку выполнять по схеме, установленной для данного аэродрома. АРК-5 (АРК-9) настроить на ДПРМ (БПРМ)

аэродрома посадки. Согласовать ГИК-1 и ГПК-48.

Включить радиовысотомер РВ-2 (РВ-УМ) и установить переключатель диапазонов на «0—120 м». На высоте круга оценить с учетом рельефа местности соответствие показаний барометрических высотомеров показаниям радиовысотомера. Установить задатчик радиовысотомера РВ-2 на 60 м (для радиовысотомера РВ-УМ – на 30 м).

10. Второму пилоту зачитать раздел карты контрольной проверки «Предпосадочная подготовка».

11. Расчет на посадку и посадку следует выполнять непосредственно командиру самолета.

Длину пробега определить по номограмме (рис. 12).

Правила пользования номограммой для определения длины пробега аналогичны правилам пользования номограммой для определения длины разбега.

Пример. Определить длину пробега самолета при следующих фактических условиях:

Температура воздуха.....	+20°C
Атмосферное давление.....	720 мм рт. ст.
Встречный ветер.....	2 м/с
Состояние ВПП.....	Твердый грунт
Уклон поверхности.....	0
Посадочная масса.....	5 250 кг
Угол отклонения закрылков.....	30°

Для заданных условий длина пробега самолета составит 225 м. Решение примера показано пунктирной линией и стрелками на графиках номограммы.

12. Прямоугольный маршрут над аэродромом для захода на посадку выполнять на высоте, предусмотренной инструкцией по производству полетов на данном аэродроме. Построение прямоугольного маршрута контролировать по посадочному «Т», выдерживание направления полета между разворотами и развороты контролировать по ГПК и ГИК-1.

13. При подходе к третьему развороту уменьшить скорость полета до 155—160 км/ч и выполнить третий и четвертый развороты на этой скорости.

Посадка

Посадка с отклоненными закрылками

1. При встречной составляющей ветра до 10 м/с посадку разрешается производить с закрылками, отклоненными на 30°.

2. После выполнения четвертого разворота, на высоте не менее 100 м, установить скорость полета 140 км/ч и отклонить закрылки. Величину отклонения закрылков контролировать по индикатору.

3. В момент отклонения закрылков у самолета появляется тенденция к кабрированию. Это стремление следует парировать плавным отклонением штурвала от себя.

4. Скорость планирования с закрылками, отклоненными на 30°, должна быть 115 км/ч. Эту скорость следует сохранять вплоть до момента начала выравнивания самолета. Усилие на штурвал должно быть снято отклонением триммера руля высоты.

Предупреждения:

1. Если в процессе захода на посадку при выпуске закрылков отклонились только нижние закрылки (что определяется по отсутствию показаний индикатора) или только верхние закрылки, необходимо выполнить уход на второй круг. На безопасной высоте убрать закрылки и выполнить посадку с убранными закрылками.

2. Если в процессе выпуска закрылков, или после их выпуска, появилось кренение самолета, дальнейший их выпуск прекратить. Крен необходимо парировать поворотом штурвала и отклонением педали против крена. На скорости не менее 110 км/ч закрылки по возможности убрать. Выполнить уход на второй круг и затем заход на посадку с убранными закрылками. Угол крена при заходе на посадку с несимметричным отклонением закрылков не более 10°.

5. Допустимая величина крена на планировании не более 20°.

6. На прямой перед посадкой убедиться, что не зажата тормозная гашетка и в общей воздушной системе имеется давление не менее 40 кгс/см² (атм). Зачитать раздел карты «Перед посадкой».

7. Не допускать попадания самолета в облако пыли при посадке

8. Посадка самолета происходит с открытием автоматических предкрылков. Выравнивание самолета необходимо начинать с высоты 6—7 м. Взятие штурвала на себя должно быть плавным и обеспечивать открытие предкрылков на высоте 0,7—0,8 м перед приземлением самолета.

9. В случае недобора штурвала к моменту приземления, что приводит к повторному отделению самолета от земли, не следует для исправления «козла» отклонять штурвал от себя, так как самолет «козлит» незначительно и до вторичного касания колесами земли пилот не успеет добрать штурвал.

10. При любом взмывании самолета, возникшем при резком взятии штурвала на себя в момент касания колесами земли, нет необходимости уходить на второй круг, так как открытие предкрылков обеспечит мягкое приземление самолета.

11. Посадочная скорость самолета с закрылками, отклоненными на 30°, составляет 85—90 км/ч в зависимости от посадочной массы.

12. Направление на пробеге необходимо выдерживать отклонением руля направления, а штурвал держать полностью взятым на себя.

В случае отказа тормозной системы при посадке длина пробега увеличивается на 120—130 м в зависимости от состояния ВПП.

13. Во второй половине пробега разрешается при необходимости плавным торможением соответствующего колеса или лыжи парировать стремление самолета к развороту. На пробеге торможение должно быть плавным и производиться в несколько приемов. Резкое торможение непосредственно после приземления самолета может привести к капотированию самолета.

14. После посадки самолета питание ГИК-1, АГК-47Б и ГПК-48 не выключать и не арретировать приборы до заруливания самолета на стоянку.

15. При установке самолета на лыжи амортизация шасси несколько ухудшается. Поэтому посадка самолета с лыжным шасси на неровный бугристый лед, на замерзшие, не покрытые снегом кочки или на обледенелую гальку запрещается.

16. Второй пилот в процессе захода на посадку обязан:

а) просматривать воздушное пространство над аэродромом и посадочную полосу;

б) контролировать работу двигателя и регулировать температурный режим;

в) по команде командира самолета выключать подогрев воздуха, входящего в карбюратор, если по условиям полета подогрев был включен.

При низких температурах наружного воздуха и в условиях возможного обледенения подогрев не выключать, однако учесть, что мощность двигателя при этом будет несколько ниже.

17. Командир самолета должен до пролета препятствий на высоте не менее 50 м перевести рычаг воздушного винта до отказа вперед, чтобы обеспечить возможность использовать взлетную мощность двигателя в случае необходимости ухода на второй круг, второй пилот фиксирует положение секторов.

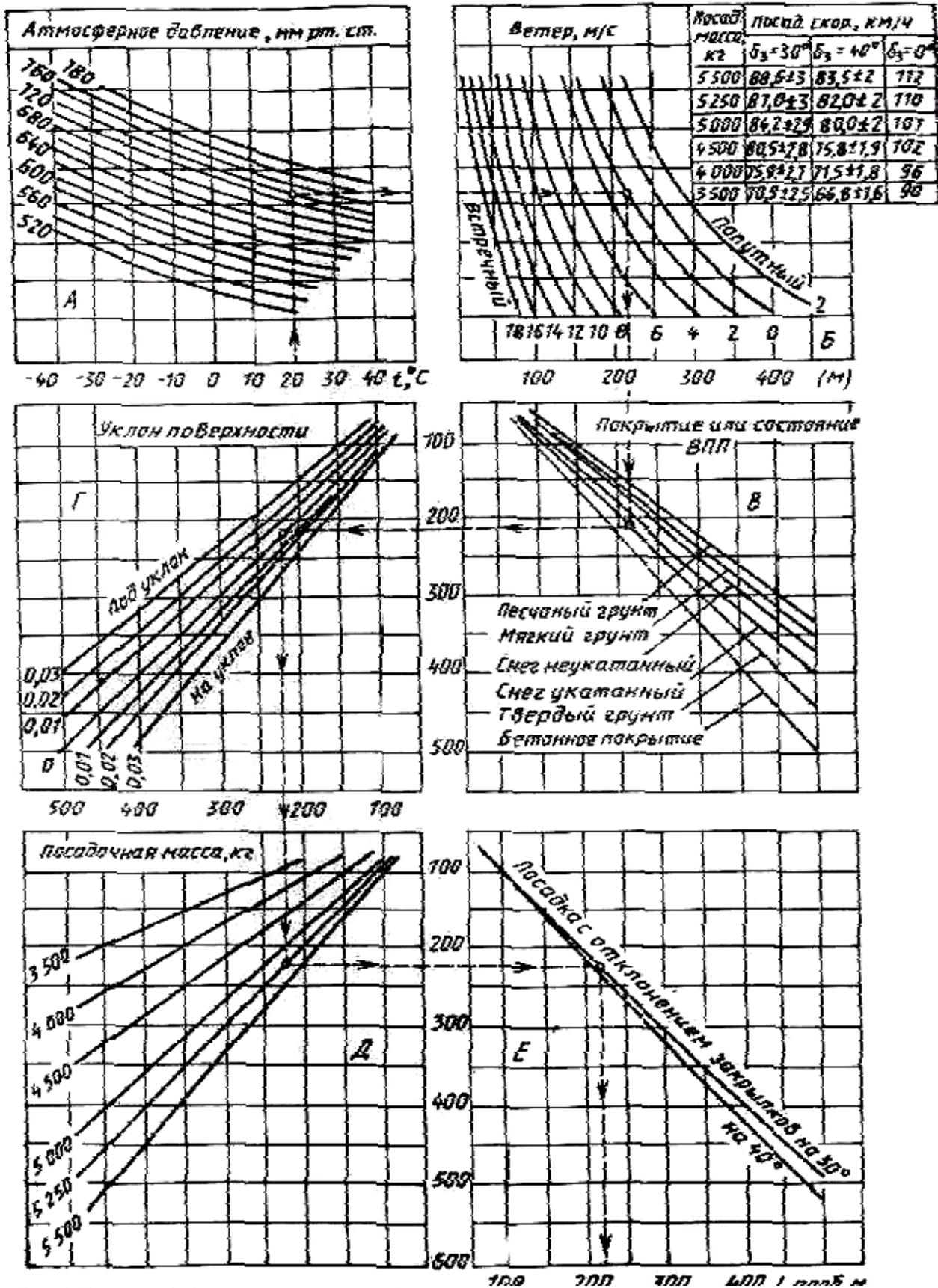


Рис. 12. Номограмма № 2 для определения длины пробега самолета Ан-2

Посадка с неотклоненными закрылками

1. Если в полете вышла из строя система управления закрылками или встречная составляющая скорости ветра более 10 м/с, посадку следует выполнять с неотклоненными закрылками. При этом траектория планирования будет более пологой.
2. Скорость планирования на предпосадочной прямой должна быть 135—140 км/ч, а посадочная скорость соответственно 110—115 км/ч в зависимости от посадочной массы самолета.

3. В режиме снижения с неотклоненными закрылками нос самолета поднят значительно выше, чем при снижении с отклоненными закрылками, что ухудшает обзор с самолета вперед и вправо. Это требует повышенного внимания при выдерживании посадочной прямой и при пролете препятствий на полосе подходов.

4. Скорость планирования сохранять до начала выравнивания, которое начинать с высоты 4—5 м, т. е. ниже, чем при планировании с отклоненными закрылками.

5. С началом выравнивания полностью убрать газ и непрерывным взятием штурвала на себя подвести самолет к земле в трехточечном положении.

Уход на второй круг

1. Уход на второй круг возможен как с выпущенными, так и с убранными закрылками с любой высоты, вплоть до высоты начала выравнивания.

2. Уход на второй круг с отклоненными закрылками необходимо выполнять с использованием взлетной мощности двигателя.

Перевод самолета в набор высоты выполнять на скорости полета 120—125 км/ч, при этом увеличивать мощность двигателя следует плавно, так как резкая дача газа может привести к кабрированию самолета и отказу двигателя.

3. Уход на второй круг с неотклоненными закрылками можно производить с использованием взлетной или номинальной мощности двигателя.

Перевод самолета в набор высоты выполнять на скорости полета 140 км/ч.

Посадка при боковом ветре

1. Боковой ветер при посадке вызывает: на снижении — снос самолета по ветру, на пробеге — разворот самолета навстречу ветру и крен в сторону, куда дует ветер.

2. Посадку самолета с закрылками, отклоненными на 30°, разрешается выполнять при боковой составляющей скорости ветра до 5 м/с. При этом скорость планирования должна быть 120—125 км/ч.

3. Посадку с неотклоненными закрылками разрешается выполнять при боковой составляющей скорости ветра до 6 м/с, при этом скорость планирования должна быть 140—145 км/ч.

4. При выборе величины угла отклонения закрылков необходимо также учитывать величину продольной составляющей скорости ветра (встречной или попутной) и располагаемую длину ВПП.

5. При посадке с боковым ветром хвостовое кольцо должно быть застопорено на самолетах, имеющих стопорение.

6. На прямой снос самолета парировать углом упреждения. Непосредственно перед приземлением отклонить педаль управления рулем направления в сторону сноса, развернув самолет по оси ВПП.

Кренение самолета в наветренную сторону парировать отклонением элеронов.

Величина отклонения элеронов должна быть такой, чтобы полностью ликвидировать снос самолета. К моменту приземления крен должен быть убран.

При выполнении посадки при боковом ветре приземление осуществлять в трехточечном положении.

7. Скорость приземления на посадке при боковом ветре более 3 м/с должна быть на 5—10 км/ч больше нормальной. При этом длина пробега самолета увеличивается на 30—50 м по сравнению с длиной пробега в штиль.

8. Прямолинейный пробег выдерживать: в первой половине — рулем направления и элеронами, во второй половине — тормозами. При ветре слева отклонить штурвал влево, при ветре справа — вправо. Парировать малейшую тенденцию к развороту.

Посадка при попутном ветре

1. Посадка при попутной составляющей скорости ветра до 3 м/с разрешается при тренировочных полетах и, как исключение, в производственных условиях, когда выполнить посадку против ветра невозможно.

2. Посадку выполнять на три точки с закрылками, отклоненными на 30°.

3. При расчете на посадку следует учитывать, что длина воздушного участка (с высоты 15 м и до касания ВПП) увеличивается на 30—50 % по сравнению с посадкой в штилевых условиях.

Посадка на песчаный или неукатанный снежный аэродром

1. Посадка на песчаный или неукатанный снежный аэродром связана с опасностью капотирования самолета. Поэтому перед посадкой в таких условиях следует создать возможно более заднюю центровку, не выходящую, однако, за предельно допустимую.

2. Посадку производить на три точки с закрылками, отклоненными на 30°. После приземления сразу же убрать закрылки, штурвал удерживать полностью взятым на себя.

3. На пробеге тормозами по возможности не пользоваться, за исключением случаев крайней необходимости. При применении тормозов торможение должно быть плавным.

Послеполетный осмотр самолета экипажем

После заруливания на стоянку выполнить внешний осмотр самолета.

1. Второму пилоту осмотреть визуально с земли планер самолета, воздушный винт, проверить состояние антенных устройств и убедиться в отсутствии внешних повреждений.

2. Командиру самолета осмотреть колеса шасси и убедиться в отсутствии внешних повреждений.

Получить доклад от второго пилота об осмотре самолета. После заруливания на стоянку в конце летного дня перед остановом двигателя и выполнением внешнего осмотра самолета командиру самолета произвести проверку исправности цилиндрово-поршневой группы двигателя в соответствии с рекомендациями подраздела «Опробование двигателя», гл. 3, п. 11.

Особенности полетов ночью

1. Пилотирование самолета ночью из-за ухудшения видимости естественного горизонта значительно сложнее, чем пилотирование в простых метеословиях днем. От экипажа требуется большее внимание и натренированность в полете по приборам.

2. При полетах ночью пилотирование самолета осуществлять по пилотажно-навигационным приборам.

3. Освещение приборов в кабине экипажа должно быть отрегулировано так, чтобы оно не слепило глаза, особенно при полетах в темную ночь.

Руление

1. Руление ночью осуществляется так же, как и в дневных условиях.

2. Перед рулением должны быть включены аэронавигационные огни, рулежная фара и отрегулировано освещение приборов на рабочих местах членов экипажа.

3. При выруливании и заруливании командир самолета должен руководствоваться командами диспетчера и световыми сигналами, подаваемыми со стоянки.

4. В процессе руления экипажу необходимо проявлять максимальную осмотрительность, внимательно следить за движением других самолетов.

Взлет

Примечание.

Взлет, набор высоты, горизонтальный полет, снижение и посадка ночью выполняются с такой же конфигурацией самолета и на тех же режимах работы двигателя, скоростях и высотах, как и в дневных условиях.

1. Взлет производить с включенными фарами по огням ВПП и пилотажно-навигационным приборам. Разбег самолета, вплоть до отрыва, производить в трехточечном положении без подъема хвостового колеса. Штурвал удерживать в нейтральном положении до отрыва самолета.

2. Направление взлета выдерживать по огням ВПП и ГПК.

3. Не следует допускать отрыва самолета на малой скорости во избежание повторного касания ВПП колесами (лыжами).

4. Удаление самолета от ВПП контролировать по огням ВПП и радиовысотомеру.

5. При достижении установленной скорости перевести самолет в режим набора высоты и пилотировать по пилотажно-навигационным приборам.

Набор высоты

1. Набор высоты выполнять только по пилотажно-навигационным приборам.

2. При отказе авиагоризонта необходимо пилотировать самолет по указателю кренов, ГПК, ГИК-1, указателю скорости, высотомеру и вариометру.

3. Если взлет производился с применением закрылков, на высоте не менее 50 м над препятствиями, в три приема убрать закрылки, контролируя их положение по индикатору.

4. После уборки закрылков выключить фары.

5. На высоте 100 м установить двигатель номинальный или крейсерский режим в зависимости от условий полета и продолжать набор высоты по прямой до высоты 200 м.

Развороты и построение прямоугольного маршрута

1. Построение прямоугольного маршрута ночью производится, с помощью ГПК и ГИК-1 так же, как это выполняется при дневных полетах, только с несколько меньшим удалением от старта, ориентируясь по огням ВПП и световому «Т».

2. Ширина прямоугольного маршрута (удаление самолета от старта) считается нормальной, если консоль нижнего крыла не закрывает линию огней ВПП, а проходит рядом с ней.

Снижение, расчет и заход на посадку

1. После выхода из четвертого разворота командиру самолета уточнить правильность захода по световому «Т» и огням ВПП.

2. Убедившись в правильности захода, выпустить закрылки, если скорость встречного ветра не превышает 10 м/с. При скорости встречного ветра более 10 м/с посадку производить с неотклоненными закрылками.

3. На высоте 100—70 м включить фары и на этой высоте перевести рычаг шага винта до отказа вперед, чтобы обеспечить возможность ухода на второй круг.

4. При заходе на посадку в условиях ограниченной видимости (туман, дымка, осадки) фары включаются по усмотрению командира самолета.

Включение света посадочных фар производить после установления контакта с землей.

В случае, если при включении света посадочных фар создается мешающий световой экран, фары должны быть выключены, а определение расстояния до ВПП и посадку производить по световому «Т» и огням ВПП.

5. Направление снижения необходимо выдерживать на точку выравнивания, которая должна быть расположена до светового «Т», правее левой линии огней ВПП (20—25 м).

6. При заходе на посадку второй пилот обязан:

а) осматривать ВПП;

б) контролировать работу двигателя и регулировать температурный режим.

Посадка

1. Высота выравнивания и выдерживания самолета над землей ночью такая же, как и в дневных условиях. Эта высота определяется по огням ВПП и световому «Т». Взятие штурвала на себя должно быть плавным, но таким, чтобы самолет приземлился на три точки.

2. Пробег после приземления необходимо выдерживать прямолинейно, ориентируясь по огням ВПП.

3. Нужно помнить, что в ночных условиях скорость самолета скрадывается, поэтому тормозить надо осторожнее, соразмеряя скорость пробега с интенсивностью торможения.

4. Посадочные фары выключать в конце пробега.

5. При уходе на второй круг фары выключать после пролета препятствий, но не ниже чем на высоте 50 м.

6. В случае отказа одной фары посадка несколько отличается от посадки с двумя фарами, так как поверхность ВПП видна хуже. Поэтому необходимо высоту выравнивания определять в зависимости от освещенности ВПП и удаления огней ВПП.

Посадка при освещении ВПП прожектором

1. Посадка при освещении ВПП прожектором выполняется: при отказе фар, при тренировочных полетах; на запасных аэродромах, а также в случаях, когда свет фар создает экран, ухудшающий видимость (метель, снегопад, дождь).

2. При подходе к третьему развороту командир самолета запрашивает о включении прожектора (информирует: посадка с включенным или выключенным прожектором).

После выполнения четвертого разворота на прямой докладывает о готовности к посадке.

3. При расчете на посадку командир направляет самолет на ближнюю границу освещенной части ВПП аэродрома, принимая ее за точку начала выравнивания.

4. Начало выравнивания и приземление выполнять только в луче прожектора.

5. Посадка самолета при освещении ВПП прожектором выполняется так же, как и посадка с фарами.

Предупреждение.

Посадка самолета навстречу лучу прожектора ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

Посадка с подбором площадки с воздуха

1. Полеты с преднамеренными посадками на неподготовленные заранее площадки разрешается выполнять в случае отсутствия вертолета или невозможности его применения при следующих заданиях:

- оказание срочной медицинской помощи;
- выполнение аварийно-спасательных работ;
- оказание помощи для восстановления линий связи, линий электропередачи (ЛЭП), газопровода;
- обслуживание животноводческих и рыболовецких хозяйств;
- обслуживание звероводческих хозяйств по сбору пушнины;
- обслуживание массовых политических кампаний;
- обслуживание геологических партий;
- выбор временных аэродромов.

2. При полетах с посадкой на неподготовленные заранее площадки разрешается перевозить только грузы и пассажиров заказчика.

3. На аэродромы, где отсутствуют средства радиосвязи и не осуществляется руководство полетами, разрешается выполнение транспортных полетов.

4. Полеты на заранее подготовленные посадочные площадки разрешаются при всех видах авиационных работ.

Примечание к пунктам 3, 4:

Допускаются экипажи, провезенные на данные аэродромы и площадки.

Подготовка к полету

1. При подготовке к полету экипаж должен располагать следующими основными сведениями о районе предполагаемого места посадки:

- прогноз метеоусловий на время посадки и последующего взлета самолета;
- характер рельефа местности, ожидаемое состояние грунта, толщины снежного покрова или льда на реках и озерах;
- наличие линий связи, ЛЭП, перекинутых проводов через реки (последние необходимо нанести на карту).

2. На основании имеющихся сведений о районе посадки определить по номограммам длину пробега самолета и длину разбега при последующем взлете, считая, что встречный ветер отсутствует.

3. При загрузке самолета создать по возможности заднюю центровку (в пределах разрешенного диапазона). Рекомендуемая центровка — 26—29 % САХ.

4. Полетная масса самолета к моменту посадки не должна превышать 5 000 кг.

5. Полеты с подбором площадок с воздуха выполняются днем при следующих метеоусловиях:

- высота нижней границы облаков — не менее 200 м;
- горизонтальная видимость — не менее 3 км;
- боковая составляющая скорости ветра (под углом 90° к направлению посадки) — не более 4 м/с;
- встречная составляющая скорости ветра — не более 15 м/с.

6. В Арктике полеты с подбором площадок с воздуха выполняются с восходом солнца и не позднее чем за 30 мин до захода солнца при следующих метеоусловиях:

а) на дрейфующие, припайные и шельфовые льды:

- высота нижней границы облаков — не менее 300 м;
- горизонтальная видимость — не менее 10000 м;
- облачность — не более 5 баллов;

б) на площадки, подобранные с воздуха впервые:

- высота нижней границы облаков — не менее 200 м;
- горизонтальная видимость — не менее 5000 м;

в) на посадочные площадки, оборудованные пограничными знаками, но не имеющие средств радиотехнического обеспечения и обслуживающего персонала:

- высота нижней границы облаков — не менее 200 м;
- горизонтальная видимость — не менее 3000 м;
- встречная и боковая составляющие скорости ветра, как указано в п. 5.

Примечание.

Для оказания срочной медицинской помощи или выполнения аварийно-спасательных работ разрешаются полеты с подбором посадочных площадок с воздуха в равнинной и холмистой местностях при высоте нижней границы облаков не ниже 100 м над наивысшей точкой рельефа местности и горизонтальной видимости не менее 1500 м; в горной местности при высоте нижней границы облаков не ниже 300 м над наивысшей точкой рельефа и горизонтальной видимости не менее 5000 м.

Определение размеров площадки, скорости и направления ветра

1. Длина площадки, подобранной с воздуха, должна не менее чем вдвое превышать как длину пробега, так и длину разбега самолета при последующем взлете, рассчитанных по номограммам (рис. 8 и 12) при подготовке к полету.

Ширина площадки во всех случаях посадки должна быть не менее 40 м (определяется глазомерно).

В направлении посадки и последующего взлета не должно быть препятствий высотой более 5 м на удалении 200 м от конца площадки и 10 м — на удалении 400 м.

2. Направление ветра определяется по дыму, наклону деревьев, травы, по ряби поверхности пруда, озера, стариц — с наветренной стороны берега поверхность воды будет гладкой, далее она покрывается рябью. В зимнее время года — по поземке.

3. Предварительно скорость ветра можно определить по наклону деревьев: ветер 5—6 м/с и более наклоняет верхушки лиственных деревьев; по наклону хвойных деревьев можно судить о ветре 8—10 м/с и более.

4. В районах Арктики, тундры и лесотундры направление и скорость ветра определять обязательно с помощью дымовой шапки.

5. После предварительной оценки направления и скорости ветра приступить к определению длины выбранной посадочной площадки, величины составляющей скорости ветра и атмосферного давления следующим способом:

Наметив ориентиры на концах выбранной площадки, пролететь на высоте 100 м по радиовысотометру вдоль площадки в обоих направлениях с постоянной скоростью по прибору 160 км/ч, замеряя по секундомеру время пролета между ориентирами.

Второй пилот засекает моменты пролета ориентиров, а также устанавливает в процессе пролета на правом ВД-10 значение 100 м при температуре воздуха 15 °С на Н=100 м. Если температура воздуха отличается от стандартной, значение высоты выставляется с поправками, приведенными в табл. 6, после чего сообщает величину атмосферного давления командиру самолета.

Таблица 6 Поправки к значению 100 м в зависимости от температуры воздуха, м

Относительная высота полета Н, м	Температура воздуха на Н=100 м, °С							
	+45	+30	+15	0	—15	—30	—45	—60
100	—15	—5	0	+5	+10	+15	+20	+25

Командир самолета в процессе выполнения повторного захода устанавливает давление на левом ВД-10.

Рассчитав среднее время $(t_1+t_2)/2$, определить по графику (рис. 13) длину площадки.

По разнице во времени прохода площадки самолетом туда и обратно ($\Delta t = t_1 - t_2$) определить по этому же графику встречную составляющую ветра.

Пример. Среднее время прохода площадки туда и обратно $t_{cp} = 13,5$ с, разница во времени прохода площадки туда и обратно $\Delta t = 4,5$ с.

При этих данных длина площадки должна быть 570 м, а скорость ветра — 7,3 м/с.

Значение боковой составляющей скорости ветра оценить по сносу самолета (по углу упреждения).

При неуверенности в оценке бокового ветра провести аналогичное измерение ветра в направлении, перпендикулярном направлению выбранной площадки.

Подбор площадки на самолете с колесным шасси

1. Рекомендуемые места для подбора площадки: луг с невысокой растительностью, обрабатываемые земли после покоса злаков (стерня), засеянное люцерной или клевером поле, высохшие озера в пустынной местности, речные косы, замерзшие озера, пруды, реки.

2. При подборе площадки с воздуха следует избегать таких мест, как участки луга с ярко-зеленой густой растительностью (мочаги, кочкарники), поливные поля люцерны, песчаные косы после спадания паводковой воды или выпадения осадков, наледи на реках и озерах, солончаки после осадков.

3. По состоянию грунта летом и осенью отдавать предпочтение участкам с невысокой растительностью, полям со скошенным травостоем. Особое внимание обращать на однородный фон окраски площадки: если выделяются пятна с густо-зеленой окраской, это указывает на резкое понижение поверхности площадки и снижение прочности грунта; если на общем фоне выделяются серые пятна, это указывает на наличие возвышенностей.

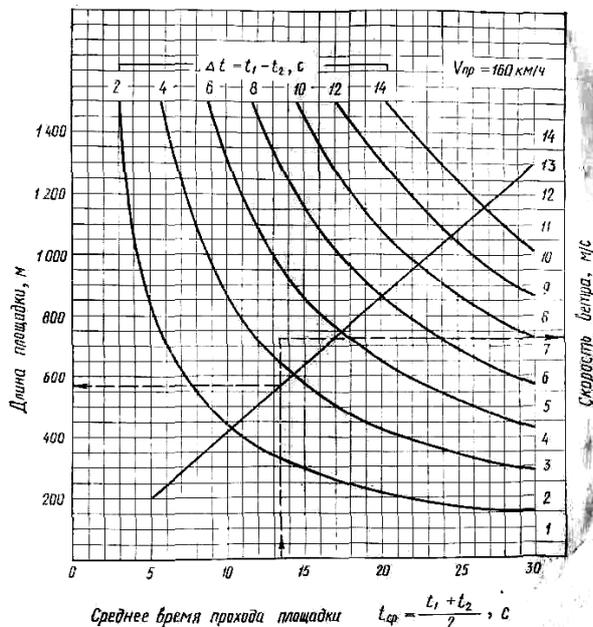


Рис. 13. График определения с воздуха длины площадки и скорости ветра

Весной, осенью, а также после выпадения осадков предпочтение отдавать возвышенным местам на целине, пологим склонам. Состояние грунта может быть дополнительно оценено также по глубине колеи автомашин и следов копытных животных.

4. В северных районах страны и, в частности, в районах тундры наиболее пригодными местами для выбора площадки летом являются пологие берега рек, косы, песчаные острова на реках и озерах.

На берегах рек следует отдавать предпочтение срединной части берега (ближе к воде могут быть вымоины, а ближе к залесенной части берега — коряги, валуны, поваленные деревья).

На островах, покрытых галькой и частично залесенных, более подходящей для площадки обычно является та часть острова, которая находится сверху по течению реки.

Посадку на песчаную косу можно выполнять при уверенности, что она сухая.

Подбор площадки на самолете с лыжным шасси

1. На самолете с лыжным шасси площадку подбирать, как правило, на покрытых льдом реках, озерах, прудах и на полях со стерней. При этом толщина льда водоема должна быть не менее 40 см.

2. При подборе площадки, особенно на больших озерах, необходимо обратить внимание на передувы снега. При наличии высокого берега посадку производить ближе к этому берегу (в этих местах передувы ниже). Если берега пологие и имеются незначительные передувы (высотой до 20 см), посадку производить вдоль передувов.

При передувах высотой более 20 см данное место считается неподходящим для посадки.

Если в месте подбора площадки на реке имеется остров, то подбор производить вниз по течению от острова, так как перед островом возможны явные или скрытые под снегом заторы.

3. При подборе площадки на водоемах следует избегать:

— пересыхающие места рек — они подвержены вымерзанию и лед может оказаться тонким с пустотами под ним;
— порожистые места рек — в этих местах вода часто выходит из-под льда и может оказаться под снегом;
— места против устьев небольших ручьев и речек, так как там под снегом может также оказаться вода;
— озера, на которых с воздуха просматриваются темные пятна, обычно ближе к середине озера, с расходящимися такого же цвета лучами. Это признак выхода воды на поверхность льда.

4. В арктических районах местом для подбора площадки может служить главным образом дрейфующий лед. Неподвижный (припаянный лед) характеризуется, как правило, наличием больших снежных передувов и сильного торошения и для посадки не пригоден.

Не пригоден для посадки и паковый арктический лед. (Это мощный многолетний лед, вросший в молодой лед; образует ледяные поля, характеризуется неровной холмистой поверхностью).

Выбор площадки на паковом льду запрещается.

5. Выбор площадок на дрейфующем льду производится в основном на замерзших бывших разводьях.

Толщина льда может быть оценена по следующим признакам:

если поверхность льда замерзшего разводья имеет темный или пепельный цвет, то это свидетельствует о том, что лед молодой и тонкий; если поверхность замерзшего разводья белая и покрыта слоем снега, а по краям разводья имеются заструги — этот лед по толщине пригоден для посадки самолета.

Во всех случаях при выборе площадки необходимо оценить толщину льда замерзшего разводья по толщине торосов, которые обычно имеются по краям разводья.

Подбор акваторий с воздуха на самолете Ан-2В

1. Подготовку и выполнение полета с подбором акватории с воздуха производить в соответствии с гл. 6. «Особенности эксплуатации самолета Ан-2В (на поплавковом шасси)».

2. Длина акватории, подобранной с воздуха, и расстояние до препятствий высотой 10 м в направлении последующего взлета должны не менее чем в 1,5 раза превышать эти характеристики, рассчитанные при подготовке к полету.

3. При полетах в районе тундры глубину водоема можно оценить по следующим признакам: если вода имеет светлый цвет или светло-серый, то глубина водоема достаточна для посадки; если вода светло-коричневая, коричневая или темно-коричневая, то это свидетельствует о том, что водоем мелкий.

4. При подборе места посадки в устьях рек следует убедиться в отсутствии морской зыби, которая может иметь место при контакте воды реки с морем. Для этого осмотр акватории необходимо производить не только в направлении посадки, но также и в перпендикулярном направлении.

5. Во всех случаях подбора акватории с воздуха осмотр места посадки производить как в направлении посадки, так и в обратном направлении.

6. В процессе оценки пригодности акватории наметить место подхода самолета к береговой черте и порядок маневрирования на акватории.

7. Акваторию подбирать с таким расчетом, чтобы посадка и последующий взлет самолета производились, как правило, против ветра.

Боковая составляющая скорости ветра при посадке и последующем взлете допускается не более 2 м/с.

Осмотр площадки перед посадкой и выполнение посадки

1. Полет к месту выбора посадочной площадки выполнять по ПВП на высоте не ниже безопасной, а если позволяют метеословия — на нижнем безопасном эшелоне в целях большего обзора наземных ориентиров для ведения детальной ориентировки.

2. На удалении 20—30 км до предполагаемого места посадки приступить к ориентировочному определению направления и скорости ветра по путевой скорости полета и углу сноса и по наземным признакам.

3. Подбор площадки с воздуха в заданном районе и осмотр места приземления начинать с высоты 200—300 м. Оценив предварительно пригодность площадки по ее размерам и состоянию поверхности, снизиться до высоты 50—70 м для детального осмотра площадки.

4. Выдерживая скорость 160 км/ч, выполнить полет вдоль площадки в обоих направлениях (правее 15—20 м от намечаемой полосы посадки).

При осмотре площадки командиром самолета по его команде самолет пилотирует второй пилот.

При осмотре площадки особое внимание обращать на возможное наличие перекинутых проводов линий связи через реку (при посадке на лед).

5. Для окончательной оценки пригодности площадки по состоянию ее поверхности выполнить два прохода вдоль площадки со снижением до 10 м и последующим уходом на второй круг.

6. Если нет уверенности в правильности оценки длины площадки или величин встречной и боковой составляющих скорости ветра, произвести измерение длины площадки и параметров ветра в соответствии с рекомендациями подраздела «Определение размеров площадки, скорости и направления ветра».

7. Убедившись в пригодности площадки, наметить точку приземления самолета. Затем, набрав высоту 150—200 м, построить прямоугольный маршрут для захода на посадку.

На участке от второго до третьего разворота доложить службе движения о времени и месте посадки.

8. Снижение выполнять с закрылками, отклоненными на 30°, по возможно пологой траектории («на двигателе»), выдерживая скорость 115—120 км/ч.

9. Приземление самолета осуществлять на три точки. Торможение самолета должно быть оптимальным в зависимости от состояния поверхности площадки, ее длины и точности приземления. Закрылки убрать в конце пробега самолета.

10. После пробега и остановки самолета: выключить двигатель, осмотреть самолет, площадку, наметить маршрут руления и место стоянки самолета, определить расстояния до искусственных и естественных препятствий, наметить рубежи последующего взлета самолета, составить кроки площадки и сделать привязку к ближайшему населенному пункту.

Руление самолета после пробега разрешается только после осмотра площадки экипажем.

11. При посадке на лыжном шасси на замерзший водоем второй пилот должен следить, не появилась ли вода в колее лыжи. В случае появления воды, не останавливая самолет, принять меры для взлета с этой площадки.

12. Если при посадке на лыжном шасси на пробеге ощущаются грубые удары лыжи о скрытые под снегом неровности площадки, необходимо, если позволяет длина полосы, не останавливаясь, выполнить взлет самолета, вернуться на базу и осмотреть шасси.

13. При подруливании к берегам рек и озер следует убедиться в отсутствии наледи, т. е. корки льда небольшой толщины, из-под которого ушла вода и образовались пустоты.

14. При рулении на мелко-галечных косах избегать применения больших оборотов двигателя во избежание повреждения воздушного винта, особенно при рулении с попутным ветром.

15. Перед взлетом с площадки командир самолета должен лично осмотреть полосы взлета на всю длину ожидаемого разбега самолета, а также убедиться в отсутствии препятствий в полосе воздушных подходов.

Взлет выполнять на взлетном режиме работы двигателя, с закрылками, отклоненными на 30°.

16. При взлете с мелкогалечного грунта вывод двигателя на взлетный режим производить в начале разбега, на скорости 15—20 км/ч, во избежание повреждения воздушного винта.

17. После взлета и набора высоты 100—150 м доложить службе движения о времени выполнения взлета и курсе полета.

ГЛАВА 5

ОСОБЫЕ СЛУЧАИ ПОЛЕТА

Отказ двигателя на взлете

1. При отказе двигателя на взлете после отрыва самолет имеет стремление опустить нос. Это требует немедленного энергичного вмешательства пилота, чтобы успеть выровнять самолет на малой высоте перед приземлением.

2. В случае отказа двигателя на взлете безопасная посадка перед собой возможна в зависимости от скорости по прибору в момент отказа двигателя на аэродромах и площадках, обеспечивающих дистанции от начала старта, указанные в табл. 7.

Таблица 7

Скорость в момент отказа двигателя, км/ч	Посадочная скорость, км/ч	Дистанция прерванного взлета, м
--	---------------------------	---------------------------------

Взлет с убранными закрылками на номинальном режиме работы двигателя

110	110	700
-----	-----	-----

Взлет с закрылками, отклоненными на 20°, на номинальном режиме работы двигателя

80	80	590
----	----	-----

Приведенные данные соответствуют условиям стандартной атмосферы ($p=760$ мм рт. ст., $t=+15$ °С), $U=0$ м/с для самолета с взлетной массой 5250 кг при рекомендованном методе пилотирования во время взлета и при нормальном торможении на пробеге.

3. При отказе двигателя во время взлета с ограниченной площадки, размеры которой не позволяют выполнить посадку перед собой, приземление произойдет за пределами рабочей части площадки. В этом случае допускаются небольшие довороты для исключения лобового столкновения с препятствиями.

4. При отказе двигателя по окончании взлета к моменту начала первого разворота на высоте 100 м возврат на аэродром невозможен. В этом случае выбирать направление для вынужденной посадки следует с учетом расположения препятствий в направлении взлета. Дальность планирования с высоты 100 м при выключенном двигателе составляет 800 м на скорости 135 км/ч при безветрии.

5. В случае, если двигатель отказал в момент окончания первого разворота (высота 120—130 м), для посадки на аэродром немедленно ввести самолет в разворот на 90°. Разворот делать с углом крена 30° на скорости 155 км/ч, как правило, в сторону установленного (для данного старта) круга полетов.

За время разворота на 90° самолет теряет около 60 м высоты. Для уточнения расчета использовать закрылки. Планирование с отклоненными закрылками производить на скорости 120—125 км/ч, выравнивание начинать выше обычного.

Следует иметь в виду, что в случае посадки с попутным ветром возникает опасность капотирования самолета, в связи с чем желательно посадку производить с боковым ветром.

Неисправности двигателя в полете

1. В случае возникновения тряски двигателя в полете убедиться в правильности положения четырехходового крана, рычагов управления ВАК, подогревом карбюратора и стоп-крана, а также показаний приборов работы двигателя.

2. При появлении тряски и снижении мощности двигателя, приводящим к невозможности набора высоты или продолжения горизонтального полета, произвести вынужденную посадку.

3. При появлении незначительной, периодически возникающей тряски, не приводящей к снижению мощности, продолжить полет до ближайшего аэродрома.

4. При возникновении тряски, сопровождающейся самопроизвольным ростом температуры смеси выше 15—20 °С, следует полностью выключить подогрев воздуха на входе в карбюратор, так как это свидетельствует о прогаре жаровой трубы.

5. В случае падения давления масла в двигателе до 3 кгс/см² и ниже следует энергично переместить рычаг управления шагом винта 2—3 раза в сторону увеличения и уменьшения частоты вращения. При этом:

— если давление масла восстановилось до значения 4—5 кгс/см², продолжить полет;

— если давление масла не восстановилось, но винт реагирует на изменение положения рычага управления шагом винта, следует увеличить частоту вращения вала двигателя, уменьшить наддув, открыть створки маслорадиатора (не допуская снижения температуры масла ниже 60 °С), продолжить полет до ближайшего аэродрома;

— если давление масла не восстановилось и винт не реагирует на изменение положения рычага управления шагом винта, произвести вынужденную посадку на подобранную с воздуха площадку.

6. При падении давления масла после взлета и самопроизвольном снижении режима работы двигателя произвести вынужденную посадку на аэродром вылета.

7. Если падение давления масла сопровождается тряской двигателя и появлением потеков масла на остеклении правого борта грузовой (пассажирской) кабины, следует уменьшить режим работы двигателя, установить скорость полета 145—150 км/ч, открыть створки маслорадиатора и произвести посадку на ближайший аэродром или площадку.

8. При превышении максимально допустимой частоты вращения вала двигателя (2350 об/мин в течение 30 с) при взлете, следует, не изменяя наддув, рычагом управления шагом винта снизить частоту вращения вала до значения, соответствующего данному режиму. Если шаг винта не изменяется, следует набрать безопасную высоту круга, уменьшить наддув и произвести посадку на аэродром вылета.

9. При загорании лампы «стружка в масле» следует проверить давление и температуру масла и температуру головок цилиндров. Если параметры имеют отклонения от нормальных, произвести посадку на ближайший аэродром или площадку. Если параметры работы двигателя не имеют отклонений, продолжить полет с повышенным контролем за работой двигателя.

Отказ управления воздушным винтом АВ-2

При самопроизвольном увеличении частоты вращения вала двигателя до 1800—2000 об/мин или ее уменьшении до 1100—1200 об/мин следует резким перемещением рычага управления шагом винта восстановить частоту вращения и продолжить полет.

Если частота вращения вала двигателя не восстановится, следует:

- при ее увеличении до 1 800—2 000 об/мин установить необходимый режим работы двигателя, уменьшив давление наддува, и, сохраняя скорость, которая была до отказа системы управления винтом, выполнить полет до ближайшего аэродрома;
- при уменьшении частоты вращения до 1 100—1 200 об/мин увеличить давление наддува и, обеспечив скорость полета 145—150 км/ч, произвести посадку на ближайший аэродром.

Неисправность управления самолетом

1. В случае обрыва одного из тросов или тяг управления самолетом командир самолета обязан немедленно совершить вынужденную посадку.
2. При самопроизвольном отклонении одного из триммеров немедленно выключить АЗС этого триммера на центральном щитке (для приостановки дальнейшего отклонения триммера в крайнее положение).
3. При самопроизвольном отклонении триммера руля направления или элеронов и появлении значительных усилий на органах управления уменьшить скорость по прибору до 140 км/ч.
4. Командиру самолета при самопроизвольном отклонении триммера руля высоты в крайние положения необходимо:
 - а) на пикирование:
 - вывести самолет в горизонтальный полет, не допуская значительных перегрузок и превышения максимально допустимой скорости;
 - установить скорость по прибору 140 км/ч и подобрать необходимый режим работы двигателя;
 - б) на кабрирование:
 - при появлении больших давящих усилий на штурвале парировать кабрирующий момент, не допуская выхода самолета на большие углы атаки и минимально допустимую скорость. Установить скорость полета по прибору 135—140 км/ч.

Примечания:

1. При самопроизвольной перекладке руля высоты в крайнее положение на кабрирование усилия на штурвале более значительные, чем при перекладке на пикирование.
2. В случае необходимости второй пилот по команде командира самолета помогает парировать кабрирующий момент.
5. При полете с любым самопроизвольно отклонившимся триммером развороты следует выполнять с углом крена не более 15°.
6. При самопроизвольном отклонении любого триммера посадку произвести на ближайшем аэродроме.

Вынужденная посадка самолета

Вынужденная посадка производится в случаях, когда исключается возможность продолжения полета (отказ двигателя, пожар в воздухе и др.). Пилотирование самолета при выполнении вынужденной посадки осуществляет лично командир самолета. Второй пилот после принятия решения командиром самолета на вынужденную посадку ведет непрерывное наблюдение в направлении планирования с правой стороны в целях предупреждения командира о препятствиях, помогает командиру в выборе площадки для посадки и определении направления ветра, а также сообщает по радио место и время вынужденной посадки.

При вынужденной посадке командир самолета обязан:

- а) выбрать площадку для посадки;
- б) перед приземлением перекрыть бензопитание, выключить зажигание и отклонить закрылки на 30 или 40°.

Приземление с отклоненными закрылками на 40° производить на скорости 80—85 км/ч, с отклоненными на 30° на скорости 85—90 км/ч.

При посадке на лесном массиве предпочтение отдавать низкорослой густой растительности.

При посадке на болото предпочтение отдавать площадкам, покрытым кустарником или камышом.

Обрыв ленты-расчалки бипланной коробки крыла

Примечание.

Если на выбранном режиме работы двигателя наблюдается повышенная вибрация лент-расчалок бипланной коробки крыла, необходимо изменить режим работы двигателя.

При обрыве несущей ленты-расчалки в полете командир самолета обязан установить режим полета, исключающий вибрацию остальных лент, уменьшить скорость полета до 150 км/ч и, избегая резких разворотов, совершить посадку на ближайшем аэродроме.

Посадка разрешается как с выпущенными закрылками на 30°, так и с убранными.

Если полет происходит в условиях неспокойного воздуха (в болтанку), произвести посадку на ближайшую площадку, обеспечивающую безопасность посадки. Обрыв поддерживающей ленты-расчалки не является поводом для немедленного прекращения полета. При посадке в этом случае не допускать парашютирования самолета.

Пожар на двигателе в воздухе

В случае возникновения пожара на двигателе в воздухе командир самолета обязан немедленно перекрыть бензопитание, выключить зажигание двигателя и генератор, второму пилоту закрыть створки капота, сорвать пломбу с защитного колпачка кнопки включения пироголовки баллона углекислоты, нажать кнопку надписью «Пожар».

Командиру самолета произвести вынужденную посадку на подобранную с воздуха площадку.

Пожар на самолете в воздухе

Если в воздухе на самолете возник пожар, экипаж обязан установить очаг пожара, не открывать окна фонаря и дверь фюзеляжа и принять меры к ликвидации огня.

Для этого необходимо:

- а) применить огнетушитель;
- б) накрыть очаг пламени чехлами или одеждой. При очаге пожара, угрожающем жгутам электропроводки, по решению командира обесточить бортовую сеть самолета, для чего выключить генератор и аккумулятор.

Предупреждение.

Если источником загорания (дыма) являются неисправности бортовой электрической сети 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 генератор и аккумулятор;
- после прекращения дымления, если источник загорания четко определен и пожар ликвидирован,— включить генератор и

аккумулятор, контролируя при этом, нет ли повторного загорания в зоне повреждений.

Если ликвидировать пожар на самолете не удастся, необходимо ускорить выполнение вынужденной посадки, предварительно переключив бензопитание и выключив зажигание двигателя.

Появление запаха бензина с одновременным падением давления бензина

При появлении запаха бензина в кабине с одновременным падением давления бензина менее $0,2 \text{ кгс/см}^2$ командир самолета должен принять решение о немедленной вынужденной посадке на выбранную с воздуха площадку, при этом выключить генератор и все потребители, кроме перечисленных в разд. «Отказ генератора», и произвести посадку.

Перед приземлением перекрыть бензопитание, выключить зажигание двигателя и аккумулятор.

При вынужденной посадке ночью выключение аккумулятора произвести в конце пробега самолета.

В крайнем случае при отсутствии площадки для выполнения вынужденной посадки допускается поддерживать давление бензина с помощью ручного бензонасоса и продолжать полет до ближайшего места, где возможно произвести посадку.

Отказ генератора

Отказ генератора определяется по загоранию красного светосигнализатора «Отказ генератора». В этом случае необходимо убедиться:

- по амперметру, что генератор не загружен, стрелка установилась на «0»;
- по вольтамперметру, что аккумулятор разряжается, стрелка отклонена вправо от «0».

Убедившись, что генератор отказал, оставить включенными:

- все приборы контроля работы двигателя;
- левый авиагоризонт АГК-47Б и ГПК-48;
- радиостанцию Р-860-П.

Потребная нагрузка указанных потребителей составляет около 6 А. Остальные потребители выключить и включать их при необходимости. В этом случае одна аккумуляторная батарея 12-А-30 обеспечит питание бортсети самолета для выполнения полета не менее 1 ч.

Чтобы знать запас емкости аккумулятора, периодически контролировать его напряжение по вольтамперметру.

Действия экипажа при непреднамеренном попадании в зоны интенсивной турбулентности

1. При приближении к кучево-дождевым облакам или к горной цепи, хребту или перевалу дать команду: «Пристегнуться привязными ремнями».

2. Если в полете по маршруту встретились кучево-дождевые облака, которые нельзя обойти стороной, командир самолета обязан вернуться на ближайший аэродром.

3. При непреднамеренном попадании в зону интенсивной турбулентности необходимо принять все меры к быстрейшему выходу из этой зоны.

4. В случае попадания в зону интенсивной турбулентности скорость горизонтального полета необходимо выдерживать 170—180 км/ч. Развороты выполнять на этой же скорости с углом крена не более 20° .

5. При встрече с интенсивной турбулентностью с подветренной стороны горной цепи, хребта или перевала развернуть самолет на 180° от этой горной цепи, хребта или перевала.

Взлет и посадка в условиях неустойчивого ветрового режима

1. В условиях неустойчивого ветрового режима: при сдвиге ветра более 3 м/с на 30 м высоты: при порывах ветра, если разница между минимальным и максимальным значениями скорости ветра 4 м/с и более; при резких изменениях (более 40°) направления ветра, скорость которого 5 м/с и более, — взлет и посадку выполнять с неотклоненными закрылками.

2. Если при заходе на посадку на снижении для выдерживания траектории и приборной скорости потребуются увеличение режима работы двигателя до номинального, немедленно установить двигателю взлетный режим, уйти на второй круг и следовать на запасной аэродром.

3. При попадании самолета в нисходящий поток, приводящий к превышению установленной вертикальной скорости снижения по вариометру более чем на 3 м/с, командир самолета обязан установить двигателю взлетный режим для ухода на второй круг и выполнения посадки на запасном аэродроме.

Действия экипажа при непреднамеренном попадании в условия обледенения

1. В случае непреднамеренного попадания самолета в условия обледенения необходимо принять меры к немедленному выходу из этой зоны, включив противообледенительную систему стекол кабины экипажа и обогрев карбюратора.

2. Удаление льда с лопастей воздушного винта производить путем изменения шага винта.

3. Убедиться, что обогрев ПВД включен.

Отказы систем питания приборов полным и статическим давлениями

1. Закупорка или обледенение приемника статического давления (статических отверстий приемника ПВД-6М).

Эта неисправность при условии герметичности статической магистрали приборов обнаруживается по следующим признакам:

- стрелка вариометра ВР-10 устанавливается в нулевое положение и не изменяет своего положения при изменении высоты полета;
- высотомеры ВД-10 не изменяют своих показаний с изменением высоты полета;
- указатели скорости УС-35У при наборе высоты будут занижать свои показания, а при снижении - завышать.

Действия экипажа

При отказах высотомеров, указателей скорости и вариометра показания их не использовать и доложить об этом диспетчеру. При продолжении полета использовать показания авиагоризонта и радиовысотомера. Скорость полета контролировать по режиму работы двигателя, используя показания мановакуумметра и тахометра.

2. Закупорка или обледенение приемника полного давления.

Основной причиной закупорки входного отверстия приемника и ПВД-6М является обледенение носка приемника, которое происходит при отказе электрообогревательного элемента или при его невключении. При обледенении приемника ПВД-6М может произойти закупоривание его входного отверстия, а отверстия для стока влаги остаются открытыми.

При закупорке входного отверстия приемника ПВД-6М показания указателей скорости УС-35У будут уменьшаться до нуля.

Если произошла закупорка входного отверстия и отверстий для стока влаги приемника ПВД-6М, это обнаруживается по следующим признакам:

- указатели скорости УС-35У сохраняют установившиеся показания и не реагируют на изменение скорости в горизонтальном полете;
- при наборе высоты показания указателей скорости будут увеличиваться, а при снижении — уменьшаться.

Действия экипажа

Проверить включение обогревательного элемента приемника ПВД-6М. Если через 2—3 мин после включения обогрева приемника показания указателей скорости не восстановятся, доложить об этом диспетчеру.

При продолжении полета скорость контролировать по показаниям вариометра и режиму работы двигателя, используя показания мановакуумметра и тахометра.

ГЛАВА 6
ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА Ан-2В (НА ПОПЛАВКОВОМ ШАССИ)

Общие сведения

Геометрические данные самолета (отличие от данных самолета Ан-2)

Длина самолета.....	13,2 м
Максимальная высота (в линии полета).....	6,5 м
Габариты поплавка:	
длина 9,38 м	
ширина.....	1,14 м
высота.....	1,00 м
Расстояние между поплавками.....	3,7 м

Массовые и центровочные данные

Максимальная взлетная масса самолета:	
при температуре воздуха у земли не выше +20°С	5250 кг
при температуре воздуха у земли выше +20°С.....	5 000 кг
Масса пустого самолета с полным оборудованием:	
по 60-ю серию.....	3 666 кг
с 60-й серии.....	3 688 кг
Центровка пустого самолета с полным оборудованием:	
по 60-ю серию.....	19,6 % САХ
с 60-й серии.....	19,2 % САХ
Предельно допустимые центровки самолета:	
передняя.....	17 % САХ
задняя.....	27 % САХ
Максимальная коммерческая загрузка.....	1 000 кг
Максимальное количество пассажиров.....	9 чел.
Расстояние от центра тяжести пустого самолета до шп. № 5:	
у самолетов по 60-ю серию.....	0,495 м
у самолетов с 60-й серии.....	0,485 м

Основные технические данные реверсивного винта АВ-2Р

Тип винта.....	Реверсивный ВИШ с гидроприводом
Схема действия.....	Винт прямой схемы
Направление вращения.....	Правое
Диаметр винта.....	3,6 м
Число лопастей.....	4
Угол установки сечения лопасти на $r=1000$ мм:	
максимальный.....	32°
минимальный.....	17°
Угол реверса.....	—5°30'
Диапазон поворота лопастей.....	37°30'
Регулятор винта.....	РВ-101
Рабочая жидкость.....	Масло моторное
Масса винта.....	196 кг +2%

Основные летные данные

Максимальная взлетная масса 5 250 кг.	
Максимальная скорость горизонтального полета:	
у земли.....	223 км/ч
на расчетной высоте (1 600 м).....	233 км/ч
Вертикальная скорость при наборе высоты у земли	
на номинальном режиме работы двигателя.....	2,6 м/с
Крейсерская скорость (по прибору).....	155—170 км/ч

Взлетно-посадочные характеристики

Взлетная масса 5 250 кг, посадочная — 5 000 кг.	
Взлет на номинальном режиме работы двигателя;	
— без применения закрылков:	
скорость отрыва.....	120—125 км/ч
длина разбега.....	400 м
— с закрылками, отклоненными на 20°:	
скорость отрыва.....	95—100 км/ч
длина разбега.....	240 м
Взлет на взлетном режиме работы двигателя:	
— с закрылками, отклоненными на 20°:	
скорость отрыва.....	90—95 км/ч
длина разбега.....	200 м
— с закрылками, отклоненными на 30°:	
скорость отрыва.....	85—90 км/ч
длина разбега.....	180 м
Посадка:	

— с закрылками, отклоненными на 30°:	
посадочная скорость	95 км/ч
длина пробега	200 м
— с закрылками, отклоненными на 20°:	
посадочная скорость	105 км/ч
длина пробега	240 м

Примечание.

Взлетно-посадочные характеристики приведены для условий СА (p=760 мм рт. ст., t=15°C), U=0 м/с.

Летные ограничения

Максимальная взлетная масса самолета:

при температуре воздуха у земли:

не выше +20°C 5 250 кг

выше +20°C 5000 кг

Максимальное количество пассажиров (ограничено из условий

сохранения допустимой центровки) 9 чел.

Максимальная коммерческая загрузка 1 000 кг

Допустимые центровки:

предельно передняя 17,0 % САХ

предельно задняя 27,0 % САХ

Предельно допустимые:

встречная составляющая скорости ветра при взлете

и посадке и скорости ветра при рулении 16 м/с

боковая составляющая скорости ветра 5 м/с

Предельная высота волны для взлета и посадки 0,7 м

Предельная скорость буксировки в штиль До 20 км/ч

Предельная скорость буксировки при высоте волны

более 0,3 м и скорости ветра более 6 м/с До 10 км/ч

Примечания:

1. Минимально допустимая глубина водоема для взлета и посадки самолета Ан-2В в зависимости от высоты волны и состояния поверхности дна — 1,2—1,9 м (см. рис. 17).

2. Минимально допустимая глубина водоема для руления и маневрирования 0,85—1,55 м.

3. Размеры летной полосы акватории при стандартных условиях для взлетной массы самолета более 5 000 кг должны быть не менее чем 850 X 80 м, для взлетной массы до 5 000 кг — не менее чем 800 X 80 м.

4. Во избежание обледенения самолета при взлете в переходные времена года (осень и весна) эксплуатация самолета с речных и озерных акваторий разрешается при температуре воздуха не ниже 0°C.

Особенности подготовки к полету

Расчет наимыгоднейших режимов полета

Наимыгоднейшие режимы полета рассчитываются в соответствии с указаниями, изложенными в гл. 3 «Подготовка к полету». При этом необходимо иметь в виду, что в связи с увеличением лобового сопротивления самолета из-за установки поплавков крейсерская скорость на одном и том же режиме работы двигателя меньше, чем у самолета на колесном шасси, на 29—30 км/ч. Поэтому при составлении плана полета следует выбирать режимы полета для самолета на колесном шасси, предварительно увеличивая истинную скорость соответственно на 20—30 км/ч.

Заправка топливом на плаву

1. Заправляется самолет топливом на плаву из цистерны или из бочек с помощью ручного бензонасоса (альвейера) или мотобензонасоса.

2. Цистерну расположить на плавающем плоту и заземлить в воде. Бочки расположить на плоту или в лодке, закрепить и заземлить в воде. Цистерна должна иметь мерную штангу, а бочки должны быть отгарированы в литрах.

3. Мотобензонасос или ручной бензонасос расположить на плоту или в лодке и заземлить в воде.

4. Бензозаправочный плот или лодку подводить к буферам носовой части поплавков самолета.

5. Раздаточный шланг применять достаточной длины, чтобы можно было через него заправлять обе группы бензобаков с плота или с лодки. На верхнее крыло подавать шланг с помощью веревочной выброски.

6. Бензин заправлять через воронку с замшей.

7. Если самолет установлен (заведен) в свободно плавающий плот, то для заправки плот или лодка с топливом должны подплывать к передней части плота самолета. Порядок заправки правой и левой групп бензобаков тот же, что и указанный выше.

8. После заправки левой и правой групп бензобаков раздаточный шланг с пистолетом опустить на веревочном конце на плот или на лодку.

9. При заправке самолета топливом выполнять работы, указанные в разделе «Заправка топливом».

Заправка маслом

1. Заправлять маслом из закрытых бидонов или маслбочек с помощью специальных ведер. Заправку маслом производить через воронку с сеткой.

2. Сливать масло из маслбака с помощью сливного шланга в тару, установленную на трап, расположенный между поплавками.

3. При заправке маслом выполнять указания, изложенные в разделе «Заправка маслом».

Особенности загрузки и разгрузки самолета на поплашковом шасси

1. Погрузку легких малогабаритных грузов в самолет или выгрузку их производить, когда самолет заведен в плот или пришвартован левым поплавком около плота.

2. При погрузке или выгрузке тяжелых грузов самолет пришвартовать левым поплавком к задней или боковой части плота, чтобы использовать переднюю часть плота, имеющую большую плавучесть.

3. Если самолет пришвартован к швартовой точке или закреплен с помощью донного якоря, то погрузку или разгрузку грузов

производить с помощью легкого катера или лодки, которые должны быть пришвартованы к внешней стороне левого поплавка. Катер или лодку подводить к левому поплавку самолета против ветра, с хвостовой части самолета, двигаясь параллельно левому поплавку.

4. Носовая часть и правый борт легкого катера (лодки) в этом случае должны иметь мягкую амортизирующую обшивку по ватерлинии (резиную или веревочную в виде кранцев) или подвешенные пневмокамеры колес, чтобы избежать повреждения обшивки поплавка.

5. При погрузке или выгрузке тяжелых грузов пользоваться грузовой стрелой, устанавливаемой на левый борт фюзеляжа. С помощью грузовой стрелы можно загружать в самолет и выгружать из самолета грузы массой до 400 кг.

6. При выполнении погрузочно-разгрузочных работ не допускать установки грузов непосредственно на верхнюю часть поплавка во избежание повреждения его обшивки. Для предохранения обшивки поплавка следует устанавливать вместо входной лестницы деревянный трап и класть на верхнюю часть поплавка матерчатый коврик или брезент.

Предупреждение.

ЗАПРЕЩАЕТСЯ использовать входную лестницу для спуска и подъема по ней груза и ставить груз непосредственно на обшивку поплавка.

7. Посадку и высадку пассажиров производить тогда, когда самолет установлен в плоту или вплотную пришвартован к нему левым поплавком и когда выключен двигатель. Лестница для прохода пассажиров должна быть надежно укреплена на фюзеляже и поплавке.

8. При волне высотой 0,4—0,7 м посадку и высадку пассажиров производить с помощью катера или лодки, когда самолет установлен на якорную стоянку. Катер (лодка) должен быть хорошо пришвартован к левому поплавку.

Определение центровки самолета

Положение центра тяжести самолета оказывает большое влияние на поведение самолета в воздухе.

Неправильная загрузка ухудшает устойчивость и управляемость самолета, усложняет взлет и посадку. Поэтому перед полетом необходимо убедиться в правильном размещении пассажиров, багажа и груза и определить положение центра тяжести загруженного самолета.

Не менее важно следить за тем, чтобы взлетная масса самолета не превышала установленных норм (5250 кг), так как перегрузка недопустима из условий прочности самолета и поплавков, а также по недостаточности запаса мощности двигателя для режима взлета и набора высоты самолетом на поплавковом шасси.

Данные табл. 8 относятся к самолету с воздушным винтом АВ-2Р при расположении бортового инструмента на шп. № 13 и аккумулятора на шп. № 16.

Таблица 8

Взлетная масса и диапазон центровок самолета на поплавковом шасси

Весовые и центровочные данные	Единица измерения	Номер самолета	
		по 159—20	с 160—01
Масса пустого самолета с полным оборудованием	кг	3681	3703
Взлетная масса	кг	5250	5250
Полная загрузка	кг	1569	1547
Предельные эксплуатационные центровки:	% САХ		
передняя		17,5	17,0
задняя		27,0	27,0
Центровка пустого самолета с полным оборудованием	% САХ	19,0	18,6
Расстояние от центра тяжести пустого самолета до шп. № 5	м	0,482	0,472

Если расположение инструмента и аккумулятора на самолете иное, следует учесть это изменение перерасчетом и убедиться, что центровка не выходит за допустимые пределы.

Например, если с самолета снять инструмент, масса которого 42 кг и он был расположен на самолете Ан-2В на шп. № 13 (на расстоянии 3,460 м от шп. № 5), то центровка самолета уменьшится на 1,7 % САХ.

Размещение коммерческой загрузки в самолете

Максимальная коммерческая загрузка самолета в зависимости от его заправки топливом и маслом должна быть такой, чтобы взлетная масса самолета не превышала 5250 кг, при этом загрузка должна быть не более 1000 кг.

Завод-изготовитель выпускал до 1961 г. самолеты на 10 пассажирских мест с компоновкой, указанной на центровочном графике. Для самолета Ан-2 на колесном шасси допускается его переоборудование с 10-местного варианта на 12-местный. Для самолетов Ан-2 на поплавковом шасси это переоборудование не производится, так как в таком варианте предельно разрешаемое количество пассажиров только девять человек (ограничено из условий сохранения допустимой центровки). На самолете Ан-2В кресло № 6 (заднее по правому борту) следует оставлять свободным при любых вариантах загрузки (кресло № 6 на самолете Ан-2В лучше всего снять).

Если на борту самолета находится восемь пассажиров, свободными оставлять кресла № 5 и 6; при семи пассажирах — свободными оставлять кресла № 5, 6 и 10.

При загрузке самолета Ан-2В руководствуйтесь указаниями завода-изготовителя:

а) метками, нанесенными на правой стенке грузовой кабины зеленой и красной красками, руководствоваться нельзя, так как они предназначены только для самолетов на колесном шасси.

б) в хвостовой отсеке фюзеляжа за шп. № 15 размещать груз и багаж запрещается.

Перед вылетом экипаж самолета должен предупредить пассажиров, чтобы они не передвигались по кабине, не трогали трубопроводы, электропроводку, экранированные жгуты радиооборудования.

Расчет центровки по центровочному графику

Расчет центровки самолета по центровочному графику производится следующим образом: в таблице справа сверху записывается масса пустого самолета и его центровка, взятые из формуляра самолета, с линии массы пустого самолета (верхний график) опускается вертикаль на соответствующую горизонтальную загрузочную шкалу. Затем производится перемещение по горизонтальной шкале в направлении, указанном треугольником на количество делений, соответствующее загрузке.

Из конца данного отсчета опускается вертикаль на последующую шкалу. Так повторяется до самой нижней шкалы «Топливо». После отсчета количества топлива по шкале из конца этого отсчета опускается вертикаль до пересечения с горизонтальной линией взлетной массы самолета, на нижнем графике. Точка пересечения показывает центровку самолета, соответствующую его взлетной массе.

В том случае, если на данной шкале загрузка отсутствует, вертикаль необходимо вести до следующей шкалы, на которой предусмотрена загрузка для данного полета.

Для иллюстрации пользования центровочным графиком (рис. 14) приводится пример, показывающий графический расчет центровки.

При расчете центровки и загрузки самолета следует пользоваться весовыми и центровочными данными пустого самолета по его формуляру с учетом изменений, происшедших в процессе эксплуатации, и доработок самолета, изменяющих его массу и центровку.

Пример расчета центровки самолета Ан-2В

1. Центровка пустого самолета.....	19,2 % САХ
2. Масса пустого (снаряженного) самолета.....	3 688 кг
3. Масса пассажиров (9Х85) с учетом разрешенных к перевозке бесплатно 10 кг багажа.....	765 кг
4. Экипаж (3Х80).....	240 кг
5. Масло.....	55 кг
6. Топливо.....	500 кг
7. Допустимая взлетная масса (по состоянию и длине ВПП).....	5250 кг
8. Взлетная масса самолета.....	5 248 кг
9. Центровка самолета (взлетная).....	26,1 % САХ

При расчете центровки самолета в полете необходимо помнить следующее: уменьшение количества топлива на каждые 100 кг смещает центровку вперед на 0,28—0,3 % САХ в зависимости от полетной массы.

Предполетный осмотр самолета на поплавковом шасси и его оборудования экипажем

Осмотр выполняется в объеме, указанном для сухопутного варианта самолета, за исключением шасси.

Осмотр поплавкового шасси

Осмотреть поплавки, ферму поплавкового шасси и ленты-расчалки фермы. Убедиться в исправности обшивки поплавков; в отсутствии деформации стоек, подкосов и заднего распора фермы, ослабления лент-расчалок фермы. Убедиться в том, что все люки поплавков закрыты люверсами, узлы буксировки и швартовки исправны. Проверить осадку поплавков в воде (осадка их должна быть одинакова). Ватерлинии поплавков должны быть выше или на уровне воды, но обязательно параллельны ему.

Проверить по показаниям манометров давление воздуха в общей системе, в системах управления рулями поплавков и буксирными замками.

Отвод самолета от швартовой точки

Отвод самолета от швартовой точки производить следующими способами.

Отвод с помощью катера

1. Подойти на катере к швартовой точке с наветренной стороны и закрепить буксирный трос катера за хвостовой гак самолета.
2. Отвязать (отшвартовать) самолет от швартовой точки.
3. После того как самолет по ветру отойдет от швартовой точки, отбуксировать его катером на акваторию.
4. Запустить двигатель. В момент запуска, как только двигатель заработает, отшвартоваться от буксирного троса путем механического открытия замка хвостового гака (буксирного замка).

Примечание.

Отшвартовку самолета от буксирного троса катера в момент, когда двигатель только начнет работать, производить в случаях буксировки самолета на середину акватории при наличии течения воды, при волне высотой более 0,3 м и ветре скоростью более 3 м/с.

5. При штиле на акватории, при волне высотой до 0,3 м и ветре скоростью до 3 м/с сначала отшвартовать самолет от катера, а затем произвести запуск двигателя.

Отвод от швартовой точки по ветру (в дрейфе)

1. Провернуть воздушный винт на 4—5 полных оборота, при этом произвести заливку бензина в двигатель.
2. Отвязать самолет от швартовой точки так, чтобы он мог по ветру свободно дрейфовать на акваторию.
3. После того как самолет отплывет от швартовой точки на расстояние 50—60 м, произвести запуск двигателя и отрулить на акваторию.

Вывод самолета из плота

Перед выводом самолета из плота для опробования двигателя или выполнения полетов проверить воздушный винт на 4—5 полных оборота и залить бензин в цилиндры двигателя.

Вывод катером

1. Чтобы вывести самолет из плота с помощью легкого катера, нужно пришвартовать буксирный трос за хвостовой буксирный узел на фюзеляже самолета.
2. После этого катер, двигаясь, должен натянуть трос и с помощью технического состава вывести самолет из плота.
3. Дальнейший вывод самолета на акваторию осуществлять, буксируя его катером хвостовой частью вперед.
4. После того как самолет будет выведен на середину акватории, экипаж отцепляет его от буксирного троса путем механического открытия хвостового буксирного замка.

Вывод вручную

Вывод самолета из плота вручную для запуска двигателя на акватории разрешается производить в том случае, когда самолет находится в свободно ориентирующемся плоту.

При этом следует:

1. Вывести самолет из плота вручную и отпустить его в свободный дрейф.
2. После того как самолет отплывет от плота на расстояние 50—60 м, произвести запуск двигателя.

При выводе самолета из плота вручную иметь наготове легкий катер, который в случае необходимости должен подойти к самолету и взять его на буксир.

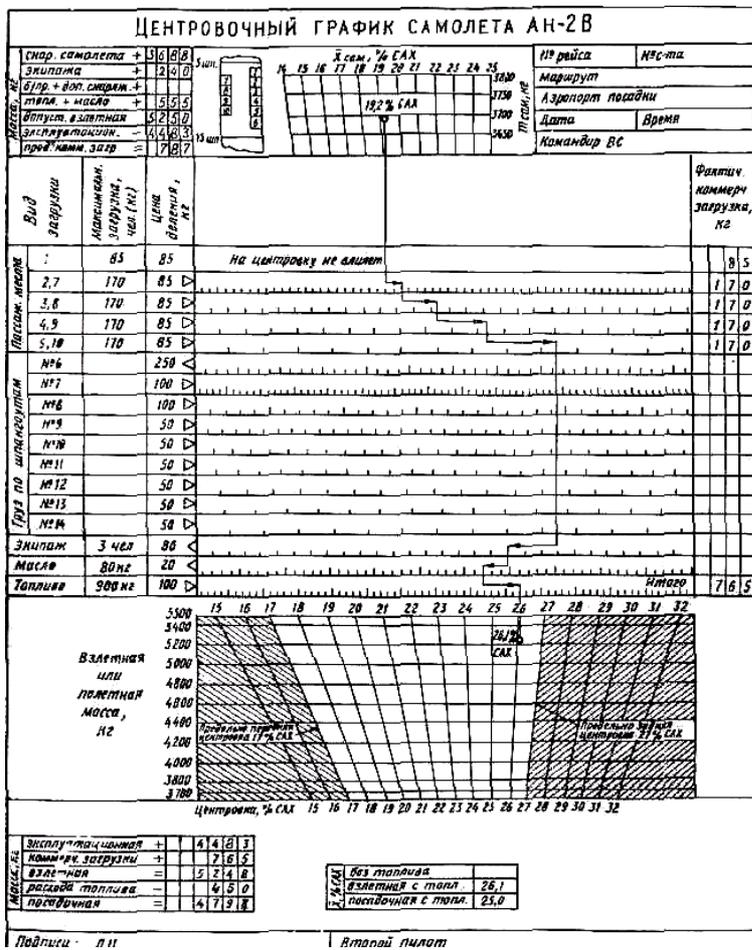


Рис. 14. Центровочный график самолета Ан-2В

Маневрирование плавсредствами при подходе к самолету на поплавковом шасси

При маневрировании плавсредствами около самолета на поплавковом шасси следует учитывать состояние водной поверхности, скорость и направление ветра, течение воды.

Необходимо помнить, что стоящий на якоре или на швартовой точке самолет на поплавковом шасси всегда энергично поворачивается носовой частью против ветра (за исключением случаев, когда этому мешает сильное течение реки). На реке с быстрым течением, не совпадающим с направлением ветра, самолет непрерывно перемещается в зависимости от порывов ветра.

Дрейфующий самолет энергично двигается по ветру, развернувшись носовой частью против ветра.

Маневрировать плавсредствами около самолета необходимо так, чтобы исключить всякие толчки и удары о какую-либо часть самолета, особенно о крылья и поплавки.

Обслуживать самолет следует с помощью легких плавсредств — катера полуглиссерного типа «КС», имеющего задний ход, или лодки. Борты катера (лодки) должны иметь мягкую амортизирующую обшивку.

Обслуживать самолет с помощью тяжелых или трудноуправляемых плавсредств или плавсредств с бортами, не имеющими амортизирующей обшивки, запрещается.

При обслуживании самолета на поплавковом шасси с помощью плавсредств строго соблюдать следующие основные правила:

1. Около самолета маневрирование плавсредствами производить на малой скорости.
2. К дрейфующему самолету подходить со стороны ветра на малой скорости, перпендикулярно к направлению дрейфа, недалеко от передней части поплавков.

К самолету, стоящему на якоре или на швартовой точке, подходить с подветренной стороны (сзади самолета) параллельно расположению поплавков.

3. Подходить на плавсредствах к дрейфующему самолету разрешается только на самом малом ходу после сигнала пилота, а если пилота на самолете нет, то по сигналу бортмеханика.

4. При маневрировании плавсредствами около самолета не допускать подхода их под нижние крылья и фюзеляж самолета и перпендикулярно к поплавкам, так как случайным шквалом или волной катер (лодку) может бросить на самолет и повредить крылья или поплавки.

5. Подводить катер борт о борт к самолету с работающим двигателем (хотя бы и на минимальном режиме) без выключенного вала (трансмиссии) гребного винта запрещается.

6. Перед подходом катера вплотную к борту поплавка обязательно проверить способность катера или моторной лодки давать задний ход.

7. При швартовке катера или мотолодки бортами вплотную к поплавкам принять меры, чтобы не было трения катера или мотолодки об обшивку поплавка незащищенной частью (без амортизирующей обшивки). Продолжительность стоянки катера борт о борт с поплавком должна быть минимальной. При этом беспрекословно выполнять все указания пилота.

Буксировка самолета на поплавковом шасси

Буксировку самолета производить катером типа «Малоярославец» или «КС» за носовые буксирные замки или хвостовой буксирный замок (гак).

При буксировке пользоваться буксирным тросом, имеющимся на каждом самолете. Можно применять также специальный трос, который должен всегда находиться на катере. Такой трос должен иметь амортизационный пакет, смягчающий натяжение при буксировке самолета.

Подготовка к буксировке

Для буксировки самолета на поплавковом шасси необходимо:

1. На малом ходу подвести катер сзади к самолету, параллельно левому поплавку, так, чтобы не задеть за крыло самолета. После сближения с самолетом подать с катера бросательный веревочный конец (легость) бортмеханику, стоящему на левом поплавке.
2. С помощью бросательного веревочного конца передать бортмеханику усы буксирного троса, которые должны быть закреплены за передние буксирные замки поплавков с помощью металлических колец, имеющихся на усах.
3. В процессе швартовки самолета за буксирный трос катер должен с выключенным винтом дрейфовать вместе с самолетом.
4. Во время большой волны и сильного ветра подходить к самолету для передачи бросательного конца следует спереди перпендикулярно к носовой части поплавков; при этом:
 - а) подойдя малым ходом к самолету на расстояние 4—6 м, выключить винт катера и подать бросательный конец бортмеханику;
 - б) бортмеханик, находясь на передней части левого поплавка, принимает бросательный конец и по нему выбирает концы (усы) буксирного троса на необходимую длину;
 - в) после этого бортмеханик с помощью колец на концах (усах) буксирного троса закрепляет тросы за крючки передних буксирных замков поплавков.
5. Второй ус буксирного троса бортмеханик прикрепляет к замку на правом поплавке, перейдя на него по трапу, ранее выложенному на переднюю часть поплавков, или по заднему распору фермы.
6. Закрепив усы буксирного троса в замках носовых уток, бортмеханик переходит на левый поплавок и убирает трап в самолет или передает его на катер.
7. После швартовки самолета к буксирному тросу водитель катера включает винт катера на малом газе двигателя и, отходя от самолета, постепенно натягивает буксирный трос.
8. В момент прищвартовки самолета к буксирному тросу, а также при буксировке водитель катера и представитель технического состава, находящийся на катере, подчиняются командиру самолета (пилоту), который при этом должен находиться в кабине экипажа на своем месте, и беспрекословно выполняют все его команды.
9. Для буксировки самолета за хвостовой буксирный узел (гак) следует:
 - а) на малом ходу подойти на катере кормой к хвостовой части самолета и с катера закрепить специальное кольцо буксирного троса в хвостовом буксирном узле с помощью специального замка;
 - б) после этого, отходя от самолета на малом ходу катера, расправить буксирный трос и по команде пилота начать буксировку.

Буксировка самолета на поплавковом шасси

1. Скорость буксировки зависит от состояния водной поверхности и скорости ветра. Она должна быть такова, чтобы самолет имел устойчивое положение, не рыскал в стороны, не раскачивался и не получал жестких ударов от волн.
Предельная скорость буксировки 20 км/ч.
2. Не разрешается резко увеличивать скорость буксировки, а также неравномерно, рывками натягивать буксирный трос.
3. При высоте волны до 0,3 м и скорости ветра до 6 м/с самолет можно буксировать за носовые буксирные замки.
4. При волне выше 0,3 м и скорости ветра более 6 м/с самолет следует буксировать за хвостовой гак со скоростью 10 км/ч.
5. При буксировке за хвостовой гак самолет ведет себя наиболее устойчиво, так как при этом 1/3 длины поплавков уходит под воду.
6. Буксировка за хвостовой гак наиболее целесообразна. Ее можно применять при выводе самолета из плота и его дальнейшей буксировке на середину акватории для запуска двигателя, особенно при большой волне.
7. На волнах развороты самолета по кругу выполнять с большими радиусами, что увеличивает его устойчивость.
8. По окончании буксировки отцеплять самолет от буксирного троса следует с помощью пневмосистемы, если он буксировался за носовые буксирные замки поплавков, или с помощью тросового управления замком хвостового гака, если самолет буксировался за хвостовой гак.

Особенности запуска и останов двигателя

Подготовка к запуску двигателя

1. Если самолет на поплавковом шасси находится на маневровой площадке, то перед запуском двигателя проверить наличие колодок под колесами выкатного шасси и надежность их установки. Отвязать самолет от швартовых точек. Провернуть воздушный винт на 4—5 полных оборота.
2. Запустить и опробовать двигатель. Прослушать работу двигателя при его опробовании.
Пыллефильтр включать на время запуска, прогрева и опробования двигателя на маневровой площадке только при наличии пыли в воздухе.
3. Если самолет находится на плаву и прищвартован к бочке, плоту или у берега, то перед запуском двигателя повернуть воздушный винт на 4—5 полных оборота, затем отбуксировать самолет катером на середину акватории и там произвести запуск и опробование двигателя.
4. В случае когда самолет находится на плаву, но акватория имеет ограниченные размеры, следует прищвартовать самолет за хвостовой буксирный узел (гак) к прочному тросу, другой конец которого хорошо укрепить на берегу за якорь или за крестовину, после чего произвести запуск и опробование двигателя.

Запуск, прогрев, опробование и останов двигателя на плаву

1. Запуск, прогрев, опробование и останов двигателя на плаву производить так же, как указано в гл. 3. При этом необходимо:
 - а) перед запуском двигателя установить в нейтральное положение педали управления рулем направления и водяными рулями и взять полностью на себя штурвал;
 - б) во время прогрева двигателя рулить в пределах акватории;
 - в) опробование двигателя производить, выдерживая прямолинейное движение самолета и не допуская отрыва его от воды.
2. При запуске, прогреве и опробовании двигателя на плаву пылефильтр не включать.
3. После общей проверки работы двигателя опробовать работу воздушного винта на реверсивном режиме. Для этого необходимо:
 - а) пользуясь рычагом управления двигателем, перевести двигатель на режим, соответствующий 1 200—1 300 об/мин, при величине наддува 580—600 мм рт. ст.;
 - б) поставить АЗС «Реверс винта» на центральном пульте управления в положение «Включено»; при этом на центральном пульте должен загореться красный светосигнализатор, сигнализирующий о том, что электроцепь управления реверсивным режимом работы винта находится под током и готова к действию;
 - в) откинуть предохранительный колпачок кнопки «Ввода в реверс» на рычаге управления двигателем, нажать и отпустить кнопку; при

этом воздушный винт должен войти в реверсивный режим работы; ввод винта в реверсивный режим должен продолжаться не более 2 с; заброс оборотов не должен превышать 300 об/мин;

г) увеличить частоту вращения вала двигателя до 1 800—1 900 об/мин и проверить в течение 5—10 с (не более) работу винта на реверсивном режиме; двигатель должен работать ровно и без перебоев;

д) отклоняя рычаг управления двигателем назад, уменьшить частоту вращения вала двигателя до 1 200—1 300 об/мин;

е) для вывода винта из реверсивного режима нажать кнопку, установленную на левом штурвале, а затем отпустить ее; при этом винт должен выйти из реверсивного режима работы; вывод винта из реверсивного режима должен длиться не более 2 с, а заброс оборотов при этом не должен превышать 400 об/мин;

ж) перемещая вперед рычаг управления, плавно увеличить до номинального режима частоту вращения вала двигателя; проверить работу двигателя;

з) поставить АЗС «Реверс винта» на центральном пульте в положение «Выключено».

Разрешается пользоваться реверсивным режимом работы винта при подруливании по воде к спуску, причалу или к берегу.

Предупреждения:

1. Во избежание перегрева двигателя и выхлопного коллектора воздушный винт оставлять в режиме реверсивной работы не более 10 с.

2. Следить за тем, чтобы АЗС «Реверс винта» на всех режимах работы двигателя находился в положении «Выключено» и включался лишь при проверке управления реверсивным режимом, во время маневрирования на акватории ограниченных размеров, а также после приводнения при посадке на ограниченные акватории.

3. Не разрешается останавливать двигатель, если лопасти воздушного винта находятся в реверсивном положении (на угле реверса).

4. При пользовании реверсивным режимом, независимо от температуры головок цилиндров двигателя, створки капотов должны быть полностью открыты.

Заключительные работы экипажа перед выруливанием самолета на поплавковом шасси на старт

Заключительные работы экипажа перед выруливанием самолета на старт следует выполнять так, как указано в гл. 3.

Руление

1. Перед началом руления опустить водяные лыжи. Установить в нейтральное положение педали управления рулем направления и водяными рулями поплавков. Взять штурвал полностью на себя.

2. Для разворота влево отклонить полностью левую педаль и нажать на клапан ПУ-6.

Для разворота вправо отклонить полностью правую педаль и нажать на клапан ПУ-6.

3. Рулить разрешается при работе двигателя на режиме не более 2 100 об/мин. Наиболее эффективным при разворотах самолета является режим работы двигателя, соответствующий частоте вращения вала 1 500 об/мин.

4. Рулить разрешается при скорости ветра до 16 м/с. Однако при скорости ветра более 8 м/с руление уже затруднено.

5. Самолет на поплавковом шасси хорошо разворачивается против ветра. При развороте по ветру самолет имеет большой радиус циркуляции и меньшую угловую скорость. В случае, если развернуть самолет по ветру не удастся, следует, используя реверсивный режим работы винта, выполнить разворот по схеме «ласточкин хвост».

6. Рулить разрешается при высоте волны до 0,7 м. При волне высотой более 0,4 м избежать движения вдоль волны, так как при этом самолет значительно раскачивается и под воздушный винт попадают водяные брызги.

7. При рулении по беспокойной водной поверхности штурвал взять полностью на себя.

Особенности выполнения полета

Подготовка к взлету

1. Перед взлетом убедиться, что АЗС реверса воздушного винта выключен, а предохранительный колпачок на кнопке выключения исправен и закрыт.

2. Взлет производить строго против ветра с применением или без применения закрылков (при взлете с боковым ветром самолет имеет тенденцию к разворотам и крену на разбеге).

3. Перед взлетом командиру самолета оценить условия старта:

— длину акватории;

— препятствия на полосе подходов;

— состояние водной поверхности акватории;

— наличие ветра;

— температуру воздуха и атмосферное давление. В зависимости от этих условий с учетом взлетной массы самолета выбрать наиболее соответствующий из приведенных ниже вариантов использования закрылков и мощности двигателя.

4. В зависимости от условий старта взлет самолета следует выполнять:

а) без применения закрылков, с использованием номинальной мощности;

б) с закрылками, отклоненными на 20°, при использовании номинальной или взлетной мощности;

в) с закрылками, отклоненными на 30°, при использовании взлетной мощности.

Для выбранного варианта использования закрылков и мощности двигателя необходимо рассчитать длину разбега самолета, используя для этого рис. 15. В случае, если после определения длины разбега выяснится, что длина акватории недостаточна для взлета, необходимо выбрать другой вариант использования закрылков и мощности двигателя, сокращающий длину разбега, и снова рассчитать длину разбега.

Если и в этом случае длина акватории окажется недостаточной, необходимо уменьшить взлетную массу самолета и рассчитать длину разбега с уменьшенной взлетной массой.

5. Определение длины разбега и взлетной дистанции в зависимости от условий старта. Для определения длины разбега необходимо иметь следующие данные:

— температуру воздуха;

— атмосферное давление;

— направление и скорость ветра;

— взлетную массу самолета.

Длина разбега определяется по графику (рис. 15), построенному для условий, когда закрылки отклонены на угол 20° и использована взлетная мощность двигателя.

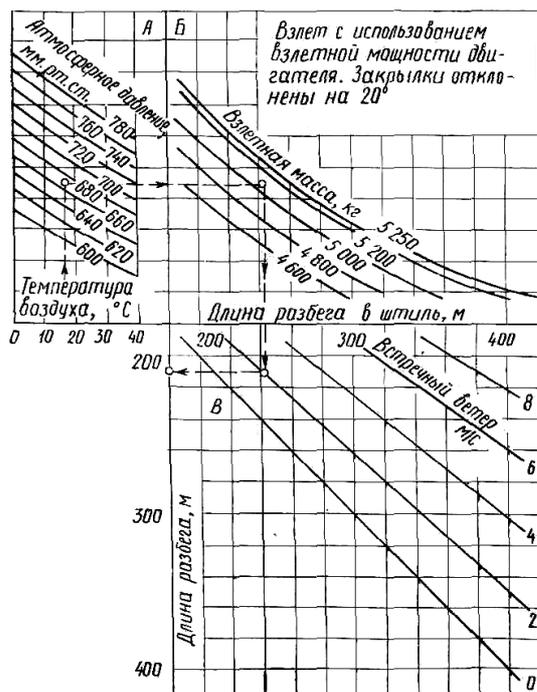


Рис 15. График для определения длины разбега самолета Ан-2В

Если для взлета выбран другой вариант использования закрывков и мощности, необходимо иметь в виду следующее:

- при использовании номинальной мощности двигателя вместо взлетной при том же угле отклонения закрывков (20°) длина разбега увеличивается на 15—20 %;
- при взлете без применения закрывков по сравнению со взлетом с закрывками, отклоненными на угол 20°, при одной и той же мощности двигателя длина разбега увеличивается на 60—70 %;
- при использовании закрывков, отклоненных на угол 30° вместо 20°, при одной и той же мощности двигателя длина разбега сокращается на 10 %.

Приведенные данные о влиянии закрывков и мощности двигателя на длину разбега предусматривают выполнение взлета с отрывом самолета при взлетной массе 5250 кг на скоростях отрыва (см. табл. 9)

Таблица 9

Угол отклонения закрывков, град.	Режим работы двигателя	Скорость отрыва по прибору, км/ч
0	Номинальный	120—125
20	То же	95—100
20	Взлетный	90—95
30	То же	85—90

В случае, когда взлет самолета будет выполняться в направлении препятствий, необходимо проверить, достаточно ли удалены эти препятствия от точки отрыва самолета. Достаточный запас высоты полета над препятствиями получится при условии, если точка отрыва удалена от препятствий не менее чем на 400 м на каждые 10 м высоты препятствия.

6. Порядок расчета взлетных данных самолета. На графике А (вверху слева, см. рис. 15) отыскать на горизонтальной шкале температуру воздуха, соответствующую фактической, и провести от этой точки вертикальную линию вверх до пересечения с линией, соответствующей фактическому атмосферному давлению на гидроаэродроме.

Из точки пересечения провести горизонтальную линию вправо на график Б до пересечения с линией, соответствующей фактической взлетной массе самолета. Из точки пересечения горизонтальной линии с линией взлетной массы провести вертикальную линию вниз на график В до пересечения с линией, соответствующей скорости ветра. Из полученной точки провести горизонтальную линию влево до вертикальной шкалы и прочесть на ней длину разбега. Эта длина разбега соответствует данным условиям старта при взлете с закрывками, отклоненными на 20°, на взлетной мощности двигателя. При другом варианте использования закрывков и мощности следует внести поправку к рассчитанной длине разбега в соответствии с указаниями, изложенными выше.

Пример расчета

Исходные данные:

Взлет без закрывков на номинальной мощности.

Температура воздуха +17°С.

Атмосферное давление 670 мм рт. ст., взлетная масса 5 100 кг, скорость ветра 2 м/с, препятствия в направлении взлета высотой 15 м.

По графикам А, Б и В (решение указано стрелками) рассчитать длину разбега при закрывках, отклоненных на 20°, на взлетной мощности. Она составляет 210 м. Вводим поправку на взлет без применения закрывков, прибавляя 60% длины разбега (130 м), и получаем длину разбега 340 м. Вводим поправку на использование номинальной мощности, прибавляя 15% от расчетной исходной величины (30 м), и окончательно получаем длину разбега 370 м.

Определяем необходимое расстояние от точки отрыва до пролета над препятствием высотой 15 м. Оно равно $1,5 \times 400 = 600$ м. Таким образом, начало старта должно располагаться на расстоянии не менее $370 + 600 = 970$ м (около 1000 м) до препятствий. При этом пролет над препятствиями будет на безопасной высоте.

Взлет

Взлет в штиль без применения закрылков

- Получив разрешение на взлет, необходимо выполнить следующее:
 - установить самолет в направлении взлета по акватории;
 - поставить в нейтральное положение педали управления рулем направления и взять полностью на себя штурвал; водяные рули должны быть подняты и находиться в управляемом положении;
 - плавно увеличивая мощность двигателя (передвигая вперед, рычаг управления двигателем), начать разбег самолета.
- Выдерживание направления в начале разбега следует осуществлять рулем направления и водными рулями поплавок. Во второй половине разбега — только рулем направления.
- Когда скорость самолета на разбеге достигнет 50 км/ч по прибору, следует плавным движением штурвала от себя вывести его на носовые части реданов поплавок.
- Удерживая самолет на носовых частях реданов поплавок, продолжать дальнейший разбег. Набрав скорость 120—125 км/ч по прибору, самолет отрывается от водной поверхности.
- После отрыва самолет имеет тенденцию к кабрированию. Следует плавным отклонением штурвала от себя парировать это стремление, переведя самолет в режим выдерживания с набором высоты. Так как скорость самолета нарастает быстро, долго выдерживать его на этом режиме не требуется.
- В процессе выдерживания необходимо одновременно с увеличением скорости самолета набирать высоту с таким расчетом, чтобы к моменту достижения скорости 140 км/ч по прибору самолет находился на высоте 20—25 м. Усилия на штурвале следует уменьшать отклонением триммера руля высоты.
- Дальнейший набор высоты выполнять на скорости 140 км/ч по прибору, которая является наиболее выгодной скоростью набора высоты.
- После того как самолет преодолел препятствия на полосе подходов, командир самолета плавно уменьшает мощность двигателя до крейсерской или номинальной в зависимости от условий полета.

Взлет в штиль с применением закрылков

- Наименьшая длина разбега, и особенно наименьшая взлетная дистанция, получается при отклонении закрылков на 30° и с одновременным использованием взлетной мощности двигателя ($P_k = 1\ 050$ мм рт. ст., $n = 2200$ об/мин).
- При достижении скорости разбега 50 км/ч по прибору, плавным отклонением штурвала от себя перевести самолет на передние реданы поплавок.
- При взлете:
 - на номинальном режиме, $\delta_s = 20^\circ$ и достижении $V_{np} = 95—100$ км/ч;
 - на взлетном режиме, $\delta_s = 20^\circ$ и достижении $V_{np} = 90—95$ км/ч;
 - на взлетном режиме $\delta_s = 30^\circ$ и достижении $V_{np} = 85—90$ км/ч, следует плавным взятием штурвала на себя оторвать самолет от водной поверхности.
- После отрыва отклонением штурвала от себя перевести самолет на выдерживание и одновременно с увеличением скорости полета набирать высоту с таким расчетом, чтобы к моменту достижения $V_{np} = 120$ км/ч самолет находился на высоте 15—20 м. На этой скорости продолжать набор высоты до 50 м.
- На высоте 50 м убрать закрылки (импульсами — в 3—4 приема), контролируя их положение по индикатору и фактическому отклонению. Одновременно увеличить скорость набора высоты с таким расчетом, чтобы к моменту полной уборки закрылков $V_{np} = 140$ км/ч. При этом для уменьшения усилия на штурвале необходимо пользоваться триммером руля высоты.
- После уборки закрылков перейти к набору высоты на $V_{np} = 140$ км/ч, изменяя скорость полета в зависимости от высоты.
- Если взлет выполнялся на взлетной мощности двигателя, то после преодоления препятствий на границе акватории командир самолета должен уменьшить мощность до номинальной или крейсерской в зависимости от условий набора высоты.
- Если после взлета с отклоненными закрылками убрать их не удастся из-за неисправности системы управления, необходимо выполнить посадку на акваторию взлета. При заходе на посадку не допускать углов крена более 15° и V_{np} более 150 км/ч. Полет самолета на поплавок шасси со скоростью по прибору более 150 км/ч, при отклоненных закрылках не допускается.
- Если после отрыва самолета началось кренение из-за несинхронного положения закрылков, крен парировать поворотом штурвала и соразмерным отклонением педали против крена.
При невозможности парирования крена разрешается на скорости не менее 110 км/ч убрать закрылки до 10° . Усилия на штурвале и педалях уменьшать при помощи соответствующих триммеров.
Выполнить заход на посадку на аэродром вылета. В прямолинейном полете не допускать угол крена более 10° . Скорость полета и углы крена при разворотах выдерживать в соответствии с указаниями предыдущего пункта.
- Если в процессе уборки закрылков началось кренение самолета, уборку закрылков прекратить.
Крен парировать поворотом штурвала и соразмерным отклонением педали против крена.
Усилия на штурвале и педалях уменьшать при помощи соответствующих триммеров.
Выполнить заход на посадку на аэродром вылета.

Взлет при волнах

- Взлет при высоте волн более 0,7 м запрещается.
- Взлет при волнах высотой до 0,3 м следует выполнять с выводом самолета на реданы поплавок, как и при отсутствии волн.
- Взлет при волнах высотой от 0,3 до 0,7 м следует выполнять на взлетной мощности двигателя и с отрывом самолета от водной поверхности со вторых реданов поплавок.
- При скорости ветра до 10 м/с закрылки отклонять на 30° .
- При скорости ветра от 10 до 16 м/с закрылки отклонять на 20° .
- Разбег при взлете рекомендуется начинать после того, как пройдет наибольшая по величине волна, чтобы избежать большого раскачивания самолета.
- Штурвал на разбеге следует удерживать в положении между нейтральным и на себя с таким расчетом, чтобы самолет скользил на вторых реданах поплавок.
- После отрыва самолет имеет значительную тенденцию к кабрированию. Поэтому после отрыва от водной поверхности необходимо энергичным, но не резким движением штурвала от себя перевести самолет на выдерживание с набором высоты. Нагрузку на штурвале снимать триммером руля высоты.

Взлет с боковым ветром

1. В первоначальный момент разбега самолет на поплавковом шасси стремится развернуться против ветра так же, как и самолет на колесном шасси. Затем по мере увеличения скорости за счет крена в подветренную сторону и, следовательно, увеличения сопротивления поплавок с подветренной стороны самолет стремится развернуться по ветру.

С дальнейшим увеличением скорости элероны становятся более эффективными, самолет выходит на реданы, сопротивление поплавок становится одинаковым, и самолет, как и в первоначальный момент, имеет тенденцию к развороту против ветра.

2. Направление взлета при боковом ветре до 3 м/с следует выдерживать с помощью поднятых водяных рулей и руля направления.

3. При боковом ветре свыше 3 м/с для более эффективного парирования разворота самолета следует взлетать с опущенными водяными рулями.

4. Взлет с боковым ветром необходимо выполнять с неотклоненными закрылками с использованием взлетной мощности двигателя.

5. Скорость отрыва должна быть на 5—10 км/ч больше нормальной, т. е. 125—135 км/ч.

Набор высоты

1. Набор высоты выполнять на крейсерском режиме работы двигателя и скорости по прибору, указанной в табл. 10. В случае необходимости быстро набрать высоту разрешается использовать номинальную мощность двигателя.

Таблица 10

Режимы набора высоты (взлетная масса 5 250 кг)

Высота, м	Скорость по прибору, км/ч	Вертикальная скорость, м/с	Время набора, мин	Пройденное расстояние, км	Расход топлива, кг
А. Набор высоты на крейсерском режиме ($n=1850$ об/мин, $P_k=800$ мм рт. ст.)					
0	135	1,8	0	0	2
500	135	1,8	4,5	10	15
1000	135	1,8	9,0	21	29
1500	135	1,8	13,5	32	44
2000	135	1,8	18,0	43	60
Б. Набор высоты на номинальном режиме ($n=2100$ об/мин, $P_k=900$ мм рт. ст., до границы высотности двигателя, далее — полный газ)					
0	140	2,6	0	0	2
500	140	2,7	3,0	7	14
1000	140	2,8	6,0	15	28
1500	140	2,9	9,0	22	42
2000	135	2,2	12,5	30	57
2500	135	1,7	17,0	41	75
3000	130	1,1	23,0	56	98

2. При уменьшении полетной массы самолета на каждые 200 кг вертикальная скорость набора высоты увеличивается на 0,3 м/с.

3. При наборе высоты следить за температурным режимом двигателя, который должен быть в следующих пределах:

	Максимальная температура, °С	Рекомендуемые пределы, °С
Температура головок цилиндров	245 (не более 15 мин)	120 — 215
Температура входящего масла	85 (не более 3 мин)	50 — 75

4. Регулировать мощность двигателя рекомендуется в следующем порядке.

Для уменьшения мощности:

- уменьшить давление наддува;
- уменьшить частоту вращения вала двигателя;
- отрегулировать давление наддува.

Для увеличения мощности:

- увеличить частоту вращения вала двигателя;
- увеличить давление наддува.

5. При высоких температурах воздуха у земли рекомендуется для быстрее набора заданной высоты и пробивания теплого слоя воздуха использовать номинальный режим работы двигателя ($n=2100$ об/мин, $P_k=900$ мм рт. ст.).

Для уменьшения температурного режима двигателя рекомендуется перед взлетом охладить двигатель на малом газе так, чтобы температура головок цилиндров не превышала +190°С, а температура входящего масла не превышала +60°С.

6. Если в режиме набора высоты температура головок цилиндров повышается до +245°С или температура цилиндров повышается до +85°С, следует перевести самолет в режим горизонтального полета, установив скорость по прибору 150—160 км/ч при 1 650—1 700 об/мин двигателя для охлаждения цилиндров и масла. Чтобы при этом быстрее понизить температуру масла, рекомендуется несколько снизить частоту вращения вала двигателя и повысить давление наддува.

После охлаждения цилиндров и масла продолжить набор до заданной высоты полета.

7. Применение подогрева воздуха, поступающего в карбюратор, в целях снижения температур двигателя на самолете Ан-2 неэффективно, так как при этом состав рабочей смеси практически не обогащается.

Горизонтальный полет

Горизонтальный полет выполняется в соответствии с указаниями, изложенными в разделе «Горизонтальный полет». Полет выполняется на крейсерских скоростях по прибору от 155 до 170 км/ч. Крейсерские режимы работы двигателя в горизонтальном полете следует определять при составлении плана полета.

Снижение

Снижение выполняется в соответствии с указаниями, изложенными в разделе «Снижение».

Посадка

1. Прямоугольный маршрут выполнять на высоте, предусмотренной инструкцией по производству полетов над данным аэродромом. При подходе к третьему развороту уменьшить скорость до 155—160 км/ч и произвести третий и четвертый развороты на этой скорости.

2. После выполнения четвертого разворота на высоте не менее 100 м уменьшить скорость до 140 км/ч и отклонить закрылки; величину отклонения закрылков контролировать по индикатору.

3. В момент отклонения закрылков у самолета появляется стремление к кабрированию. Это стремление следует парировать плавным отжатием штурвала.

4. На планировании скорость должна быть:

— при закрылках, отклоненных на 30°, 130—135 км/ч;

— при закрылках, отклоненных на 20°, 140—145 км/ч;

— с неотклоненными закрылками 150 км/ч.

Эту скорость следует сохранить вплоть до момента начала выравнивания самолета — на высоте 8—10 м. Усилие на штурвале снять отклонением триммера руля высоты.

5. Отклонять закрылки для посадки следует на 30°. При ветре свыше 10 м/с закрылки отклонять на 20°.

Предупреждения:

1. Если в процессе захода на посадку при выпуске закрылков отклонились только нижние (что определяется по отсутствию показаний индикатора) или только верхние закрылки, необходимо выполнить уход на второй круг. На безопасной высоте убрать закрылки и выполнить джосадку с убранными закрылками.

2. Если в процессе выпуска закрылков, или после их выпуска, появилось кренение самолета, дальнейший их выпуск прекратить. Крен необходимо парировать поворотом штурвала и отклонением педали против крена. Закрылки по возможности убрать. Выполнить уход на второй круг и затем заход на посадку с убранными закрылками. Угол крена при заходе на посадку с несимметричным отклонением закрылков не более 10°.

6. Темп выравнивания должен быть таким, чтобы самолет приобрел посадочный угол на высоте 0,25—0,40 м.

7. Наиболее мягкая посадка получается при приведении самолета между носовыми и хвостовыми частями реданов поплавков на скорости по прибору 95—100 км/ч.

8. В случае непроизвольного отрыва самолета от воды («барс») не отдавать штурвал от себя, задержав его в положении, соответствующем моменту отрыва. После «барса» шриводнить самолет на хвостовые части реданов поплавков более энергичным движением штурвала на себя.

9. Посадочные характеристики самолета с массой 5000 кг:

Угол отклонения закрылков, град.....	30...20
Посадочная скорость, км/ч	95...105
Длина пробега, м	200...240

Посадка на ветровую волну

1. Посадка самолета при высоте волны более 0,7 м запрещается.

2. При высоте волны свыше 0,3 м приводнение производить на хвостовые части реданов поплавков.

Следует учитывать, что при посадке на хвостовые части реданов поплавков темп взятия штурвала на себя должен быть несколько большим, чем при обычной посадке. В момент приводнения штурвал полностью взять на себя.

Посадка на зеркальную поверхность воды

1. Посадку на гладкую водную поверхность производить, ориентируясь по специально оборудованному на акватории зеркальному старту из разноцветных бுவ.

2. При посадке на зеркальную поверхность, после последнего разворота и выхода самолета на прямую, установить постоянную скорость снижения 0,3—0,5 м/с, а скорость полета с выпущенными закрылками — 130—135 км/ч по прибору, без выпущенных закрылков — 150 км/ч по прибору.

3. Высоту полета при подходе к поверхности воды определять по буям зеркального старта, а при отсутствии бுவ — по плавсредствам, водорослям или береговой черте.

При подходе к поверхности воды выдерживать скорость снижения 0,3—0,5 м/с; скорость полета, начиная с высоты 2—3 м, выдерживать примерно 120 км/ч по прибору.

4. Приводнение производить при скорости полета 90—95 км/ч по прибору.

После приводнения плавным движением взять полностью на себя штурвал, выдерживая направление: в первой половине пробега — рулем направления, во второй половине — рулем направления и водяными рулями.

5. На зеркальную поверхность реки или озера при отсутствии оборудованного зеркального старта посадку производить, ориентируясь по береговой черте, по плавсредствам, имеющимся на воде (катеры, баржи, лодки и т. п.), по камышам или какой-либо другой водной растительности. При этом необходимо учитывать возможное наличие препятствий у берега (камни, сваи, плавающие бревна, мели).

6. В случае отсутствия указанных ориентиров или невозможности воспользоваться ими, если необходимо произвести посадку на зеркальную поверхность воды, следует выбросить из самолета на воду разноцветные буи, которые должны быть на борту. Рекомендуется на этот случай иметь на борту 7 травяных веников и сбрасывать их на воду в намеченном направлении посадки.

Посадка с применением реверсивного режима работы винта

1. При посадке на акваторию ограниченных размеров разрешается пользоваться реверсивным режимом работы винта.

2. При включении реверсивного режима без дачи газа длина пробега самолета сокращается приблизительно на 30 %, а при кратковременной даче газа до полного — примерно на 35 %.

3. Реверсивный режим работы винта следует включать только после приводнения самолета, в любой части пробега.

Предупреждение.

Включение реверсивного режима работы винта или АЗС реверсивного режима до момента приводнения ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

4. После приводнения поставить АЗС реверсивного режима в положение «Включено». После включения АЗС реверсивного режима должен загореться расположенный около него красный светосигнализатор, сигнализирующий о том, что электроцепь управления реверсивным режимом находится под током и готова к действию.

5. Для включения реверсивного режима откинуть предохранительный колпачок кнопки ввода винта в реверсивный режим работы, нажать кнопку и отпустить ее. После этого лопасти воздушного винта через 2—3 с должны установиться на угол реверса.

Предупреждение.

Не допускать после включения реверсивного режима резкой дачи газа, особенно при попутном ветре.

6. После остановки самолета уменьшить частоту вращения вала двигателя до 1 200—1 300 об/мин (не более). Нажать кнопку вывода винта из реверсивного режима. При этом воздушный винт должен через 2—3 с выйти из реверсивного режима.

Посадка без применения закрылков

1. Посадка с неотклоненными закрылками выполняется при отказе в работе системы управления закрылками. При этом траектория планирования будет более пологой.

2. Скорость планирования с неотклоненными закрылками должна быть 145—150 км/ч. Сохранять давление наддува в пределах 350—400 мм рт. ст.

3. При снижении с неотклоненными закрылками передняя часть самолета поднята значительно выше, чем при снижении с отклоненными закрылками, вследствие чего ухудшается обзор с самолета вперед и вправо. В этом случае от пилота требуется повышенное внимание при выдерживании посадочной прямой и при пролете препятствий на полосе подхода.

4. Скорость планирования 145—150 км/ч по прибору сохранять до начала выравнивания, которое начинать с высоты 5—7 м, т. е. ниже, чем при планировании с отклоненными закрылками.

5. С началом выравнивания полностью убрать газ и непрерывным движением штурвала на себя подвести самолет к воде в положении, обеспечивающем приведение между носовыми и хвостовыми частями реданов поплавков.

6. Посадочная скорость с неотклоненными закрылками при массе 5000 кг составляет 110—115 км/ч, длина пробега 270 м.

Посадка с боковым ветром

Заход на посадку и посадка с боковым ветром самолета Ан-2В производятся так же, как самолета Ан-2 на колесном шасси, но с некоторым отличием в конце пробега. На скорости 50—40 км/ч эффективность элеронов и руля направления падает и самолет стремится развернуться по ветру. В этом случае выдерживать направление посадки необходимо с помощью опущенных водяных рулей.

Вынужденная посадка самолета Ан-2В с поплавковым шасси на сушу

Посадка самолета Ан-2В на сушу выполняется в случаях, исключающих возможность продолжения полета (отказ двигателя, пожар в воздухе и др.).

Пилотирование самолетом и управление аппаратурой в кабине при выполнении вынужденной посадки осуществляет лично командир самолета. Второй пилот после принятия решения командиром самолета на вынужденную посадку ведет непрерывное наблюдение в направлении планирования с правой стороны в целях предупреждения командира о препятствиях, помогает командиру в выборе площадки для посадки и в определении направления ветра, а также лично передает по радио место и время вынужденной посадки.

При вынужденной посадке с высоты менее 100 м командир самолета обязан:

— перевести самолет на планирование по прямой (если впереди имеются препятствия, отвернуть в сторону в целях предотвращения лобового удара);

— перед приземлением перекрыть бензопитание, выключить зажигание и при необходимости выпустить закрылки;

— приземление производить на скорости 75—80 км/ч с парашютированием.

При вынужденной посадке с высоты более 100 м командир самолета, кроме того, обязан определить направление ветра и наметить площадку для посадки.

При выборе площадки для вынужденной посадки на открытой равнинной местности предпочтение отдавать площадкам с высоким травяным покровом. При посадке на лес или кустарник место приземления следует выбирать на участке, имеющем наиболее густую растительность.

Подруливание самолета на поплавковом шасси к швартовой точке

1. Подруливать на самолете к швартовой точке следует на режиме малого газа.

2. Командир самолета должен учесть условия подхода в каждом отдельном случае (ветер, направление течения).

3. Как правило, к швартовой точке необходимо подруливать против ветра. Если скорость течения воды превышает скорость ветра, то к швартовой точке подруливать против течения.

4. При подходе к швартовой точке выключать двигатель заблаговременно с таким расчетом, чтобы самолет подошел к ней по инерции и бортмеханик с помощью багра пришвартовал самолет к этой точке.

5. Если подход к швартовой точке чем-либо затруднен, то разрешается пользоваться реверсивным режимом. Останавливать двигатель с лопастями винта, установленными на угол реверса, запрещается.

Подруливание самолета к плоту

1. Как правило, плот для самолета должен быть свободно ориентирующимся, т. е. должен быть закреплен якорем в одной носовой (передней) части.

2. В каждом отдельном случае командир самолета должен учесть условия подхода (ветер, направление течения).

3. Подруливать к плоту на режиме малого газа.

4. Подходить к плоту можно с любой его стороны. Во избежание столкновения с плотом движение самолета должно быть направлено так, чтобы он прошел в 2—3 м от плота.

5. Двигатель выключать с таким расчетом, чтобы самолет полностью погасил свою скорость на траверсе плота.

6. Бортмеханик и технический состав, находящийся на плоту, с помощью выброшенного веревочного конца (легости) подводят самолет к плоту и, направляя его, заводят в плот, остерегаясь удара поплавков о плот.

После ввода самолета в плот привязать его к швартовым точкам.

7. При вводе самолета в плот или при буксировке его на воде следует иметь в виду, что при ветре до 3 м/с гидросамолет легко подчиняется натяжению тросов или веревочных концов.

Ввод самолета в плот

1. В момент когда самолет подходит к плоту (после выключения двигателя), бортмеханик, стоя на левом поплавке, выбрасывает на плот легость, один конец которой привязан к носовой утке левого поплавка.

2. Технический состав, находящийся на плоту, подтягивает самолет к плоту за выброшенную легость, направляя его так, чтобы поплавки своими носовыми частями заходили в предназначенные для них в плоту вырезы.

3. После того как самолет будет введен в плот, его следует пришвартовать за носовые утки и за подкрыльные швартовые узлы.

4. Если самолет подходит к плоту по инерции боком так, что поплавки не попадают в вырезы для них в плоту, то следует поддержать его за нижнее крыло, которое подойдет к плоту раньше поплавков, и направить его так, чтобы поплавки могли войти в вырезы.

5. При волне и ветре заводят самолет в свободно ориентирующийся плот строго против ветра. Если же плот закреплен у берега или на

акватории, а направление ветра не совпадает с направлением расположения плота, то заводить самолет в плот запрещается. В этом случае самолет необходимо прикрепить к швартовой точке на акватории.

6. Заруливать самолет в плот не разрешается при любых условиях, так как это может привести к удару носовой частью поплавков о плот, ниже буферов поплавков. Такие удары приводят к деформации носовой или боковой части поплавков.

Расположение летных полос, их размеры и минимально допустимая глубина водоема для самолета Ан-2В

Летная полоса гидроаэродрома должна быть ориентирована в направлении наиболее свободных воздушных подходов и совпадать с преобладающим направлением ветров.

Длина летной полосы устанавливается из условия обеспечения безопасного взлета и прекращения его при отказе двигателя с учетом применения реверсивного режима винта. Для этого случая длина летной полосы ($L_{л*п}$) будет равна:

$$L_{л*п} = 1,1 L_{разб} + L_{проб} + 2 L_{ман} \quad (1)$$

где 1,1 — коэффициент, учитывающий возможное завышение скорости в конце разбега при взлете;

$L_{разб}$ — длина разбега;

$L_{проб}$ — длина пробега при прерванном взлете;

$L_{ман}$ — длина участков летной полосы, необходимых для маневрирования самолета перед стартом и по окончании пробега в случае прекращения взлета.

$$L_{ман} = R_{ц} + l_{кр} + l_c \quad (2)$$

где $R_{ц}$ — радиус циркуляции самолета на тяге собственных двигателей, равный для Ан-2В 50—60 м;

$l_{кр}$ — размах крыла Ан-2В, равный 18,17 м;

l_c — длина самолета Ан-2В, равная 13,2 м. Значение $L_{ман}$ для самолета Ан-2В составляет $604 - 18,17 + 13,2 = 91,37 \text{ м} \approx 92 \text{ м}$.

Формула (1) может быть записана в таком виде:

$$L_{л*п} = L_{пр.взл.} + 184, \quad (3)$$

где $L_{пр.взл.} = 1,1 L_{разб} + L_{проб}$ и определяется по номограмме (рис. 16) применительно к расчетным условиям.

Ширина летной полосы должна быть не менее трех размахов крыла самолета и равняться 55 м.

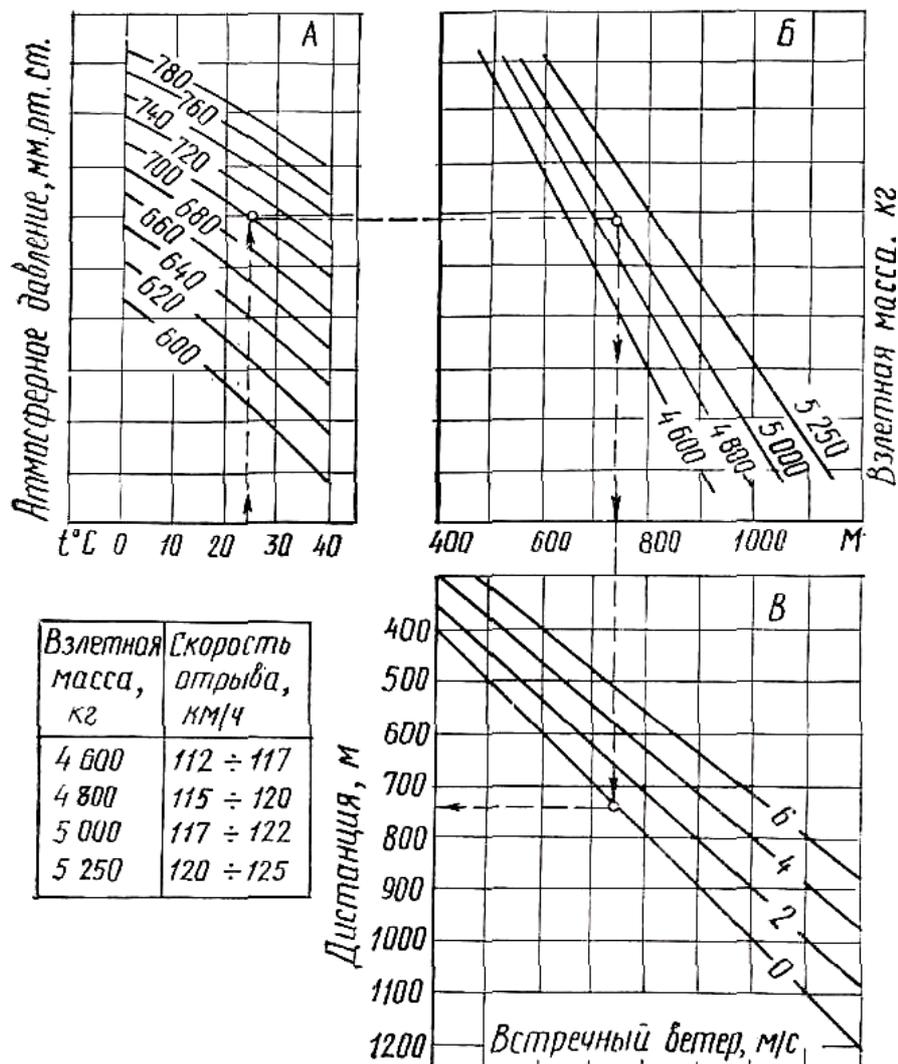


Рис. 16. Номограмма № 3 для определения дистанции прерванного взлета самолета Ан-2В ($\delta_3 = 0^\circ$)

Минимальная глубина водоема H_{\min} в пределах летной полосы устанавливается из условия обеспечения безопасности движения самолета во время разбега или пробега при волнении на акватории и определяется по формуле

$$H_{\min} = q + \Delta q + h_1 + h_2, \quad (4)$$

где q — осадка самолета (м) в режиме плавания при максимальной взлетной массе ($m_{\text{пол}}, T$); осадка дается в техническом описании или определяется по формуле

$$q = 0,43 \sqrt{m_{\text{пол}}} \quad (5)$$

h_1 — запас на волнение, равный половине допустимой волны;

h_2 — запас под килем самолета в зависимости от характера грунта дна; при слабых грунтах $h_2 = 0,15—0,3$ м; при плотных песках и глинах $h_2 = 0,3—0,4$ м; при неразмываемых плотных грунтах $h_2 = 0,5—0,6$ м;

Δq — увеличение осадки при движении самолета со скоростью до критической, равное 0,5 от q .

$$H_{\min} = 0,7 + 0,5 \cdot 0,7 + \frac{0,7}{2} + h_2 = 1,4 + h_2 \quad (6)$$

При различных состояниях дна H_{\min} будет равно:

а) $H_{\min} = 1,4 + 0,15 = 1,55$ м — при слабых грунтах;

б) $H_{\min} = 1,4 + 0,3 = 1,7$ м — при плотных песках и глинах;

в) $H_{\min} = 1,4 + 0,5 = 1,9$ м — при неразмываемых плотных грунтах.

При различных высотах волн глубина водоема может определяться по графику, приведенному на рис. 17.

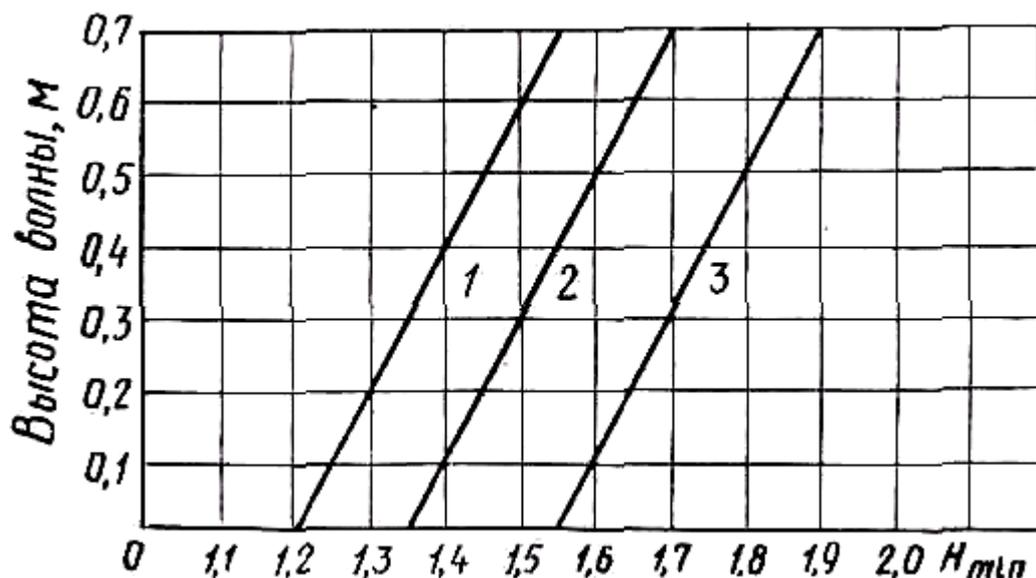


Рис. 17. График для определения минимальной глубины водоема (H_{\min}) при эксплуатации самолета Ан-2В:

1 — дно из слабых мягких грунтов; 2 — дно из плотных песков и глин; 3 — дно из неразмываемых плотных грунтов

Минимально допустимая глубина водоема для маневрирования самолета Ан-2В может быть уменьшена на 0,35 м против данных, получаемых по формуле (6) или по графику.

Все места акватории, глубины которых меньше минимально допустимых, являются дефектными (запретными), непригодными для взлета, посадки и маневрирования самолета Ан-2В и должны быть отмечены (указаны).

При значительных колебаниях уровня воды, что часто бывает в условиях речных гидроаэродромов и морских с приливами, для решения вопроса об использовании их при разных горизонтах воды необходимо иметь дефектные планы при нескольких горизонтах воды, начиная от самого низкого и до среднего, наиболее часто наблюдающегося в данном водоеме. Дефектные планы дают наглядное представление о возможности летной работы на данном участке водоема при различных уровнях воды.

На основании построенных дефектных планов гидроаэродрома устанавливаются объем и периодичность землечерпательных работ, а также вносятся коррективы в схему движения самолетов и плавучих средств на акватории при различных горизонтах воды.

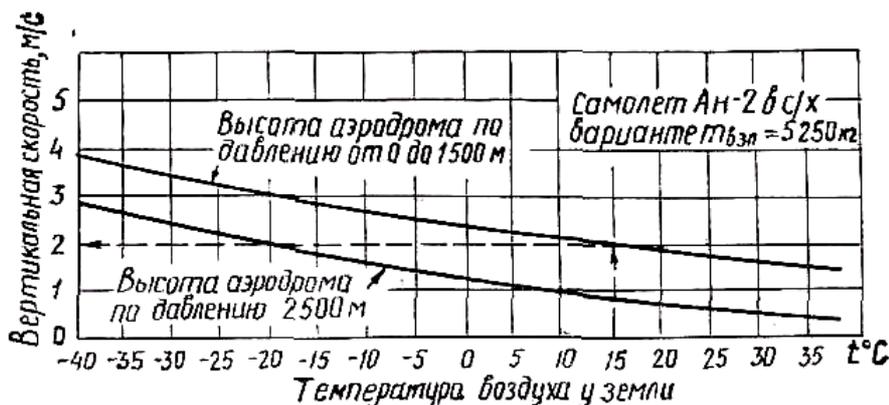
ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА В СЕЛЬСКОХОЗЯЙСТВЕННОМ ВАРИАНТЕ

Влияние сельскохозяйственной аппаратуры на летные характеристики самолета

1. Для выполнения авиационно-химических работ самолет оборудуется сельскохозяйственной аппаратурой.

Установка этой аппаратуры ухудшает летные характеристики самолета по сравнению с самолетом в пассажирском (грузовом) варианте:

- максимальная скороподъемность уменьшается на 1,0—1,2 м/с; фактическая величина в зависимости от условий определяется по графику (рис. 18);
- скорость горизонтального полета уменьшается на 25—30 км/ч; для поддержания установленной скорости требуется повышенный режим работы двигателя;
- длина разбега увеличивается на 15—20%; фактическая величина определяется в зависимости от условий по номограмме (см. рис. 8) с учетом указанного увеличения;
- взлетная дистанция увеличивается на 20—25 %.



Пример: Высота аэродрома $H = 1000 \text{ м}$
 Температура воздуха 15°C
 Вертикальная скорость самолета при этих условиях будет равна $V_y = 2 \text{ м/с}$

Рис. 18. График зависимости вертикальной скорости от температуры воздуха

2. При работе с опрыскивателем возможно налипание химиката в передней части и его каналах.

При значительном налипании создается дополнительное увеличение сопротивления, что приводит к уменьшению скорости на заданном режиме работы двигателя.

Для предупреждения этого необходимо систематически осматривать опрыскиватель и не допускать налипания в нем химикатов и грязи.

При обнаружении этого явления в полете необходимо заданную скорость сохранять увеличением режима работы двигателя, выполнение производственных полетов прекратить и произвести посадку на аэродроме.

3. Ухудшение аэродинамических характеристик самолета, оборудованного сельскохозяйственной аппаратурой, а также полеты на малой высоте и выполнение при этом большого количества эволюции и маневров требуют от летного состава повышенного внимания к пилотированию и четкого выполнения каждого элемента полета.

Кроме того, самолет, оборудованный сельскохозяйственной аппаратурой, более инертен, особенно с жидкими химикатами, по сравнению с самолетом в пассажирском (грузовом) варианте.

Поэтому для сохранения заданных режимов полета (скорости и крена) от пилота требуются своевременные и более энергичные действия.

4. Руление и выполнение полета в основном выполняется так же, как и на самолете в пассажирском (грузовом) варианте.

5. Полеты по выполнению авиационно-химических работ производить в строгом соответствии с НПП ГА и «Руководством по авиационно-химическим работам в гражданской авиации СССР».

Требования к аэродромам для авиационно-химических работ

1. Поверхность летных полос постоянных и временных аэродромов должна быть ровной, без бугров, кочек, ям, колеи, по возможности иметь задернение и не иметь каких-либо препятствий для полетов.

Высота травостоя на грунтовой взлетно-посадочной полосе не должна быть более 30 см.

2. Грунтовая взлетно-посадочная полоса (ГВП) постоянного аэродрома должна иметь минимальные размеры 500x60 м с концевыми полосами безопасности (КПБ) по 75 м и боковыми полосами безопасности (БПБ) по 20 м с каждой стороны.

Рабочая площадь летной полосы с искусственным покрытием на постоянном аэродроме должна иметь минимальные размеры 500x60 м, при этом искусственное покрытие ВПП должно быть не менее 400x20 м и располагаться параллельно грунтовой ВПП.

3. Высота препятствий на территории полос воздушных подходов постоянных аэродромов ограничивается условными плоскостями, проходящими от внешних границ КПБ с наклоном 1:30.

С боковых сторон летных полос препятствия ограничиваются условными плоскостями, проходящими от границ рабочей площади с наклоном 1:8 до высоты 50 м и далее — с наклоном 1:15.

4. Временный аэродром для выполнения авиационно-химических работ должен иметь минимальные размеры рабочей площади летной полосы 550x60 м с боковыми полосами безопасности по 20 м с каждой стороны.

Полосы воздушных подходов к временному аэродрому на протяжении 50 м от летной полосы не должны иметь препятствий, превышающих линию ограничения с наклоном 1:50 и далее — с наклоном 1:30.

5. На территории БПБ для постоянного аэродрома, а также для временного аэродрома никаких препятствий, представляющих опасность для полетов самолетов, не допускается.

6. КПБ и БПБ постоянных грунтовых аэродромов, КПБ аэродромов с искусственным покрытием, ВПП и БПБ временных аэродромов

разрешается использовать под посевы низкорослых (высотой не более 0,5 м) сельскохозяйственных культур (посевы клевера, других многолетних трав и т. п.), не требующих при их возделывании борозд.

Примечания:

1. Указанные размеры аэродромов приведены для стандартных атмосферных условий на уровне моря ($p = 760$ мм рт. ст., $t = +15^{\circ}\text{C}$).
2. Минимальные размеры ЛП (ВПП и КПБ) для конкретных расчетных условий определяются в соответствии с «Руководством по авиационно-химическим работам в гражданской авиации СССР».

Подготовка к полетам на аэродроме для выполнения авиационно-химических работ

1. Перед началом каждого летного дня командир самолета осматривает аэродром, проверяет правильность разбивки старта вторым пилотом, устанавливает порядок движения транспорта и людей на аэродроме.

2. Командир самолета рассчитывает по графикам и номограммам длину разбега и пробега самолета. В зависимости от расчетных данных и размеров аэродрома (рис. 19—23) он определяет взлетную массу самолета, дает указания о количестве загружаемых химикатов, намечает рубеж прекращения разбега, обозначив его красным флажком.

Порядок расчета максимально допустимой взлетной массы самолета следующий:

- а) по номограмме № 4 (см. рис. 21) определяется максимально допустимая полетная масса самолета, при которой обеспечивается скороподъемность не менее 1,2 м/с на номинальном режиме работы двигателя;
- б) по номограмме № 5 (см. рис. 22) определяются максимально допустимая взлетная масса и положение закрылков из условия обеспечения на взлете градиента набора высоты 3,33 % на взлетном режиме работы двигателя;
- в) за максимально допустимую взлетную массу самолета принимается наименьшая из масс, определенных по номограммам № 4 и 5.

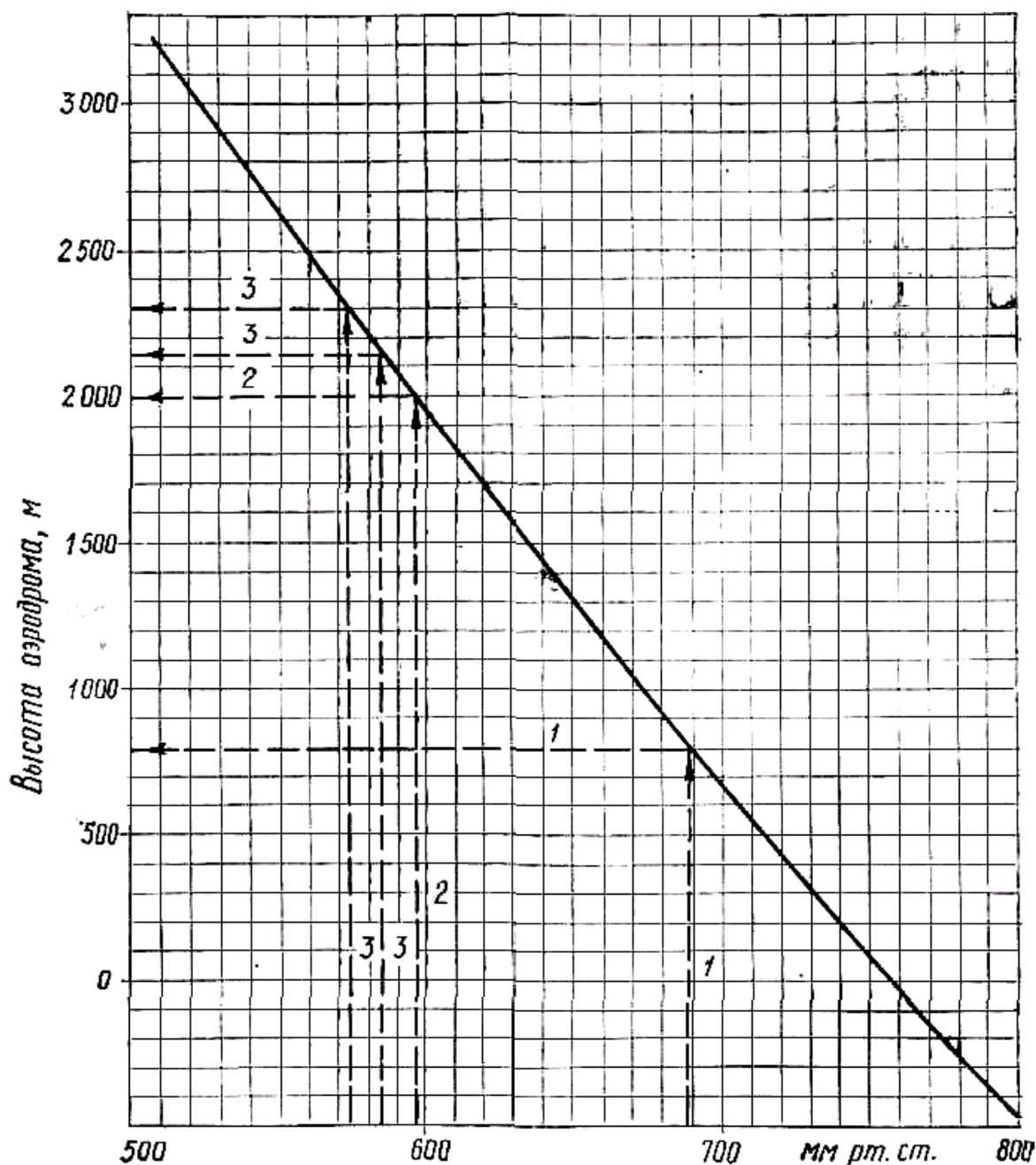


Рис. 19. Перевод барометрического давления в барометрическую высоту

Для полученной массы и соответствующего ей положения закрылков определяется длина разбега по номограмме № 1 (см. рис. 8) с учетом ее увеличения на 15—20 %.

Если полученная длина разбега больше располагаемой длины ВПП, то взлетную массу необходимо уменьшить и вновь определить длину разбега.

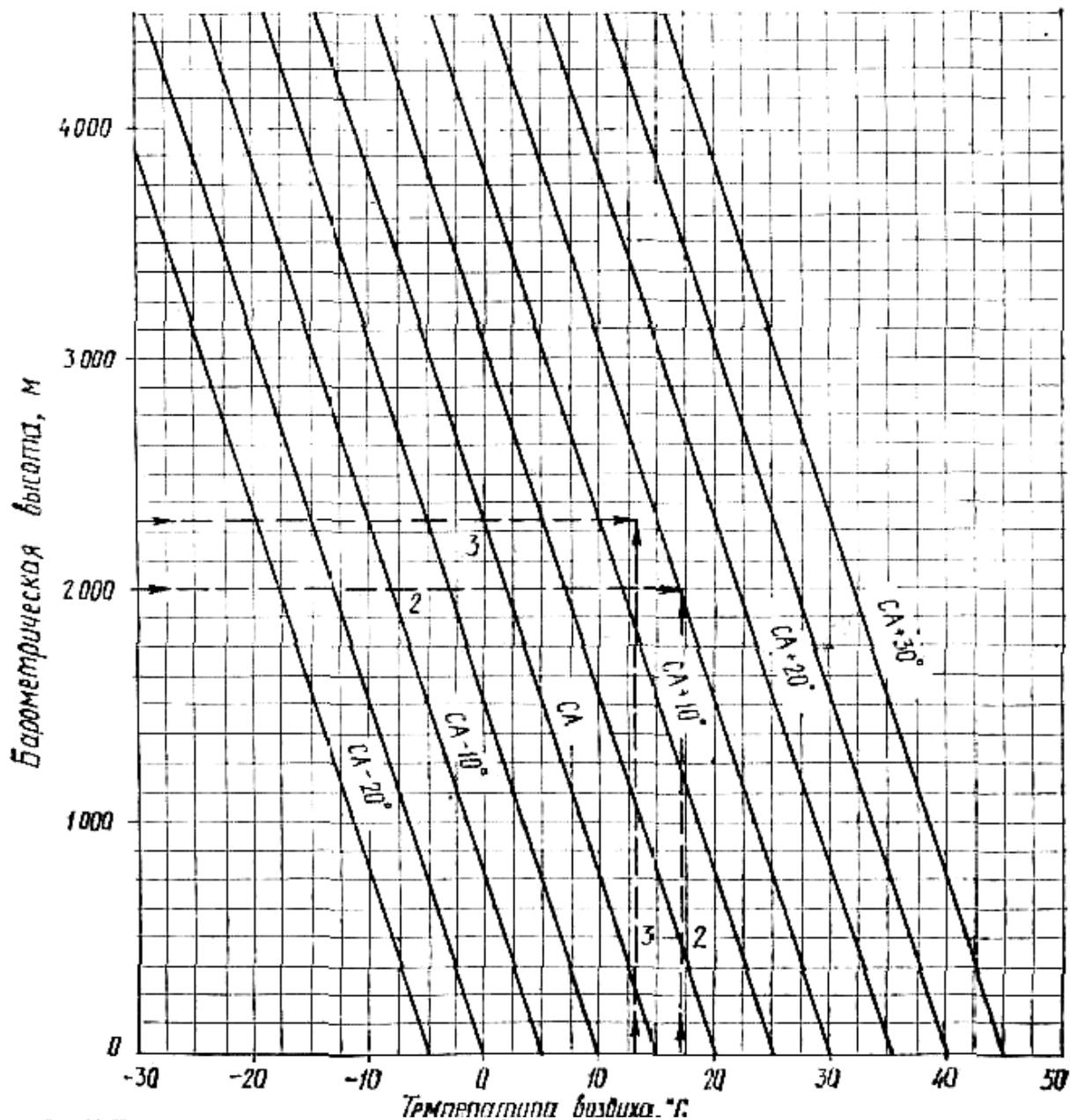


Рис. 20. Изменение температуры воздуха относительно СА в зависимости от высоты

Пример 1. Определить максимально допустимую взлетную массу самолета при следующих условиях:

Температура воздуха.....+23°C
 Атмосферное давление на аэродроме и обрабатываемом участке688 мм рт. ст.

Порядок расчета:

- 1) по графику (см. рис. 19) определяем барометрическую высоту аэродрома для давления 688 мм рт. ст. — получаем 800 м;
- 2) на номограмме № 4 (рис. 21) находим высоту 800 м и проводим от нее горизонтальную линию; поскольку эта линия не пересекается ни с одной из кривых температуры, продолжаем ее до пересечения с линией ограничения массы (5 250 кг).

H бар, м

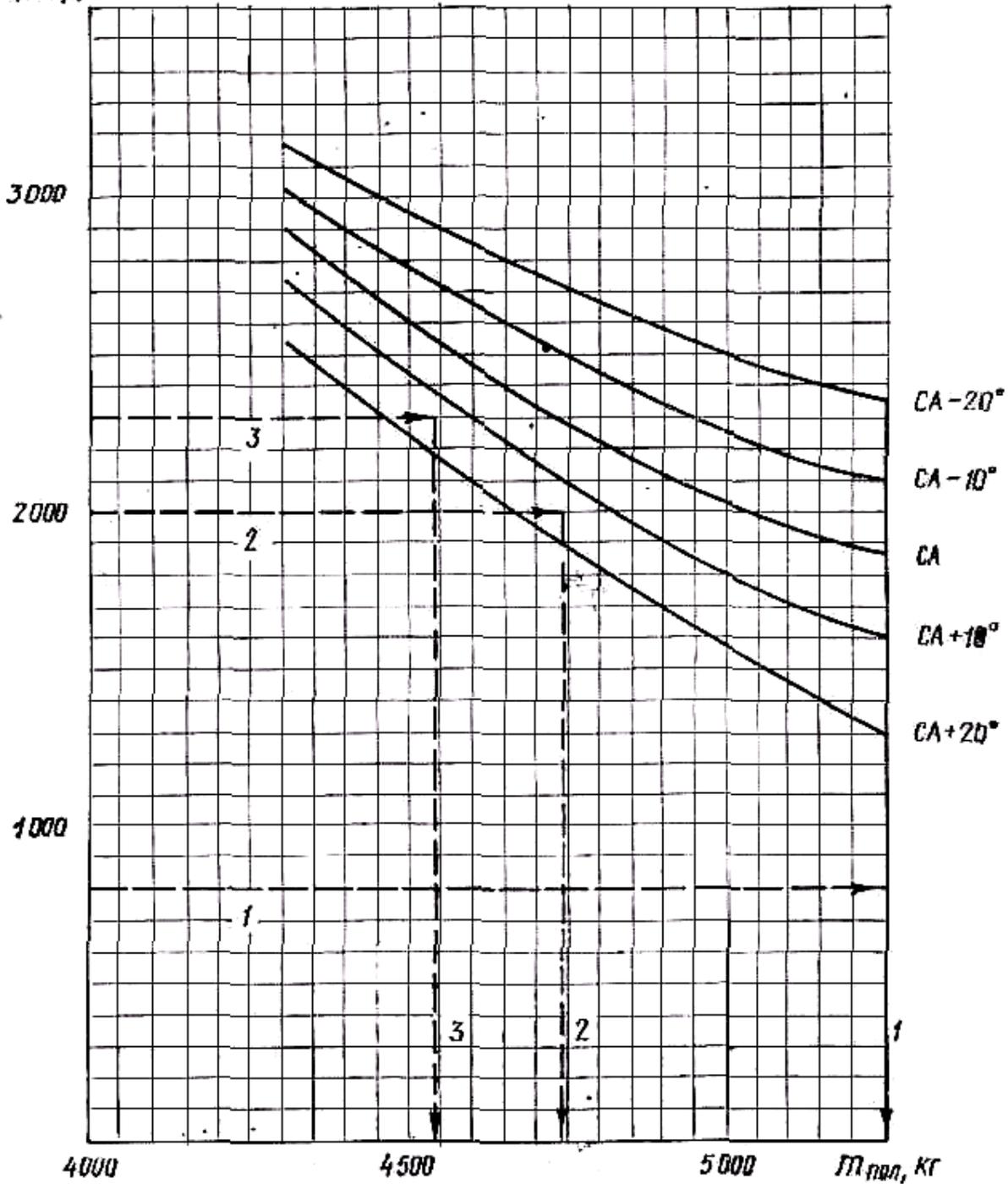


Рис. 21. Номограмма № 4. Зависимость максимально допустимой полетной массы самолета от высоты полета и температуры воздуха из условия обеспечения скороподъемности самолета не менее 1,2 м/с. Режим работы двигателей номинальный. Самолет оборудован сельхозаппаратурой

Таким образом, для данных условий максимально допустимая полетная масса ограничена максимально допустимой массой самолета для выполнения АХР;

3) поскольку в приведенном примере барометрическая высота аэродрома (800 м) ниже начальной высоты, указанной на номограмме № 5 (рис. 22), за окончательную взлетную массу самолета принимаем массу, полученную по номограмме № 4, — 5250 кг.

Для данной взлетной массы самолета (5250 кг) определяем потребную длину разбега самолета.

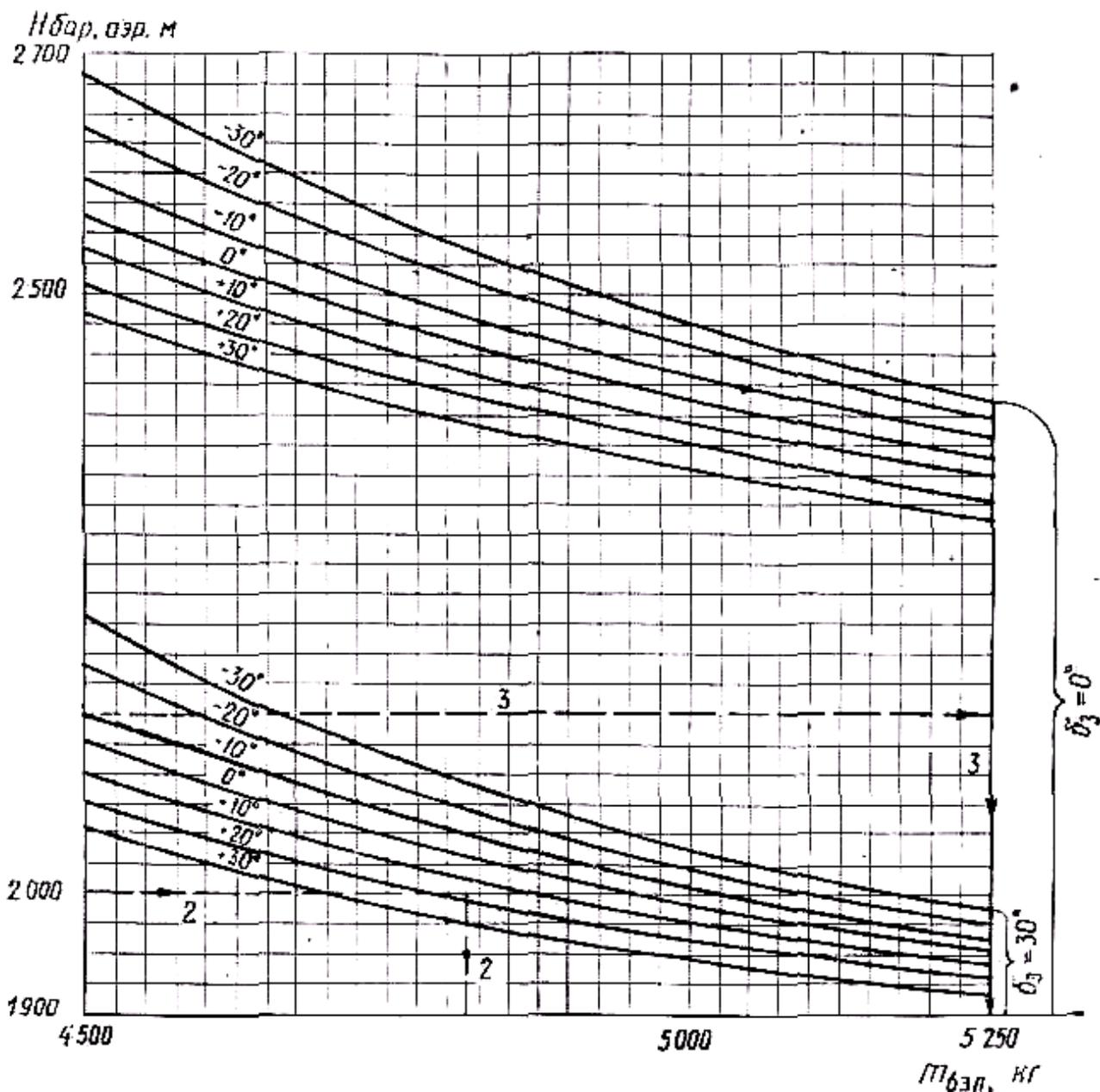


Рис. 22. Номограмма № 5. Зависимость максимально допустимой взлетной массы самолета от высоты расположения аэродрома и температуры воздуха из условия обеспечения на взлете градиента 3,33 %. Режим работы двигателей взлетный. Самолет оборудован сельхозаппаратурой

Пример 2. Определить максимально допустимую взлетную массу самолета при следующих условиях:

Температура воздуха +17°C
 Атмосферное давление на аэродроме и обрабатываемом участке 596 мм рт. ст.

Порядок расчета:

- 1) по графику (см. рис. 19) определяем барометрическую высоту аэродрома для давления 596 мм рт. ст. — получаем 2 000 м;
- 2) по графику (см. рис. 20) определяем температуру воздуха относительно СА для температуры +17°C и высоты 2000 м — получаем +15°C;
- 3) по номограмме № 4 (см. рис. 21) для высоты 2000 м и стандартной температуры +15°C находим максимально допустимую взлетную массу самолета — 4740 кг при взлете с $\delta_3 = 30^\circ$.
- 4) по номограмме № 5 (см. рис. 22) для высоты 2000 м и фактической температуры воздуха +17°C находим максимально допустимую взлетную массу самолета — 4815 кг при взлете с $\delta_3 = 30^\circ$;
- 5) за максимально допустимую взлетную массу принимаем наименьшую из масс, полученных по номограммам № 4 и 5, — 4 740 кг. Для данной взлетной массы самолета (4740 кг) определяем потребную длину разбега самолета с закрылками $\delta_3 = 30^\circ$.

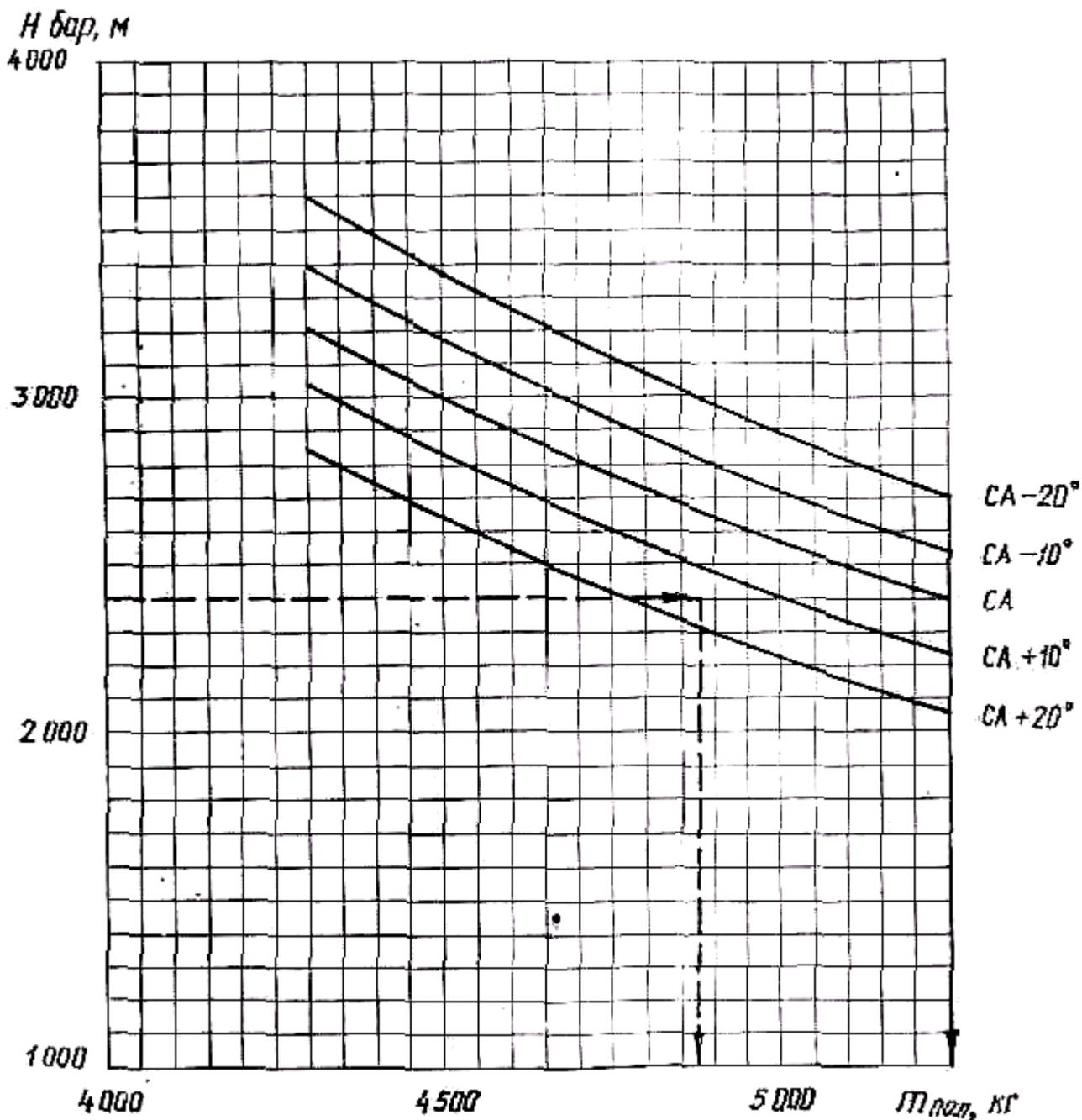


Рис. 23. Номограмма № 6. Зависимость максимально допустимой полетной массы самолета для выполнения авиационных работ от высоты расположения обрабатываемого участка и температуры воздуха из условия обеспечения скороподъемности самолета не менее 1,2 м/с. Режим работы двигателя номинальный. Самолет оборудован дозатором от стандартного тоннельного опрыскивателя

Пример 3. Определить максимально допустимую взлетную массу самолета при следующих условиях:

Температура воздуха.....+15°C
 на обрабатываемом участке.....+13°C
 Атмосферное давление:
 на аэродроме.....585 мм рт. ст.
 на обрабатываемом участке.....574 мм рт. ст.

Порядок расчета:

1) по графику (см. рис. 19) определяем барометрическую высоту на аэродроме — получаем 2 150 м, на обрабатываемом участке — получаем 2300 м;

2) по графику (см. рис. 20) определяем температуру относительно СА для +13°C и высоты 2300 м — получаем СА +13°;

3) По номограмме № 4 (см. рис. 21) для высоты 2300 м и СА +13° находим максимально допустимую полетную массу самолета — 4 540 кг;

4) на номограмме № 5 (см. рис. 22) находим барометрическую высоту аэродрома — 2 150 м и от нее проводим горизонтальную линию.

Поскольку эта линия не пересекается с необходимой кривой температуры (+15°C), продолжаем ее до пересечения с линией ограничения массы — получаем 5250 кг при взлете с закрылками $\delta_3 = 0^\circ$;

5) за максимально допустимую взлетную массу самолета принимаем наименьшую из масс, полученных по номограммам № 4 и 5, — 4540 кг. Эту массу необходимо увеличить на массу топлива, потребного для достижения высоты обрабатываемого участка ($\Delta m_{\text{топл}}$).

Далее определяем требуемую длину разбега самолета со взлетной массой $4\,540\text{ кг} + \Delta m_{\text{топл}}$ для условий на аэродроме.

3. Если в течение летного дня происходит повышение температуры воздуха на $+5^\circ\text{C}$ и более или падение давления на 4 мм рт. ст. и более, произвести новый расчет.

4. Прием самолета от авиатехника:

— командир самолета принимает доклад от авиатехника о готовности самолета к полетам;

— экипаж производит предполетный осмотр самолета и его оборудования в последовательности, изложенной в гл. 3, кроме того, осматривает сельскохозяйственную аппаратуру;

— осмотрев самолет и оформив документацию по приему самолета от авиатехника, экипаж занимает свои места в кабине.

5. Запуск и опробование двигателя:

— командир самолета производит запуск и опробование двигателя в последовательности, изложенной в гл. 3;

— второй пилот осматривает переднюю правую полусферу, докладывает командиру самолета об отсутствии препятствий, устанавливает связь, передает фактическую погоду, получает прогноз погоды, диспетчерское разрешение и в дальнейшем выполняет указания командира самолета.

6. Руление к загрузочной площадке:

— перед выруливанием производятся действия в соответствии с картой контрольных проверок;

— руление к загрузочной площадке выполняет командир самолета по сигналам авиатехника;

— второй пилот в процессе руления держит ноги и руки на педалях и штурвале, не стесняя при этом действия командира самолета, ведет осмотр передней правой полусферы, докладывает командиру об обнаруженных препятствиях, наблюдает за показаниями приборов, поддерживает температурный режим работы двигателя в установленных пределах и выполняет указания командира самолета;

— зарулив на загрузочную площадку, командир самолета выключает двигатель.

Загрузка химикатами.

1. Бак сельскохозяйственного самолета загружают жидкими химикатами через заправочный штуцер, размещенный на левом борту фюзеляжа. Количество заправляемого жидкого химиката проверяет второй пилот по тарировочной линейке, установленной внутри бака, через смотровое стекло.

На самолетах, оборудованных указателем уровня жидких химикатов, контроль за количеством жидкого химиката осуществляется по индикатору уровня, установленному на правой приборной доске.

При полной заправке бака срабатывает звуковой сигнализатор ЗС-2.

Включение указателя уровня жидких химикатов осуществляется автоматом защиты сети АЗС-5 «Розетка переносн. Л» на центральном щитке приборной доски.

2. Сыпучие химикаты и минеральные удобрения загружают по массе через загрузочные патрубки, размещенные сверху фюзеляжа.

3. Выносной бачок для высокотоксичных химикатов заправляется отдельно от основного бака через горловину бачка. При заправке этого бачка необходимо соблюдать меры предосторожности в соответствии с правилами по технике безопасности.

4. Во время загрузки жидкими химикатами авиатехник следит за сигналами командира самолета и дает команду на своевременное выключение мотопомпы.

Во время загрузки сыпучими химикатами авиатехник руководит подъездом и отъездом загрузчика сыпучих химикатов, своевременно устанавливает колодку под колеса загрузчика.

Руление на старт

1. Получив от авиатехника сигнал об окончании загрузки и разрешение на запуск двигателя, командир самолета запускает двигатель.

2. Если самолет оборудован опрыскивателем, поставить ручку управления сельхозаппаратурой при механическом управлении в положение «2» на секторе, а при пневмоуправлении ручку пневмокрана — на «мешалку» и проверить работу насоса (наблюдая через смотровое стекло — окуляр бака за циркуляцией жидкого химиката).

3. Если самолет оборудован опрыскивателем с раздельной подачей ядохимиката, необходимо установить ручку крана низкого давления в положение «Наддув», проверить по манометру давление в бачке.

4. По карте контрольной проверки убедиться в готовности к выруливанию и поднятием руки запросить разрешение на руление к старту. Руление на старт осуществляет командир самолета.

5. Второй пилот мягко держится за управление, докладывает командиру самолета о готовности к рулению, ведет осмотр передней правой полусферы, наблюдает за показаниями приборов, поддерживает температурный режим двигателя в установленных пределах и выполняет указания командира самолета.

Выполнение полета

1. По карте контрольной проверки на исполнительном старте убедиться в готовности к взлету.

2. Взлет и набор заданной высоты выполняет командир самолета.

3. Второй пилот мягко держится за управление и должен быть готов в любой момент принять на себя пилотирование, ведет осмотр передней правой полусферы, поддерживает установленный командиром самолета режим работы двигателя и его температурный режим, следит за выдерживанием заданных скорости и высоты полета и докладывает командиру самолета об их изменении.

4. После набора заданной высоты полет до рабочего участка выполняет командир или второй пилот; на этом этапе командир самолета или по его указанию второй пилот докладывает по радио о начале работы.

5. При заходе на обрабатываемый участок, при полете над ним, при заходе на очередной гон, при наборе высоты по окончании обработки пилотирует командир самолета.

6. Второй пилот на этих этапах полета мягко держится за управление и должен быть готов в любой момент взять на себя пилотирование самолетом, ведет осмотр передней правой полусферы, поддерживает установленный командиром самолета режим работы двигателя и его температурный режим, докладывает командиру о правильности захода на линию сигналов, о скорости и высоте полета, по команде командира самолета включает и выключает сельхозаппаратуру и докладывает о ее работе.

7. Первый заход самолета на обрабатываемый участок следует выполнять с таким расчетом, чтобы угол разворота был не более 90° .

Развороты при выполнении АХР выполняются в горизонтальной плоскости на высоте не ниже 50 м над препятствиями в равнинной местности и не ниже 100 м над пересеченной местностью и лесными массивами на скорости полета не менее 155 км/ч .

8. Снижение самолета на обрабатываемый участок выполнять по прямой в направлении створа, образованного сигнальщиками, для чего ГПК установить на 0° . Скорость полета по прибору должна быть 160 км/ч с вертикальной скоростью снижения не более 3 м/с . Довороты для исправления захода по створу сигналов разрешается выполнять до 10° с углом крена не более 15° и высоты не ниже 20 м .

9. Скорость полета над обрабатываемым участком должна быть:

— при опрыскивании — не менее 160 км/ч с убранными закрылками;

— при опрыскивании — 150 км/ч с закрылками, отклоненными на угол 5° .

Указанным скоростям полета соответствует режим работы двигателя $P_k = 700\text{—}780\text{ мм рт. ст.}$, $n = 1800\text{—}1920\text{ об/мин}$ (в зависимости от температуры воздуха).

При полете с распылителем РТШ-1 рекомендуется использовать режим работы двигателя $P_k = 700\text{—}830\text{ мм рт. ст.}$, $n = 1800\text{—}2030$

об/мин.

Примечание.

Весь производственный цикл при опрыскивании — полет над участком, набор высоты, разворот и снижение — выполняется с закрылками, постоянно отклоненными на угол 5° .

Закрылки устанавливаются на угол 5° после взлета самолета на высоте не ниже 50 м.

10. Заданная высота полета над обрабатываемым участком выдерживается визуально с контролем по радиовысотомеру. Довороты на гоне с креном запрещаются.

11. После пролета выходного сигнальщика увеличить мощность двигателя до значения давления наддува 780—860 мм рт. ст., $n = 1920—2050$ об/мин.

Одновременно с увеличением мощности двигателя плавным взятием штурвала на себя перевести самолет в набор высоты с вертикальной скоростью не более 2,5—3 м/с. Скорость по прибору при наборе высоты должна быть не менее 140 км/ч.

Набор высоты выполнять по прямой:

- над равнинной местностью — до высоты не менее 50 м над препятствиями;
- над пересеченной местностью — до высоты не менее 100 м над препятствиями.

12. Набрав указанную высоту, отклонением штурвала от себя увеличить скорость полета до 155—160 км/ч, после чего выполнить стандартный разворот (при челночном способе обработки) или разворот на 180° (при загонном способе обработки).

Стандартные развороты выполняются на установленной скорости полета (155—160 км/ч) в следующем порядке:

- прямой левый — произвести координированный отворот вправо на угол 80° в штиль, при встречном и попутном ветре, затем перевести самолет в левый разворот и выполнять его до значения 180° по ГПК;
- прямой правый — произвести координированный отворот влево на угол 80° в штиль, при встречном и попутном ветре, затем перевести самолет в правый разворот и выполнять его до значения 180° по ГПК.

Обратные стандартные развороты могут применяться при следующих условиях:

- на всех видах АХР, выполняемых в пересеченной местности, с разворотами на высоте 100 м;
- набор высоты с попутным ветром или в штиль;
- вертикальная скорость набора высоты не более 1,3 — 1,5 м/с.

Обратный левый — выполнить координированный левый разворот на 260° , затем перевести самолет в правый разворот и выполнять его до значения 180° по ГПК (курса гона). На курсе гона произвести снижение до высоты гона с вертикальной скоростью 2,5 — 2,6 м/с, но не более 3 м/с.

Обратный правый — выполнить координированный правый разворот на 260° , затем перевести самолет в левый разворот и выполнять его до значения 180° по ГПК (курса гона). На курсе гона произвести снижение до высоты гона с вертикальной скоростью 2,5 — 2,6 м/с, но не более 3 м/с.

Предельно допустимый угол крена на развороте должен быть не более 30° , а при выполнении разворотов над лесом и оврагами, а также при слабой болтанке — не более 20° .

При повторном заходе методом стандартного разворота выполнять его в последовательности, изложенной выше, принимая за исходные показания ГПК 180° .

Стандартные развороты выполняются визуально с контролем по приборам заданных скорости, высоты, крена. Особое внимание обращать на точность координации.

Уменьшение скорости и увеличение угла крена относительно установленных для выполнения разворота категорически запрещается, так как это приближает выход самолета на критические режимы полета за счет уменьшения запасов по скорости и перегрузке.

При выполнении стандартных разворотов запрещается отвлекать внимание от пилотирования для наблюдения за обрабатываемым участком и сигнальщиками.

13. Разворот на 180° при загонном способе обработки производится в такой последовательности:

- после набора заданной высоты установить скорость 155-160 км/ч, выполнить разворот влево (вправо) на 180° в штиль, при встречном и попутном ветре, а при боковом ветре - на угол, рассчитанный по графику (рис. 25), с углом крена не более 30° .

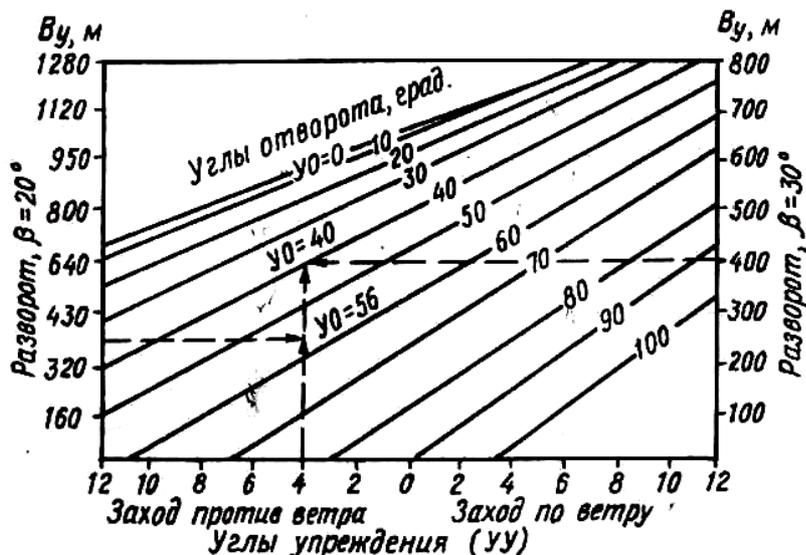


Рис. 25. График определения угла отворота при загонном способе обработки участка

Рекомендуется выполнять полеты с левым разворотом. Кроме этого, требование по пилотированию, указанное для стандартного разворота, относится и к полетам по обработке загонным способом.

14. Снижение на обрабатываемый участок выполняется прямолинейно, по створу сигналов, на скорости по прибору 160 км/ч. Заданную высоту обработки устанавливать на расстоянии не менее 50 м до обрабатываемого участка.

Повороты для исправления захода по створу сигналов разрешается выполнять до 10° с углом крена не более 15° и до высоты не менее 20 м.

15. При боковом ветре к линии полета над обрабатываемым участком необходимо при снижении до высоты не менее 20 м взять упреждение, равное углу сноса.

16. Полет самолета от аэродрома к обрабатываемому участку и обратно выполняется по кратчайшему безопасному маршруту с превышением над препятствиями в равнинной местности не менее 50 м, а над пересеченной местностью (холмы, балки, овраги, реки, лесные и водные пространства) - не менее 100 м.

17. При полете от обрабатываемого участка к аэродрому пилотирует самолет командир или по его указанию второй пилот; заход, расчет на посадку, посадку, торможение и за руливание на загрузочную площадку выполняет командир самолета.

Второй пилот на этих этапах полета мягко держится за управление и должен быть готов в любой момент принять на себя пилотирование, ведет осмотр передней правой полусферы, поддерживает температурный режим двигателя, докладывает командиру самолета о скорости, высоте полета и выполняет его указания.

18. Заход на посадку необходимо выполнять таким образом, чтобы четвертый (последний) разворот перед посадкой производить под углом не более 90°, на высоте не ниже 50 м над препятствиями.

19. При расчете на посадку и при выполнении самой посадки учитывать отсутствие химикатов в баке, что создает более переднюю центровку самолета.

Для устранения пикирующего момента нужно триммером полностью снять нагрузку со штурвала и более энергично переводить самолет в трехточечное положение. Торможение начинать во второй половине пробега.

Предупреждения:

1. Запрещается производить полеты при умеренной и сильной болтанке и скорости ветра, превышающей установленную по технологии для данного вида работ.

2. При полетах с полос, имеющих искусственное покрытие, когда остальная часть летного поля из-за размокшего грунта непригодна для полетов, боковая составляющая скорости ветра должна быть не более 4 м/с.

3. При визуальном обнаружении экипажем скопления птиц в районе обрабатываемого участка или над ним необходимо включить посадочные фары и, если по истечении 5 мин полета с включенными фарами (максимально допустимое время непрерывного горения фар) орнитологическая обстановка продолжает оставаться сложной, прекратить выполнение задания.

Управление сельхозаппаратурой

1. Управление оппылителем производится в такой последовательности:

— при пролете входного сигнальщика по команде командира самолета второй пилот включает сельхозаппаратуру, для чего ручку пневмокрana переводит из положения «Выключено» в положение «Включено»;

— включение оппылителя контролируется по положению пневмокрana или переключателя и выходу химикатов из распылителя;

— выход химикатов из распылителя контролируется через зеркало, установленное на фонаре кабины экипажа со стороны командира самолета;

— при пролете выходного сигнальщика второй пилот по команде командира самолета переводит ручку пневмокрana из положения «Включено» в положение «Выключено».

Выключение оппылителя контролируется по положению пневмокрana или переключателя и по прекращению выхода химикатов из распылителя;

— прекращение выхода химикатов из распылителя контролируется через зеркало командиром самолета;

— в случае задержки выхода химикатов командир самолета обязан прекратить выполнение задания, возвратиться на аэродром для устранения неисправности сельхозаппаратуры.

Запрещается выполнять какие-либо эволюции самолета в целях устранения задержек в выходе химикатов.

2. Управление опрыскивателем производится в такой последовательности:

— при работе с опрыскивателем без раздельной подачи ядохимикатов (без применения бачков для высокотоксичных химикатов) в случае необходимости перемешивания в баке жидких химикатов (например, для перемешивания суспензий) включать в работу гидромешалку;

— гидромешалку включать после взлета, набора высоты и перехода в горизонтальный полет, установив ручку пневмокрana в положение «Мешалка».

Предупреждения:

1. При работе опрыскивателя с раздельной подачей ядохимикатов и воды гидромешалку включать ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

При работающей гидромешалке для включения в работу опрыскивателя ручку пневмокрana из положения «Мешалка» перевести в положение «Выключено» и только после этого перевести в положение «Включено».

2. Включать опрыскиватель в работу из положения «Мешалка» в положение «Включено», минуя положение «Выключено», ЗАПРЕЩАЕТСЯ, так как при этом возрастают усилия в механизмах открытия клапана.

3. Для выключения сельхозаппаратуры ручку пневмокрana перевести в положение «Выключено», а затем для следующего захода установить ее в положение «Мешалка».

4. Включение сельхозаппаратуры при следующем заходе производится в указанной последовательности.

5. Если опрыскиватель с раздельной подачей воды и химиката, а также если не требуется применение гидромешалки, включать и выключать опрыскиватель так же, как и оппылитель.

6. Контроль за включением и выключением аппаратуры, а также за выходом жидких химикатов такой же, как и при работе с оппылителем.

На самолетах, оборудованных указателем уровня жидких химикатов, дополнительный контроль за выходом жидких химикатов осуществляется по индикатору уровня, установленному на правой приборной доске.

Методика обработки участка на АХР

Челночный способ

Челночный способ обработки участка применяется редко, в основном при доработке участка и при очень малой ширине загона.

Учитывая сложность захода на очередной гон, для точного выхода в створ сигнальной линии маневр осуществляется с учетом бокового ветра. Как правило, развороты выполняются против ветра. При наличии бокового ветра, слева при левом прямом или обратном стандартном развороте, угол отворота 80° (разворота 260°) уменьшать на 10°, на каждые 3 м/с боковой составляющей скорости ветра.

При боковом ветре, не соответствующем стороне разворота после отворота на угол 80° (разворота на 260°), выполнить полет по прямой в течение 3 с на каждые 3 м/с боковой составляющей скорости ветра. При повторном заходе методом прямых или обратных стандартных разворотов выполнять их в последовательности, изложенной выше, принимая за исходные показания ГПК — 180°.

Загонный способ

Загонный способ обработки участка применяется в случае, когда ширина загона равна или больше двух радиусов разворота самолета.

При боковом ветре для обработки участка загонным способом л вывода самолета точно в створ сигнальной линии необходимо предварительно развернуться на некоторый угол ($УО$) в сторону, противоположную заходу. Для определения угла отворота ($УО$) в зависимости от скорости бокового ветра и ширины загона (B_y) пользуются графиком (см. рис. 25). Правая вертикальная шкала графика — шкала величин для разворотов с углом крена 30° . Левая вертикальная шкала графика — шкала величин для разворотов с углом крена 20° . Горизонтальная шкала графика — шкала средних углов упреждения на гоне. Кривые линии — линии равных углов отворота. Точка пересечения горизонтальной линии (B_y) с вертикальной линией ($УУ$) дает на графике искомый угол отворота. Угол упреждения — это угол сноса на гоне. Он рассчитывается на земле по известному ветру или определяется в полете при подборе курса в створе сигнальщиков.

При отсутствии бокового ветра ($УО = 0^\circ$) заход выполняется одним разворотом на 180° , только с учетом угла сноса.

Пользование графиком поясняется на примере. Ширина обрабатываемого участка равна 800 м, значит ширина загона (B_y) будет равна 400 м, на гоне определен угол сноса — 4° ($УС = УУ$).

Определяем по графику:

для захода по ветру (отворот против ветра) $УО = 65^\circ$ с $\beta = 30^\circ$;

для захода против ветра $УО = 40^\circ$ с $\beta = 30^\circ$.

Соответственно с углом крена 20° будет:

$УО = 80^\circ$ — по ветру,

$УО = 56^\circ$ — против ветра.

При заходе на каждый последующий гон командир самолета разворачивает самолет по ветру или против ветра на рассчитанный по графику $УО$. Начало разворота на обратный курс прошедшего гона определяется по курсу, который равен курсу следования на гоне $\pm УО$ (знак «+» разворот вправо, знак «-» разворот влево).

За $5-10^\circ$ (поправка на инерцию самолета) до расчетного курса начала разворота командир самолета переводит самолет с правого в левый разворот, или наоборот, с тем же углом крена до обратного курса $\pm УУ$ (знак «+» при левом развороте против ветра и при правом развороте по ветру, знак «-» при правом развороте против ветра и при левом развороте по ветру).

Особенности эксплуатации самолета Ан-2, оборудованного дозатором от стандартного туннельного опыливателя для обработки высокогорных пастбищ

1. При выполнении авиахимработ на участках, расположенных выше барометрической высоты 2 000 м (давление ниже 596 мм рт. ст.), необходимо максимально допустимую полетную массу определять по номограмме № 6 (см. рис. 23). С такой полетной массой обеспечивается скороподъемность на номинальном режиме работы двигателя не менее 1,2 м/с.

2. Если высоты аэродрома и обрабатываемого участка примерно одинаковы (± 50 м), то определенная по номограмме полетная масса является одновременно и максимально допустимой взлетной массой самолета.

Если высота аэродрома ниже высоты обрабатываемого участка, то максимальная взлетная масса самолета может быть увеличена на количество топлива, необходимого для достижения высоты обрабатываемого участка.

3. Для получения максимально допустимой взлетной массы по номограмме № 1 определяем длину разбега при взлете с закрылками $\delta_3 = 0^\circ$, режим работы, двигателя — взлетный.

Пример. Определить максимально допустимую взлетную массу самолета при следующих условиях:

Температура воздуха +15°C

Атмосферное давление на аэродроме и обрабатываемом участке 566 мм рт. ст.

Порядок расчета:

1) по графику (см. рис. 19) определяем барометрическую высоту для давления 566 мм рт. ст. — получаем 2 400 м;

2) по графику (см. рис. 20) определяем температуру воздуха относительно СА для $\pm 15^\circ\text{C}$ и высоты 2400 м — получаем СА +16°;

3) по номограмме № 6 определяем максимально допустимую полетную массу — 4 870 кг (она же — максимально допустимая взлетная масса).

Для данной взлетной массы 4 870 кг определяем необходимую длину разбега самолета с закрылками $\delta_3 = 0^\circ$.

Особенности летной эксплуатации самолета Ан-2В в сельскохозяйственном варианте

По технике пилотирования, включая все элементы полета, самолет Ан-2В, оборудованный сельскохозяйственной аппаратурой не имеет существенных отличий от пассажирского (грузового) самолета, но имеет некоторые особенности:

1. Установка сельскохозяйственной аппаратуры (опрыскиватель, опыливатель) на самолет Ан-2В приводит к значительному ухудшению его летных данных.

2. Взлет выполнять строго против ветра с применением закрылков, отклоненных на угол 20° , при использовании взлетной мощности двигателя.

3. Полеты на авиахимработах проводить при температуре воздуха не выше $+18^\circ\text{C}$ при скорости ветра до 4 м/с.

4. Перед взлетом командиру самолета оценить условия старта:

длину акватории, препятствия на полосе подходов, температуру воздуха и атмосферное давление.

5. В связи со значительным ухудшением летных качеств, вызываемых установкой сельскохозяйственной аппаратуры, взлетная масса самолета, оборудованного опрыскивателем или опыливателем, не должна превышать 5 000 кг.

6. Максимальная скороподъемность самолета уменьшается и составляет 2 м/с.

7. Крейсерскую скорость горизонтального полета над обрабатываемым участком следует выдерживать 160 км/ч, что соответствует режиму работы двигателя $P_k = 750$ мм рт. ст. и $n = 1850$ об/мин.

Для набора высоты и горизонтального полета с рекомендованной скоростью требуются повышенные режимы работы двигателя.

8. Набор высоты после выхода из гона обрабатываемого участка выполнять на скорости 140 км/ч, при скорости полета 110 км/ч самолет имеет тенденцию к сваливанию на правое крыло.

9. При выполнении стандартных разворотов не допускать снижения самолета; угол крена при отсутствии болтанки не должен превышать 20° (в болтанку не более 15°) при скорости по прибору 160 км/ч.

10. Высота полета над обрабатываемым участком устанавливается командиром самолета по РВ-2 или РВ-УМ, а затем выдерживается визуально. Высота полета над верхушками деревьев леса не менее 10 м.

11. Стандартные развороты для очередного захода на обрабатываемый участок производить на высоте 100 м, подход и уход с рабочей полосы к месту базирования производятся на высоте не менее 100 м.

12. Посадку самолета на акваторию выполнять с закрылками, отклоненными на 30° , со скоростью 130 км/ч.

13. Работа серийного опрыскивателя или опыливателя самолета Ан-2В не отличается от работы серийных аппаратов, установленных на самолете Ан-2.

ГЛАВА 8

ОСОБЕННОСТИ ПОЛЕТОВ ПРИ ВЫСОКИХ И НИЗКИХ ТЕМПЕРАТУРАХ ВОЗДУХА

Полеты при температурах воздуха +20 °С и выше

Эксплуатация самолетов при высоких температурах воздуха требует от экипажа особого внимания в связи с возможным повышением температур головок цилиндров и входящего в двигатель масла выше допустимых пределов.

При полетах в условиях высоких температур воздуха руководствоваться следующим:

1. Требовать содержания в чистоте ребер цилиндров и трубок сот радиатора, так как отложения песка, пыли и т.д. ухудшают охлаждение цилиндров и масла.

2. При высоких температурах воздуха длина разбега увеличивается. Поэтому перед взлетом (особенно на площадках ограниченных размеров) заруливать на старт с расчетом использования наибольшей длины взлетной полосы. Взлет производить с использованием взлетного режима двигателя.

3. Перед взлетом охладить двигатель на частоте вращения 800—900 об/мин так, чтобы температура головок цилиндров не превышала +190 °С, а температура входящего масла +60 °С.

4. Если в режиме набора высоты температура головок цилиндров повышается до +245 °С или температура масла до +85 °С, перевести самолет в режим горизонтального полета и установить крейсерский режим работы двигателя для охлаждения цилиндров и масла. После охлаждения цилиндров и масла продолжать набор до заданной высоты полета.

5. В целях быстрого набора заданной высоты полета и пробивания теплого слоя воздуха набор высоты можно производить на номинальном режиме $P_k = 900$ мм рт. ст., $n = 2\ 100$ об/мин.

Полеты при температурах воздуха +5 °С и ниже

Самолет допускается к эксплуатации при температурах воздуха до —50 °С. Для обеспечения эксплуатации двигателя при низкой температуре воздуха силовая установка самолета должна быть подготовлена к работе в зимних условиях. При низких температурах воздуха (—20 °С и ниже) рекомендуется перед полетом подобрать и установить на маслорадиатор специальный затенитель для поддержания нормальной температуры масла при работе двигателя на земле и в полете.

Примечание.

При установившемся снежном покрове разрешается снимать сетку (кассету) пылефильтра на зимний период.

Подготовка двигателя к запуску

1. Для облегчения запуска и улучшения работы двигателя при запуске и прогреве рекомендуется в зимних условиях разжижать масло бензином и подогревать двигатель перед запуском.

2. При температурах воздуха —5 °С и ниже (минимальная температура в течение истекших суток) двигатель и маслорадиатор перед запуском подогревать от аэродромного подогревателя, подающего горячий воздух с температурой не выше +120 °С.

3. Подогрев двигателя считать достаточным, когда термометра головок цилиндров покажет +30 °С, термометр входящего масла +15 °С и когда воздушный винт будет свободно провертываться от руки (усилием не более 2—5 кгс).

Предупреждение.

Проворачивать винт холодного двигателя ЗАПРЕЩАЕТСЯ во избежание поломки хвостовиков приводов агрегатов.

4. Окончив подогрев двигателя до температуры головок цилиндров не ниже +30 °С и масла в баке (если оно не сливалось) до +15 °С, перед запуском установить подушку в туннель маслорадиатора и закрыть створки.

Чехол с двигателя снимать только непосредственно перед запуском двигателя.

5. Слить отстой бензина из бензофильтра, после чего закрыть и законтрить сливной кран. Если на сетке фильтра будут обнаружены кристаллы льда, то удалить их с сетки и установить фильтр на место. При обнаружении кристаллов льда в отстое производить слив отстоя до полного удаления кристаллов льда.

6. Перед запуском двигателя повернуть воздушный винт на 5—6 оборотов, одновременно залить с помощью заливного шприца двигатель 7—8 подачами. Заливку начать после первых 2—3 оборотов винта

Если для вращения винта требуются большие усилия, вывернуть свечи нижних цилиндров и проверить, не скопилось ли там масло или бензин.

При температуре головок цилиндров +80 °С и выше проворачивать винт и производить заливку в цилиндры двигателя запрещается.

В случае непрерывной течи бензина из комбинированного клапана приостановить запуск двигателя и устранить неисправность (заедание иглы поплавкового механизма).

Запуск, прогрев и опробование двигателя

1. Запуск, прогрев и опробование двигателя производить в соответствии с рекомендациями, изложенными в гл. 3 и настоящем разделе.

Правильно подготовленный, подогретый и исправный двигатель должен запуститься после 1—2 оборотов винта.

2. Во избежание чрезмерного повышения давления масла перед маслорадиатором необходимо сразу же после запуска двигателя установить 700—800 об/мин и внимательно следить за показаниями масляного манометра, который не позднее чем через 10 с должен показать не менее 3 кгс/см². Если в указанное время не установится требуемое давление масла, остановить двигатель, выяснить и устранить причину.

3. После запуска двигатель прогревать при 700—800 об/мин до тех пор, пока температура входящего масла не достигнет +20 — — 25 °С. Затем постепенно повысить режим до 1 400 об/мин и на этом режиме вести прогрев, пока температура входящего масла не достигнет +30—35 °С, а температура головок цилиндров +100 °С, после чего увеличить частоту вращения вала двигателя до 1 600 об/мин, продолжая прогрев. Во время прогрева двигателя, когда температура головок цилиндров достигнет +120 °С, во избежание перегрева проводников зажигания открыть створки капота (чтобы краска зонта капота не обгорала, створки капота можно немного приоткрыть при достижении температуры головок +100 °С).

При прогреве необходимо избегать резкого увеличения частоты вращения вала двигателя, так как это может вызвать разрушение втулки главного шатуна, разрыв маслорадиатора, срыв дюритовых шлангов со штуцеров откачивающей маслomagистралли.

4. Прогрев двигателя перед пробой считать достаточным, когда температура головок цилиндров повысится до +150 °С, а температура масла до +60 °С. Давление масла во время прогрева должно быть в пределах 4—5 кгс/см².

5. Перед опробованием выключить двигатель и вынуть подушку из туннеля маслорадиатора. Затем убедиться, что радиатор теплый (проверить рукой), и вновь запустить двигатель.

6. Опробование двигателя зимой производить в таком же порядке, как и летом.

7. Пользоваться подогревом воздуха на входе в карбюратор при прогреве и опробовании двигателя так же, как указано в гл. 9.

Эксплуатация двигателя в полете

1. На исполнительном старте проверить работу двигателя, увеличив на 4—5 с частоту вращения вала двигателя до 2 000 в минуту. При этом убедиться, что приемистость двигателя, давление бензина и масла, температура масла и головок цилиндров соответствуют норме.

Показания приборов при опробовании двигателя должны быть следующие:

давление наддува 800—820 мм рт. ст.;

давление бензина 0,2—0,25 кгс/см²;

давление масла 4—5 кгс/см²;

температура головок цилиндров не ниже +150°С, не выше +215°С;

температура входящего масла не ниже +50 °С, не выше +75 °С.

Взлет самолета рекомендуется начинать при температуре головок цилиндров +170—180 °С и температуре масла +60 °С.

2. Режимы работы двигателя при взлете, наборе высоты, горизонтальном полете и при снижении зимой аналогичны режимам при эксплуатации двигателя в летних условиях.

3. Пользоваться подогревом воздуха на входе в карбюратор при рулении, взлете и на всех этапах полета в соответствии с рекомендациями.

4. Во избежание переохлаждения двигателя следить за тем, чтобы температура головок цилиндров была не ниже +160°С, а температура масла на входе в двигатель не ниже +60 °С. Рекомендуемая температура головок цилиндров +165—200 °С, масла на входе +60—75°С.

5. При планировании с большой высоты, при снижении и заходе на посадку в условиях низких температур наружного воздуха следить за температурным режимом двигателя, не допуская падения температуры головок цилиндров ниже +160 °С (регулировать ее прикрытием створок капота) и температуры входящего масла ниже +50 °С (регулировать ее прикрытием створок маслорадиатора).

Если допущено переохлаждение двигателя на планировании (температура головок цилиндров ниже +160 °С и температура масла на входе ниже +50°С), необходимо при переходе на режим горизонтального полета плавно передвигать рычаг газа (в течение 3—4 с) во избежание отказа двигателя при даче газа.

6. Если температура масла на входе в двигатель при открывании створок маслорадиатора непрерывно и медленно повышается, произвести прогрев маслорадиатора в соответствии с рекомендациями, изложенными в разделе «Маслосистема».

Особенности обслуживания двигателя после полета

При температуре воздуха до —10 °С и при продолжительности стоянки самолета менее 2 ч можно не сливать масло из системы самолета, но после заруливания самолета на стоянку и останова двигателя необходимо сразу же закрывать створки радиаторов и устанавливать подушку в туннель маслорадиатора.

Створки капота закрывать только после снижения температуры головок цилиндров до +80 °С во избежание перегрева проводников зажигания.

Во избежание возникновения пожара не зачехлять двигатель до остывания выхлопной трубы.

Для того чтобы в течение длительного времени поддерживать двигатель в теплом состоянии на стоянке, следует закрыть двигатель теплым чехлом и периодически подогревать двигатель, маслбак и маслорадиатор теплым воздухом от подогревателя. Подогрев двигателя начинать тогда, когда температура головок цилиндров понизится до +10 °С; подогрев прекращать, когда температура головок цилиндров повысится до +30°С, а температура входящего масла до +15°С.

Подогрев двигателя разрешается производить дважды, после чего необходимо запустить и прогреть двигатель.

Особенности эксплуатации двигателя на масле, разжиженном бензином

Существующая система разжижения масла бензином значительно облегчает эксплуатацию самолета Ан-2 при низких температурах воздуха. Использование системы разжижения дает следующие преимущества:

1. Сокращается время подогрева двигателя перед запуском, так как усилие при проворачивании вала за винт снижается в два раза быстрее, чем в случае применения неразжиженного масла.

2. Сокращается время подогрева масла в баке, так как в случае разжижения масла нормальный запуск двигателя обеспечивается при температуре масла в баке —15°С.

3. Улучшается смазка двигателя при запуске ввиду меньшей вязкости разжиженного масла по сравнению с неразжиженным.

4. Устраняется необходимость слива разжиженного масла из масляного радиатора и уменьшается давление масла перед радиатором при запуске двигателя.

Масло (МС-20, МС-20С и МК-22) разжижается бензином при температуре воздуха ниже —5°С.

Для разжижения применяется тот бензин, на котором работает двигатель.

С помощью крана (электромагнитного клапана) ЭКР-3 бензин вводится в поток масла в откачивающем маслопроводе между радиатором и маслобаком.

При этом разжижается не все масло, находящееся в системе, а только та часть, которая находится в двигателе, масляном радиаторе, циркуляционном колодце маслобака и маслотрубопроводах.

Заливать бензин непосредственно в маслобак не разрешается.

Процентное содержание бензина в масле, полученное при разжижении, зависит только от объема масла в циркуляционном колодце, от пропускной способности крана разжижения и от времени его открытия.

Рекомендуемое содержание бензина в маслах МС-20, МС-20С и МК-22 для двигателя АШ-62ИР составляет 12,5 % по объему (при взятии пробы из маслоотстойника двигателя).

Разжижение масла бензином с помощью электромагнитного крана ЭКР-3

Для разжижения масла на самолетах устанавливается электромагнитный кран (клапан) ЭКР-3 со штуцером (жиклером), обеспечивающим постоянную производительность ЭКР-3. Рекомендуемое содержание бензина в масле 12,5 % обеспечивается, если держать кран разжижения ЭКР-3 открытым в течение 4 мин и если масло предварительно не разжижалось.

При работе двигателя на разжиженном масле (с содержанием бензина 12,5 %) на земле менее 30 мин или в воздухе менее 15 мин бензин из масла испаряется не полностью.

В табл. 11 указана продолжительность включения крана разжижения, необходимая для получения масла с содержанием 12,5% бензина, в зависимости от продолжительности предыдущей работы двигателя на разжиженном масле.

Таблица 11

Продолжительность предыдущей работы на разжиженном масле	15 мин работы на земле	5 мин полета	15 мин полета	30 мин полета (или масло не разжижалось)
Продолжительность включения крана ЭКР-3	3 мин 5 с	3 мин 35 с	3 мин 50 с	4 мин

Порядок разжижения.

1. Определить по табл. 11 или по графику (установленному на левом подлокотнике в кабине экипажа), на какое время необходимо включить кран разжижения в зависимости от времени предыдущей работы двигателя на разжиженном масле.

2. Кран разжижения включить на режиме работы двигателя:

частота вращения вала двигателя (винт на малом шаге) 1 400 об/мин;

температура масла на входе +40—50°C;

температура головок цилиндров +150—160°C;

давление масла 4—5 кгс/см²;

давление бензина 0,2—0,25 кгс/см².

3. Ведя разжижение, следить за давлением масла, которое не должно снижаться менее 3 кгс/см². При достижении давления масла 3 кгс/см² выключить кран ЭКР-3.

При включении крана разжижения давление бензина уменьшается на 0,01—0,03 кгс/см². Если давление бензина не падает, то это свидетельствует о том, что бензин в маслomagистраль не поступает. В этом случае необходимо выключить двигатель и устранить дефект.

Нормальное разжижение сопровождается плавным падением давления масла до 3—3,5 кгс/см². Падение давления масла до 3 кгс/см² при $n = 1400$ об/мин свидетельствует о том, что разжижение масла произведено полностью.

4. Разжижение прекратить (закрыть ЭКР-3) по истечении времени, определенного по графику, или ранее, если давление масла снизится до 3 кгс/см².

5. Перевести 2—3 раза воздушный винт с режима малого на большой шаг и выключить двигатель.

6. В случае падения давления масла ниже 3 кгс/см² кран разжижения также выключить ранее установленного времени при работающем двигателе. При этом давление масла начнет плавно повышаться вследствие перемешивания разжиженного масла, находящегося в циркуляционной системе (двигатель — маслорадиатор — циркуляционный колодец маслобака — трубопроводы), с неразжиженным, находящимся в маслобаке.

Через 4—5 мин работы двигателя на 1 400 об/мин после закрытия крана разжижения степень разжижения масла в циркуляционной системе снижается примерно на 1/3. Поэтому при случайном чрезмерном разжижении масла (характеризуется падением давления масла ниже 3 кгс при $n = 1400$ об/мин и температуре входящего масла +50 °C) необходимо закрыть кран разжижения, проработать на 1 400 об/мин 1—2 мин, перевести 2—3 раза воздушный винт с режима малого шага на большой и выключить двигатель.

Подготовка к запуску, запуск и эксплуатация двигателя на разжиженном масле

1. При температуре воздуха до —15°C перед запуском двигателя после разжижения, произведенного накануне, подогревать только двигатель до температуры головок цилиндров +20—30°C.

При более низких температурах необходимо, кроме подогрева двигателя, подогревать и маслорадиатор.

2. Запуск и прогрев двигателя на разжиженном масле не отличаются от запуска и прогрева на неразжиженном масле.

Опробование двигателя на разжиженном масле разрешается производить с температурой масла на входе +35°C, а головок цилиндров +150 °C; при этом наработать двигателю (с момента запуска) не менее 12 мин.

3. Если при работе двигателя на земле на режиме выше 1000 об/мин давление масла снизится до 3 кгс/см² вследствие чрезмерного разжижения его бензином, необходимо слить масло из картера двигателя, радиатора и 15—20 л из колодца маслобака, затем дозаправить маслосистему нагретым до +75—85 °C свежим неразжиженным маслом в количестве 27—32 л, запустить двигатель и проверить, нормально ли давление на всех режимах.

4. В случае необходимости дополнительную заправку масла до требуемого уровня производить после запуска, прогрева и опробования двигателя — перед вылетом. Дозаправить маслом, также нагретым до +75—85 °C.

5. В начале полета при работе двигателя на разжиженном масле давление масла может быть ниже нормального на 0,5—1 кгс/см², но через 30—40 мин полета оно должно восстановиться, так как в течение этого времени большая часть бензина должна испариться.

6. Если масло не разжижалось бензином в течение 100 и более часов работы двигателя, то после первого полета с разжиженным маслом, при первой же посадке, обязательно снять и очистить фильтры (МФМ-25, регулятора оборотов и отстойника двигателя).

ГЛАВА 9

ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ И ОБОРУДОВАНИЯ

Бензосистема

Порядок питания двигателя рекомендуется следующий:

1. Во время взлета самолета должны быть включены обе группы бензобаков, а ручка управления 4-ходовым краном должна быть установлена в положение «Баки открыты».

2. После набора высоты заданного эшелона и перехода в горизонтальный полет питание двигателя осуществлять из правой группы баков, для чего ручку управления краном установить в положение «Правые открыты».

3. После израсходования 120—150 л топлива переключить питание двигателя на левую группу баков и в такой последовательности в дальнейшем производить поочередное переключение.

4. Когда суммарное количество топлива в обеих группах баков составит примерно 300 л, перейти на питание из обеих групп баков, установив ручку управления в положение «Баки открыты».

Если полеты самолета производить все время при питании двигателя из обеих групп баков, это может привести:

а) к неравномерному расходу топлива из обеих групп бензобаков (в основном больше из левой группы);

б) к перетеканию топлива при крене, более 2° из группы баков поднятого крыла в группу баков опущенного крыла; при полностью заправленных бензобаках перетекание топлива может уже через 20—30 мин полета вызвать выбивание бензина в атмосферу через дренажную систему. Неравномерный расход топлива приводит к тому, что, когда разница в наличии бензина в обеих группах баков достигает примерно 200 л и выше, у самолета появляется тенденция к крену в сторону того крыла, в баках которого находится большее количество топлива.

На самолетах сельскохозяйственного варианта (в отличие от пассажирских и грузовых) взлет и все эволюции по заходу на рабочую полосу и уходу с нее, вплоть до посадки, производить при питании двигателя из двух групп бензобаков.

Так как количество топлива в баках небольшое, а показания бензинометра неточны, учет расхода бензина вести по продолжительности нахождения самолета в воздухе и работы двигателя на земле, дополнительно контролируя расход по суммарному показанию бензинометра.

Необходимо помнить следующее:

1. При питании из обеих групп баков больше топлива расходуется из левой группы.

2. При выполнении всех видов полетов на самолетах (транспортных и специальных) вводятся ограничения по эксплуатации бензосистемы:

а) запрещается вылетать, если суммарное количество топлива в обеих группах баков меньше величины, рассчитанной по формуле, приведенной в разд. «Расчет необходимого количества топлива», а также если остаток топлива в баках одной из групп менее 75 л при питании двигателя как от обеих групп баков, так и от одной из групп;

б) производить выработку топлива в таком порядке, чтобы к моменту переключения питания двигателя на обе группы баков (когда суммарное количество топлива в обеих группах составляет 300 л) разница в количестве топлива в группах не превышала 50 л.

После перехода на питание двигателя с обеих групп баков через 25—30 мин полета контролировать равномерность выработки топлива по группам.

3. Если загорелись светосигнализаторы «КРИТИЧЕСКИЙ ОСТАТОК ТОПЛИВА» обеих групп баков и (или) сработала звуковая сигнализация, это значит, что остаток топлива в баках составляет 110 л (в каждой группе по 55 л). Последовательным переключением переключателя проконтролировать количество топлива по группам. Одновременно необходимо оценить возможность посадки на аэродром (основной или запасной). При необходимости выполнить посадку на подобранную площадку, не допуская полной выработки топлива.

Примечание.

После загорания светосигнализатора «КРИТИЧЕСКИЙ ОСТАТОК ТОПЛИВА» быть особенно внимательным к показаниям бензинометра и избегать резких разворотов самолета, кренов и болтанки.

Неисправности бензосистемы

Если в полете наблюдаются перебои в работе двигателя, что сопровождается падением давления бензина по манометру, то причиной может быть полное израсходование топлива из одной группы баков, если забыли своевременно переключить ручку управления бензокраном на питание от другой группы баков. В этом случае, работая ручным насосом РНА-1А, срочно переключить ручку управления краном на группу баков с бензином.

Если вслед за перебоем прекратится работа двигателя, то для запуска его в полете необходимо установить дроссель карбюратора в среднее положение и, интенсивно работая ручным насосом, переключить ручку управления краном на другую группу баков.

Другими неисправностями агрегатов бензосистемы могут быть:

отказ редукционного клапана бензонасоса двигателя, отказ бензонасоса, трещина в агрегатах и трубопроводах подачи топлива в двигатель.

Внешними признаками этих неисправностей является падение давления бензина, появление в кабине запаха бензина. В этих случаях необходимо поддерживать давление бензина с помощью ручного бензонасоса, за исключением случая появления запаха бензина в кабине. Если перебои в работе двигателя продолжаются, давление топлива не восстанавливается, произвести посадку на ближайший аэродром или площадку, подобранную с воздуха.

В полете наблюдается иногда переобогащение состава смеси. Признаками этого дефекта могут быть:

а) переохладение двигателя, обнаруживаемое по температуре головок цилиндров;

б) выхлоп черным дымом;

в) падение числа оборотов при дымлении на выхлопе. В таких случаях необходимо обеднить состав смеси высотным корректором, перемещая ручку управления вперед (на обеднение) до положения, при котором двигатель начнет работать нормально.

Обеднение состава смеси разрешается производить только в горизонтальном полете на мощности не более 70 % номинальной.

Следует иметь в виду, что при перемещении рычага управления высотным корректором вперед до 35 % по сектору (20 мм) расход топлива уменьшается всего на 5—6 %. При дальнейшем перемещении рычага управления высотным корректором вперед происходит резкое уменьшение расхода топлива, а при перемещении рычага вперед на 60—70 % по сектору (35—40 мм) наступает неустойчивая работа двигателя. Поэтому рычаг управления высотным корректором перемещать вперед плавно, с остановками для контроля за работой двигателя. Температура головок цилиндров не должна превышать +200 °С.

Если полет производился с включенным подогревом воздуха на входе в карбюратор, то при обеднении смеси подогрев выключать не следует.

Запрещается использовать ручное управление высотным автокорректором для обеднения состава смеси, кроме случая, оговоренного выше, так как обеднение смеси способствует зависанию клапанов выпуска. С этой целью на рычаге управления ВАК установлена пломба. В случае нарушения контролки пломбы и использования ВАК командир самолета обязан сделать запись в боржурнале о причине использования ВАК.

Маслосистема

Неисправности маслосистемы

Возможные дефекты маслосистемы:

1 Манометр не показывает давления или давление масла меньше рекомендуемого. Возможные причины:

- а) неисправность самого манометра;
- б) заедание редукционного клапана маслонасоса в открытом положении;
- в) непоступление масла в двигатель, отсутствие масла в баке или закупорка подающей масломагистрали;
- г) перегрев масла.

В случае неисправности манометра температура масла остается неизменной, воздушный винт работает устойчиво и хорошо реагирует на изменение положения рычага управления шагом винта.

С таким дефектом можно продолжать полет до пункта назначения.

В случае заедания редукционного клапана резко падает давление масла, температура медленно повышается, несмотря на то, что створки маслорадиатора открыты полностью, растёт температура головок цилиндров. В этом случае следует пользоваться рекомендациями, изложенными в п. 5.

В случае непоступления масла в двигатель (падение давления масла и рост температуры головок цилиндров) следует открыть створки маслорадиатора, снизить режим работы двигателя и продолжать полет, внимательно следя за давлением масла. Если давление масла будет продолжать падать и снизится до 3 кгс/см² и ниже, нужно прекратить полет и произвести посадку на ближайший аэродром или площадку.

При перегреве масла характерно медленное падение давления масла при устойчивой работе двигателя. В этом случае необходимо снизить режим работы двигателя и охладить масло до рекомендуемой температуры 4-60—75 °С.

2. Термометр показывает повышенную температуру масла. Возможные причины дефекта:

- а) неисправность термометра;
- б) продолжительный полет с повышенным режимом работы двигателя при высокой температуре наружного воздуха;
- в) отказ в работе управления створками маслорадиатора вследствие отказа электромеханизма УР-7 или механических повреждений управления;
- г) сильное загрязнение сот маслорадиатора;
- д) замерзание масла в сотах маслорадиатора (зимой).

При отказе в работе самого термометра двигатель работает устойчиво, без падения давления масла. Открытие или закрытие створок маслорадиатора мало изменяет показания прибора.

Если отказало в работе управление створками маслорадиатора, то при нажатии на переключатель управления стрелка индикатора, показывающая положение створок, остается на месте. В этом случае нужно попытаться подобрать пониженный режим работы двигателя, чтобы добиться снижения температуры масла.

Медленное нарастание температуры масла чаще всего вызывается загрязнением сот маслорадиатора. В этом случае понижение режима работы двигателя должно прекратить повышение температуры.

Перегрев масла иногда возможен и в полетах при отрицательных температурах воздуха, когда замерзает часть сот маслорадиатора. Для этого дефекта характерно медленное нарастание температуры масла. Причем, если открыть створки маслорадиатора, то нарастание температуры масла увеличивается.

Чтобы устранить этот дефект, необходимо полностью закрыть створки маслорадиатора, уменьшить режим работы двигателя до такой величины, чтобы обеспечивалась скорость полета 135—140 км/ч, прогреть маслорадиатор, доведя температуру масла до +80°С и продолжать полет около 5 мин на этом режиме, после чего, постепенно открывая створки маслорадиатора, довести температуру масла до +60—75 °С. Если температура масла по-прежнему будет повышаться, что свидетельствует о том, что маслорадиатор не прогрелся, то следует произвести посадку на ближайший запасной аэродром.

3. Выброс масла в полете. Возможные причины этого дефекта:

- а) перегрев масла;
- б) чрезмерная заправка маслобака (больше 85 л);
- в) наличие влаги в масле, в связи с чем понижается температура его кипения;
- г) неисправность откачивающей ступени маслонасоса. Если в полете замечен выброс масла, необходимо немедленно перейти на пониженный режим работы двигателя, обеспечивающий скорость горизонтального полета 135—140 км/ч, и на этом режиме продолжать полет, пока не прекратится выбивание масла и температура масла не понизится до +60—75 °С. После этого можно увеличить режим работы двигателя до достижения первоначальной скорости. Если не прекращается выброс масла в полете, то следует произвести посадку на ближайший аэродром.

Система подогрева воздуха на входе в карбюратор

Подогрев воздуха на входе в карбюратор служит для предупреждения обледенения карбюратора, которое возможно при температуре воздуха +5 °С и ниже, при наличии облачности, снегопада, дождя или измороси, и для улучшения смесеобразования, особенно в условиях низких температур.

В эксплуатации имеют место случаи хлопков, тряски и отказов двигателя по следующим причинам:

- а) сильное обогащение смеси в цилиндрах № 4, 5, 6 из-за неравномерного распределения смеси по цилиндрам; указанный дефект наиболее часто наблюдается на высотах более 1500 м, и особенно в осенне-зимний период;
- б) обледенение сеток, диффузоров и дроссельных заслонок карбюратора.

Для предотвращения отказов двигателя по указанным причинам необходимо пользоваться подогревом воздуха на входе в карбюратор.

1. Включить подогрев воздуха на входе в карбюратор при рулении, когда температура воздуха +5 °С и ниже, при снегопаде, дожде или измороси и когда температура смеси ниже 0 °С, поддерживая температуру смеси +8—10°С. При низких температурах воздуха, когда рекомендуемую температуру смеси получить невозможно, подогрев воздуха включать полностью.

2. Взлет с использованием взлетной мощности выполнять с выключенным подогревом. Выключать подогрев непосредственно перед пробой двигателя на исполнительном старте.

После взлета и преодоления препятствий на границе аэродрома, когда температура воздуха +5 °С и ниже, при дожде или измороси, а также если температура смеси ниже 0 °С, включить подогрев воздуха на входе в карбюратор и поддерживать температуру смеси +5 °С при наборе высоты. В тех случаях, когда эту температуру выдержать невозможно, подогрев воздуха на входе в карбюратор включать полностью и поддерживать температуру головок цилиндров не ниже +160°С.

Для улучшения работы двигателя при низких температурах воздуха +5 °С и ниже разрешается выполнять взлет с включенным подогревом воздуха на входе в карбюратор. Для этого на исполнительном старте, перед пробой двигателя, отрегулировать подогрев так, чтобы температура смеси составляла +5 °С.

Если предполагается взлет с включенным подогревом, то пробу двигателя на исполнительном старте выполнять также с включенным подогревом.

При взлете с использованием подогрева воздуха на входе в карбюратор командир самолета должен учитывать, что при включении подогрева взлетная мощность двигателя несколько уменьшается, что приводит к соответствующему увеличению длины разбега и взлетной дистанции. При полностью включенном подогреве воздуха длина разбега увеличивается на 18—24 %, взлетная дистанция (до высоты 25 м)

— на 20—27 %.

После выполнения взлета с подогревом воздуха на входе в карбюратор следует в дальнейшем пользоваться подогревом в соответствии с рекомендациями, изложенными в п. 2.

В исключительных случаях (снегопад, метель), когда возможно образование льда в задифузорном пространстве, каналах и на сетках воздушного фильтра автокорректора и карбюратора, допускается выполнять взлет с полностью включенным подогревом воздуха. Для этого перед пробой двигателя на исполнительном старте включить полностью подогрев и при пробе двигателя в течение 2—3 мин прогреть карбюратор.

Набор высоты и начало горизонтального полета также выполнять с полностью включенным подогревом воздуха на входе в карбюратор. В горизонтальном полете через 10—15 мин постепенно уменьшить подогрев до температуры смеси +5 °С, следя за работой двигателя. Если появятся признаки неустойчивой работы двигателя, связанные с обеднением смеси, следует увеличить температуру смеси, обеспечив нормальную работу двигателя.

При взлете с использованием полностью включенного подогрева воздуха на входе в карбюратор командир самолета должен учитывать увеличение длины разбега самолета до 24 % и взлетной дистанции (до высоты 25 м) до 27 %.

3. В горизонтальном полете, когда температура воздуха +5 °С и ниже, при облачности, снегопаде, дожде или измороси, а также, когда температура смеси ниже 0 °С, включить подогрев воздуха на входе в карбюратор, поддерживая температуру +5 °С.

Если при очень низких температурах воздуха указанную температуру смеси получить не представляется возможным, то подогрев может быть включен полностью.

В случае появления признаков обледенения карбюратора (что определяется по постепенному падению наддува при полете на неизменной высоте и неизменном режиме работы двигателя) температуру смеси следует постепенно повышать до +10 °С; при включении подогрева наддув несколько уменьшается, а затем должен начать повышаться. После прекращения увеличения наддува уменьшить подогрев до температуры смеси +5 °С.

Примечание.

Если при температуре смеси +10 °С и условиях интенсивного обледенения все же продолжается уменьшение наддува, то следует периодически (при уменьшении наддува на 15—20 мм рт. ст.) включать подогрев воздуха на входе в карбюратор полностью на 1,5—2 мин.

4. При снижении самолета в условиях возможного обледенения карбюратора или когда температура смеси ниже 0 °С, рекомендуется установить температуру смеси +5 °С.

5. При снижении и заходе на посадку включение подогрева производить с таким расчетом, чтобы к началу возможного ухода на второй круг подогрев был выключен.

При низких температурах наружного воздуха (+5 °С и ниже и в условиях возможного обледенения подогрев не выключать, однако учесть, что мощность двигателя при этом будет несколько ниже.

6. При включении подогрева происходит уменьшение наддува, поэтому разрешается увеличить наддув до первоначального для сохранения мощности двигателя (и скорости полета).

7. Если после включения подогрева воздуха на взлете или в полете происходят значительное падение давления наддува, тряска двигателя и обратные вспышки в карбюратор, подогрев необходимо медленно выключить.

Электрооборудование

Источником постоянного тока на самолете является генератор ГСН-3000М и одна или две аккумуляторные батареи 12-А-30. Номинальное напряжение генератора 28,5 В, ток 100 А, отдаваемая мощность 3 000 Вт.

Генератор подключается к бортовой сети самолета с помощью реле ДМР-400, когда его напряжение становится на 0,3—0,7 В выше напряжения аккумулятора, что происходит при частоте вращения вала двигателя 800—1 200 об/мин, и отключается от бортовой сети при обратном токе 15—35 А, о чем свидетельствует загорание светосигнализатора «Отказ генератора».

Напряжение генератора поддерживается постоянным при изменяющейся частоте вращения вала двигателя и нагрузке с помощью регулятора Р-25АМ, который служит и для ручной регулировки напряжения генератора.

Источником переменного однофазного тока 115 В 400 Гц для питания радиоаппаратуры служат два преобразователя ПО-500 один из которых рабочий, второй резервный

Потребляемый ток в режиме холостого хода 20 А, под полной нагрузкой 40 А.

Переключение преобразователей с рабочего на резервный при отказе рабочего осуществляется автоматически с помощью коробки КПП-1, если переключатель «Рабочий—Резервный» установлен в положение «Рабочий». Источником переменного трехфазного тока для питания гироскопических приборов являются преобразователи ПАГ-1Ф (потребляемый ток 3,5 А) и ПТ-125Ц (потребляемый ток 8,5 А).

От преобразователя ПАГ-1Ф питается левый авиагоризонт АГК-47Б и ГПК-48, от ПТ-125Ц — правый авиагоризонт и ГИК-1.

Общие правила эксплуатации электрооборудования

1. Проверка электроприборов, радиоустановок, агрегатов электрооборудования, а также электрозавпуск авиадвигателя должны производиться, как правило, от аэродромного источника электроэнергии.

2. Защита каждой цепи электросети плавким предохранителем выполнена в строгом соответствии с током номинальной нагрузки данной цепи.

Устанавливать предохранитель на силу тока, большую, чем это предусмотрено по схеме, запрещается.

Контроль за электрооборудованием в полете

Во время полета необходимо периодически контролировать работу источников электроэнергии по показаниям амперметра и вольтметра, особенно на самолетах до 132-й серии, где срабатывание сигнализации «Отказ генератора» в случае перегорания силового предохранителя схемой не предусмотрено. Напряжение в бортовой электросети не должно выходить за пределы 27,5—28,5 В; длительная нагрузка генератора ГСП-3000 не должна превышать 100 ВА. Выключатель генератора при запущенном двигателе должен быть постоянно включен как на земле, так и в полете.

Выключение генератора допускается только в аварийных случаях, а именно: когда генератор или его регуляторная коробка неисправны, т. е. когда значительно изменяется напряжение, резко возрастает нагрузка или появляется большой обратный ток.

В случае отказа в работе электрического прибора или агрегата прежде всего надо проверить целостность предохранителя или положение рукоятки автомата защиты его цепи.

Неисправный предохранитель заменить новым, на ту же силу тока и включить автомат.

Повторное перегорание предохранителя в данной цепи или выключение автомата будет свидетельствовать о неисправности агрегата или его цепи. В этом случае необходимо выключить агрегат, так как дальнейшее его использование (до устранения в нем неисправности) не допускается как небезопасное.

Ночью перед рулением следует включать АНО, а во время руления включать фары.

Для световой связи с наземными наблюдателями следует применять сигнальные пиротехнические ракеты.

При применении ракет необходимо соблюдать следующие правила:

1. При зарядке ракеты пистолет держать стволом вниз.
2. Выстрел производить через правое боковое окно члену экипажа, сидящему на правом кресле. Стрелять в направлении вперед, вправо, вверх или через специальное отверстие в правом борту.
3. Курок взводить только после того, как ствол пистолета выведен за борт самолета.
4. В случае осечки выждать 2 с, держа ствол пистолета за бортом, после чего разрядить или перезарядить пистолет.

Особенности эксплуатации электрооборудования в зимних условиях

1. Для сохранения емкости бортовых аккумуляторов при температурах воздуха ниже -25°C во время стоянки самолета свыше 4 ч аккумуляторы следует снимать с самолета и хранить в теплом помещении.

Устанавливать аккумуляторы на самолет следует не раньше чем за 1 ч до вылета.

2. При резких колебаниях температур на контактах коммутационной аппаратуры (выключателей кнопок, реле и др.) может образоваться ледяная пленка, которая будет препятствовать прохождению тока. В этих случаях необходимо многократно включать и выключать реле, выключатели, кнопки и другую аппаратуру, чтобы механически разрушить ледяную пленку на ее контактах.

Защита потребителей электроэнергии и размещение предохранителей и автоматов защиты на самолете

На самолете Ан-2 защита цепей питания большинства потребителей произведена автоматами защиты типа АЗС (АЗС-5, АЗС-10, АЗС-15, АЗС-20, АЗС-25 и АЗС-40). Цифра, нанесенная на шильдике автомата защиты, показывает номинальный ток данного автомата защиты. Автоматы защиты размещены: на центральном электрощитке, на центральном пульте, в нижней центральной части приборной доски, на левом и правом пульте и в верхней левой части приборной доски.

При коротком замыкании или перегрузке защищаемой цепи данный автомат защиты разрывает цепь — рукоятка его при этом опускается вниз (или назад по полету). При срабатывании того или иного автомата защиты экипажу разрешается для проверки вновь включить его в сеть. При вторичном срабатывании АЗС повторное включение и удержание его рукоятки во включенном состоянии запрещается, так как это может привести к выходу из строя защищаемого им электро механизма или к перегреву с возможным воспламенением электропроводки.

Стеклоплавкие предохранители типа СП (СП-1, СП-2 и СП-5) применены на самолете Ан-2 для защиты цепей напряжением 36 и 115 В. Все они расположены в распределительной коробке «РК — 115—36 В», размещенной в нижней правой части шп. №5 со стороны грузовой кабины.

В случае отказа в работе авиагоризонта АГК-47Б правого пилота или гирокомпас ГИК-1 необходимо убедиться в целостности предохранителей, стоящих в цепи питания всех трех фаз и размещенных в верхней части «РК—115—36 В». В этой же распределительной коробке размещены следующие предохранители сети 115 В 400 Гц:

- преобразователя ПО-500 рабочего (СП-5);
- преобразователя ПО-500 резервного (СП-5);
- вольтметра ЭВ-46 (СП4);
- приемника УС-9ДМ (СП-1);
- питания аппаратуры опознавания (СП-5);
- приемника 1МРП-56П (СП-11);
- радиовысотомера РВ-УМ (СП-2);
- радиокompаса АРК-5 или АРК-9 (СП-2).

При замене предохранителей в полете (когда шины в «РК— 115—36 В» находятся под напряжением 36 В и 115 В) необходимо соблюдать осторожность — предохранители вынимать из гнезд и вставлять в гнезда с помощью специально придаваемого для этой цели пинцета.

Радиооборудование

Состав радиооборудования

В состав радиооборудования самолета Ан-2 входят:

- а) ультракоротковолновая приемопередающая радиостанция Р-860-П или «Ландыш-5», «Баклан-5», или «Бриз».
- б) коротковолновая радиостанция, состоящая из передатчика РСБ-5 в двухблочном варианте и приемника УС-9ДМ, или радиостанция Р-842, или «Карат»;
- в) радиокompас АРК-5 или АРК-9;
- г) маркерный радиоприемник МРП-56П;
- д) радиовысотомер малых высот РВ-2 или РВ-УМ;
- е) самолетный радиоответчик;
- ж) самолетное переговорное устройство СПУ-6 или СПУ-7.

УКВ радиостанция предназначена для телефонной связи самолета с наземными и бортовыми радиостанциями.

КВ радиостанция предназначена для телефонной и телеграфной или только телефонной связи самолета с наземными радиостанциями.

Радиокompас используется для навигации самолета по приводным и радиовещательным станциям.

Маркерный радиоприемник МРП-56П предназначен для приема сигналов УКВ маркерных радиомаяков и позволяет определять момент пролета дальней и ближней приводной радиостанций при посадке.

Радиовысотомер предназначен для определения истинной высоты полета самолета над пролетаемой местностью и предупреждения пилота о снижении самолета до заданной высоты.

Самолетное переговорное устройство используется для ведения внутренней связи между членами экипажа и позволяет подключать телефонно-микрофонную (ларингофонную) гарнитуру к УКВ и КВ радиостанциям и радиокompасу.

С помощью абонентских аппаратов СПУ, а также отдельных выключателей и переключателей, установленных у членов экипажа, обеспечивается следующая возможность использования радиооборудования.

Таблица 12

Возможность использования радиооборудования самолета членами экипажа

Радиоустановка	Члены экипажа	
	командир самолета	второй пилот
УКВ радиостанция	Включение питания, выбор канала, ведение двусторонней радиосвязи	Включение питания, выбор канала, ведение двусторонней радиосвязи

Радиоустановка	Члены экипажа	
	командир самолета	второй пилот
КВ радиостанция РСБ-5	Включение питания, ведение двусторонней радиосвязи	Включение питания радиостанции, пуск передатчика, переключение каналов, настройка приемника, ведение двусторонней радиосвязи телефоном и телеграфом
КВ радиостанция Р-842, «Карат»	Включение питания, ведение двусторонней радиосвязи	Включение питания, переключение каналов, управление громкостью и самопрослушиванием, ведение двусторонней радиосвязи
Радиокомпас АРК-5, АРК-9	Включение питания, настройка, отсчет КУР, прослушивание работы станций	Включение питания, настройка, отсчет КУР, прослушивание работы станции
Маркерный радиоприемник	Включение питания, звуковая и световая сигнализация	Включение питания, звуковая и световая сигнализация
Радиовысотомер РВ-2	Включение питания, переключение диапазонов и отсчет высоты	Использовать не может
Радиовысотомер РВ-УМ	Включение питания, установка заданной высоты и отсчет высоты	Использовать не может
Переговорное устройство	Включение питания и ведение внутренней связи	Включение питания и ведение внутренней связи

Примечание.

Абонентский аппарат СПУ, установленный в грузовой кабине самолета, используется только для внутренней связи.

Защита цепей питания радиоаппаратуры.

Питание радиооборудования осуществляется от самолетной бортовой электросети постоянного тока напряжением 28,5 В и централизованной сети переменного тока напряжением 115 В 400 Гц — двух преобразователей ПО-500 (из них один рабочий, второй резервный).

Защита аппаратуры по цепям постоянного тока осуществляется с помощью предохранителей типа СП и автоматов защиты типа АЗС, а по цепям переменного тока — с помощью плавких предохранителей типа СП.

Сведения о предохранителях приведены в табл. 13.

Таблица 13

Предохранители в цепях постоянного и переменного тока

Тип аппаратуры	Тип предохранителя	Маркировка предохранителя	Место установки
Радиостанция Р-860-П	АЗС-5	«УКВ»	Центральный щиток
Радиостанция «Ландыш-5»	АЗС-5	«УКВ»	То же
Радиостанция «Баклан-5»	АЗС-5	«УКВ»	То же
Радиостанция «Бриз»	АЗС-5	«УКВ»	То же
Приемник УС-9ДМ	СП-5 СП-1	«УС-9ДМ» «УС-9ДМ»	За центральным щитком РК~115 В
Радиостанция Р-842	АЗС-10	«КВ»	Центральный щиток
Радиостанция «Карат»	АЗС-10	«КВ»	
Радиокомпас АРК-5	АЗС-5 СП-2	«АРК-5» «АРК-5»	Центральный щиток РК -115 В
Радиокомпас АРК-9	АЗС-2 СП-2	«АРК» «АРК»	Центральный щиток РК~115/36 В
Маркерный радиоприемник МРП-56П	АЗС-5 (2) СП-1	«МРП» «МРП»	Центральный щиток РК ~115 В
Радиовысотомер РВ-2	АЗС-5	«РВ-2»	Центральный щиток
Радиовысотомер РВ-УМ	СП-2	«РВ»	РК ~ 115/36 В
Самолетное переговорное устройство СПУ-6	АЗС-5 СП-1	«СПУ» «СПУ-6»	Центральный щиток РК ~115 В
Самолетное переговорное устройство СПУ-7	АЗС-2	«СПУ»	Центральный щиток

Кроме предохранителей, установленных в бортовых цепях постоянного и переменного тока, имеются еще плавкие предохранители, находящиеся непосредственно в радиоаппаратуре (табл. 14).

Экипаж должен знать расположение предохранителей данного самолета и уметь их заменять.

Таблица 14

Предохранители, установленные непосредственно в радиоаппаратуре

Тип радиоаппаратуры	Место установки	Номинальный ток предохранителя, А	Установлен в цепи напряжения, В
		4	+22
Радиостанция Р-860-П	Передняя панель	5	+27
Радиостанция «Баклан»	Распределительная коробка амортрамы	10	+27
Передатчик РСБ-5	Силовой элемент	0,5	+350
		0,5	+1 000
		10	В цепи питания

Тип радиоаппаратуры	Место установки	Номинальный ток предохранителя, А	Установлен в цепи напряжения, В
		10	умформера
Приемник УС-9ДМ	Передняя панель	5	В цепи накала ламп и управления
Радиостанция Р-842	Блок питания передатчика	11 (2 шт.)	+27
		3	+27
	Пульт управления	5 (2 шт.)	+27
		0,5	+27
Радиокомпас АРК-5	Щиток управления	5	+27
		2	115 В 400 Гц
Радиокомпас АРК-9	Блок питания	2	115 В 400 Гц
Радиовысотомер РВ-2	Передняя панель	0,25	+220
Радиовысотомер РВ-УМ	То же	2	115 В 440 Гц.
		0,25	+260
Радиостанция «Бриз»	Передняя панель приемопередатчика	5	+27

Включение радиоустановок

Контроль за работой источников питания электросети постоянного и переменного тока производится по приборам, установленным на приборной доске пилотов.

Перед включением радиоустановок второй пилот должен убедиться в том, что напряжение бортовой сети постоянного тока составляет 28,5 В, а переменного — не превышает 115 В.

УКВ радиостанции Р-860-II, «Ландыш-5»

1. На абонентском аппарате СПУ установить:

- переключатель радиосвязей — в положение «УКВ»;
- переключатель «СПУ—Радио» — в положение «Радио».

2. На пульте дистанционного управления радиостанции установить:

- выключатель «ПШ—выкл» — в положение «Выкл»;
- регулятор громкости — в положение максимальной громкости.

Для радиостанции Р-860-II переключатель «АРК, р/ст—р/ст» установить в положение «Р/ст».

3. Включить питание радиостанции автоматом защиты «УКВ», установленным на центральном щитке.

4. Установить переключатель каналов на ПДУ в положение рабочей частоты связи и прослушать работу наземной радиостанции, регулятором «Общая» на абонентском аппарате СПУ установить необходимую громкость.

Переключатель «ПШ—ВЫКЛ» установить в положение «ПШ» при работе с ближним корреспондентом, в положение «Выкл» — при работе с дальним корреспондентом.

5. Убедившись, что наземная радиостанция не занята связью с другими самолетами и вертолетами, вызвать ее и осуществить двустороннюю связь.

Для этого необходимо:

а) нажать кнопку «Радио», установленную на штурвале самолета, и произвести вызов диспетчера, при этом в телефонах должна прослушиваться собственная передача;

б) для перехода на прием отпустить кнопку «Радио» и слушать ответ диспетчера.

КВ радиостанция РСБ-5

Органы управления КВ радиостанции (передатчика РСБ-5 и приемника УС-9ДМ) расположены у рабочего места второго пилота.

Как правило, передатчик настраивается на заданные частоты (каналы) связи на земле техником.

Перестройка передатчика на другие частоты (каналы) связи вторым пилотом в воздухе производится в исключительных случаях.

Полное управление связной радиостанцией осуществляется вторым пилотом.

Командир самолета может использовать радиостанцию для телефонной связи с корреспондентами только в том случае, когда радиостанция предварительно будет включена и настроена на нужную частоту (канал) вторым пилотом.

Для включения и использования КВ радиостанции необходимо:

1. Включить питание радиостанции автоматом защиты «РСБ» или «Р-805» на центральном щитке и установить ручку переключателя с маркировкой «АРЧ—Выкл—РРЧ» на пульте дистанционного управления радиоприемника УС-9ДМ в положение «АРЧ» или «РРЧ».

2. Установить переключатель абонентского аппарата СПУ в положение «СР».

3. Переключатель «Волна» на пульте радиостанции установить в положение «1» или «2» в зависимости от того, на каком блоке установлена нужная частота.

4. Для работы в телефонном режиме переключатель «ТЛГ — ТЛФ» на пульте радиостанции установить в положение «ТЛФ» и нажать кнопку «Радио» на штурвале самолета. При переходе на прием кнопку отпустить, при этом переключатель «ПРМ—ПРД» должен находиться в положении «ПРМ».

Для работы в телеграфном режиме переключатель «ТЛГ — ТЛФ» установить в положение «ТЛГ», а переключатель «ПРМ— ПРД» в положение «ПРД» и осуществить работу ключом. При переходе на прием установить переключатель в положение «ПРМ».

5. Настроить приемник на частоту корреспондента. Для этого на пульте управления приемника ручкой «Настройка» установить нужную частоту, кнопками «Подстройка антенны» получить максимальную слышимость и отрегулировать громкость звука в телефонах регулятором «Громкость».

При телеграфной работе дополнительно поставить в верхнее положение выключатель «ТЛГ» и отрегулировать тон принимаемых сигналов ручкой «Тон биений».

Предупреждение.

Для того, чтобы избежать рассогласования в частоте между пультом управления и приемником, ручку «Настройка» при выключенном питании ~115 В НЕ ВРАЩАТЬ.

6. Для проверки радиостанции на земле прослушать работу радиостанции диспетчера и, если она не занята связью с другими самолетами или вертолетами, вызвать диспетчера для связи в телефонном режиме.

При передаче в телефонах должна прослушиваться своя работа, независимо от положения настройки приемника.

7. Убедившись в нормальной работе связной радиостанции, выключить ее питание.

КВ радиостанция Р-842

Приемопередатчик настраивается на заданные частоты (каналы) связи на земле техником. Управление радиостанцией осуществляется вторым пилотом.

1. На абонентском аппарате СПУ установить:

- переключатель радиосвязей — в положение «СР»;
- переключатель «СПУ—Радио» — в положение «Радио»;
- ручку громкости «Общая» — в положение максимальной громкости.

При этом переключатель управления на передней панели приемопередатчика должен стоять в положении «Дист».

2. Включить питание радиостанции автоматом защиты «КВ», установленным на центральной щитке.

3. На пультах управления дистанционного управления радиостанции установить:

- переключатель каналов на необходимый номер, соответствующий заданной частоте;
- ручку переключателя рода работ «Выкл.—РРГ—АРГ» в положение «РРГ» при связи с дальним корреспондентом или в положение

«АРГ» при связи с ближним корреспондентом;

- переключатель «Огр. мод — Выкл.» — в положение «Выкл.» (при связи с ближним корреспондентом) или в положение «Огр. мод» (при связи с дальним корреспондентом).

4. Убедившись, что наземная радиостанция не занята связью с другими самолетами и вертолетами, вызвать ее и осуществить двустороннюю связь.

Для этого необходимо:

а) нажать кнопку «Радио» пуска передатчика радиостанции, установленную на штурвале самолета, и произвести вызов наземной радиостанции; при этом в телефонах должна прослушиваться собственная передача; регулировка самоподслушивания производится ручкой «С контроль» (самоконтроль) на пульте дистанционного управления;

б) для перехода на прием отпустить кнопку «Радио» и слушать ответ наземной радиостанции.

Громкость приема устанавливается регулятором на пульте дистанционного управления радиостанции и на абонентском аппарате СПУ.

5. Убедившись в нормальной работе радиостанции на рабочем канале связи, проверить ее на остальных (заранее настроенных) частотах (каналах) по прослушиванию своей работы.

6. По окончании работы радиостанции установить на пульте управления ручку переключателя рода работ «Выкл.—РРГ—АРГ» в положение «Выкл.».

КВ радиостанция «Карат»

1. На абонентском аппарате СПУ установить:

- переключатель радиосвязей — в положение «СР»;
- переключатель «СПУ—Радио» — в положение «Радио»;
- ручку громкости «Общая» — в положение максимальной громкости.

2. Включить питание радиостанции автоматом защиты «КВ», установленным на центральной щитке.

3. На пульте дистанционного управления радиостанции:

— ручками настройки установить на заданную частоту поочередно тысячи, сотни, десятки и единицы кГц; при этом на шкале появятся обозначения рабочей частоты.

Внимание!

Частоты выше 10 100 кГц на ПДУ не устанавливать;

— кнопку «Контроль» нажать; при исправной радиостанции загорается светосигнализатор «Контроль»; после проверки отпустить кнопку;

— ручками «РЧ» и «РГ» отрегулировать необходимую чувствительность и громкость приема.

4. Для перехода с приема на передачу нажать кнопку «Радио» на штурвале самолета и произвести вызов диспетчера аэропорта; при этом в телефонах должна прослушиваться собственная передача.

Для перехода на прием отпустить кнопку «Радио» и слушать ответ диспетчера.

Радиокомпас АРК-5

1. Установить переключатель связи абонентского аппарата СПУ в положение «РК1».

2. Установить переключатель «АРК, р/ст—р/ст» в положение «АРК, р/ст» на пульте управления радиостанции Р-860-П.

3. Включить питание радиокомпаса автоматом защиты «АРК» на центральной щитке.

4. На щитке управления компаса установить:

- переключатель рода работ с маркировкой «Выкл—комп—ант—рамка» — в положение «Ант»;
- переключатель поддиапазонов — в положение, соответствующее частоте принимаемой радиостанции;
- переключатель «ТЛГ—ТЛФ» — в положение «ТЛГ» или «ТЛФ» в зависимости от модуляции радиостанции;
- ручкой «Настройка» — заданную частоту против визирной линии; добиться максимального отклонения вправо стрелки индикатора настройки; проверить громкость и чистоту слышимости сигналов принимаемой радиостанции;

— переключатель рода работ — в положение «Компас»; проверить правильность показаний пеленга по указателю курса УГР-1 или СУШ-7;

— переключатель рода работ — в положение «Рамка»; ручкой «Л-Рамка-П» отклонить рамку вправо или влево на 90—120° и отпустить;

— переключатель рода работ — в положение «Компас». Проследить за показанием стрелки указателя УГР-1 или СУШ-7. Стрелка должна вернуться в прежнее положение.

Радиокомпас АРК-9

1. Установить переключатель связи абонентского аппарата СПУ в положение «РК1».

2. Установить переключатель «АРК, р/ст—р/ст» в положение «АРК, р/ст» на пульте управления радиостанции «Р-860-П».

3. Включить питание радиокомпаса автоматом защиты «АРК» на центральной щитке.

4. На пульте управления компаса установить:

- переключатель рода работ с маркировкой «Выкл—комп—ант—Рамка» — в положение «Ант»;
- переключатель «ТЛФ—ТЛГ» — в положение «ТЛФ»;
- регулятор «Громкость» — в положение максимальной громкости.

5. Переключатель волн (ДПВ) «Д—Б» установить в положение «Д».

6. Ручкой декадной настройки «Основной» (Д) на ПУ АРК установить значение сотен и десятков килогерц заданной частоты,

7. Ручкой подстройки «Осн» установить единицы кГц от заданного значения по максимальному отклонению стрелки индикатора настройки. При этом в телефонах должен прослушиваться позывной сигнал радиостанции.

Внимание!

Настройка на радиостанцию на слух не является показателем правильной настройки приемника.

8. Переключатель рода работ установить в положение «Компас», проверить правильность показаний пеленга на указателе курса УГР-1 и БСУШ-2.

9. Переключателем «Л-Рамка-П» отклонить рамку вправо или влево на 90—120° и отпустить. Стрелка указателя курса УГР-1 или БСУШ-2 должна возвратиться в прежнее значение КУР.

Для настройки радиокompаса на вторую частоту (резервный канал) необходимо переключатель волн (ДПВ) установить в положение «Б» и повторить указанный порядок настройки на резервном (Б) декадном устою ПУ АРК-9.

Маркерный радиоприемник

Маркерный радиоприемник МРП-56П никаких органов управления не имеет. Включение и выключение питания осуществляется автоматом защиты «МРП», установленным на центральном щитке.

Сигнализация работы маркерного приемника осуществляется с помощью светосигнализатора «Маркер», установленного на левой приборной доске пилота, и звонка, расположенного в нише фонаря кабины с левой стороны кресла командира самолета.

Радиовысотомер РВ-2

Включать радиовысотомер и пользоваться им может только командир самолета. Для этого он должен:

1. Включить питание автоматом защиты «РВ-2», установленным на центральном щитке, и ручкой «Вкл» на указателе высоты, повернув ее по ходу часовой стрелки до упора.

2. Установить ручку «Диапазон» на указателе высот в положение «0—120 м» или «0—1200 м».

3. Проверить точность установки стрелки указателя высоты на нулевом делении шкалы.

4. Для выключения питания радиовысотомера ручку с надписью «Вкл» на указателе высоты повернуть против часовой стрелки до упора, а автомат защиты «РВ-2» установить в положение «Выключено».

Радиовысотомер РВ-УМ

1. Включить питание радиовысотомера выключателем «РВ» на центральном щитке.

Внимание!

Включение радиовысотомера производить не позднее чем за 5 мин до его использования.

2. Проверить точность установки стрелки указателя высоты на земле, которая должна быть (0±5) м.

3. Переключатель ПСВ-УМ последовательно установить в положения:

— «Выкл» — при этом должен загореться светосигнализатор «Опасная высота» на приборной доске командира самолета;

— «К» — при этом световой и звуковой сигналы отсутствуют;

— «50—400» — должен загореться светосигнализатор «Опасная высота» и прослушиваться звуковой сигнал в телефонах СПУ в течение 3—7 с.

Светосигнализатор «Опасная высота» гаснет при взлете и достижении самолетом высоты, установленной переключателем ПСВ-УМ.

4. Установить переключатель ПСВ-УМ на заданную высоту полета в пределах 50—400 м.

Звуковая и световая сигнализация срабатывает, если высота полета ниже заданной.

Примечание.

Показаниями радиовысотомера РВ-2 или РВ-УМ не рекомендуется пользоваться в следующих случаях:

— при полетах на высотах менее 50 м над толстым слоем льда или снега, так как радиовысотомер может измерять высоту с большой ошибкой;

— при углах крена самолета более 15°, так как в этих условиях погрешность его показаний может быть выше допустимой;

— при полетах в горной местности;

— при наличии влияния УКВ радиостанций (в режиме «Передача») на радиовысотомер РВ-УМ, проявляющегося в кратковременных колебаниях стрелки указателя высоты или в виде завышения его показаний. При этом контроль за высотой полета самолета осуществлять визуально или с помощью барометрического высотомера.

Самолетный радиоответчик

Самолетный радиоответчик предназначен для выдачи ответов на запросные сигналы наземных систем. Радиоответчик питается от сетей постоянного тока 28,5 В и переменного тока 115 В 400 Гц.

Для включения радиоответчика необходимо включить автомат защиты на центральном щитке АЗС и установить выключатель «Питание» на кодовом щитке во включенное положение. При этом должны загореться светосигнализаторы «Код включен» и «Контроль питания». О работе ответчика свидетельствует горящая неоновая лампа на кодовом щитке.

Установку кода производит второй пилот с помощью переключателя на щитке, устанавливая его на нужный номер кода.

Выключатель «Бедствие» на кодовом щитке включается в случаях, предусмотренных НПП ГА, или по команде диспетчера УВД.

Самолетное переговорное устройство (СПУ)

1. Подключить телефонно-микрофонную гарнитуру (или телефоны и ларингофоны) к абонентским щиткам СПУ.

2. Включить питание автоматом защиты «СПУ», установленным на центральном щитке.

3. Установить на всех абонентских аппаратах СПУ переключатели «Сеть—1—2» в положение «Сеть 1».

4. Для вызова нужного члена экипажа нажать кнопку «СПУ» на штурвале или кнопку циркулярного вызова «ЦВ» на абонентском аппарате СПУ и произвести передачу.

В обоих случаях вызов будет слышен у любого члена экипажа независимо от положения переключателя рода работ на абонентском аппарате. При этом в телефонах должна прослушиваться своя передача.

5. Уровень сигнала при внутренней связи регулируется регулятором громкости «Общая», а сигнала, поступающего с выхода радиоприемников, — регулятором громкости «Радио».

При проверке СПУ убедиться в наличии внутренней связи, разборчивости речи и громкости прослушивания.

Проверка радиооборудования при работающем двигателе

При проверке необходимо убедиться в отсутствии помех радиоприему (на приемниках УКВ и КВ радиостанций и радиокompаса) от системы зажигания двигателя, в отсутствии треска в телефонах, перерывов и искажений в приеме сигналов наземной радиостанций, а также в устойчивости показаний курсового угла радиостанции радиокompаса.

Пользование радиооборудованием в полете

УКВ радиостанция.

Питание УКВ радиостанции в течение всего полета должно быть включено. При отказе УКВ радиостанции перейти на связь по КВ радиостанции.

КВ радиостанция.

1. Включить питание радиостанции.
2. Прослушать работу радиостанции диспетчера аэропорта, при необходимости или вызове держать связь с диспетчером или с другими самолетами и вертолетами.

Радиокомпас.

1. Включить питание радиокомпаса и установить переключатель рода работ на щитке управления радиокомпасом в положение «Ант».
2. Установить переключатель абонентского аппарата СПУ в положение «РК-1».
3. Настроить приемник радиокомпаса на частоту приводной или радиовещательной станции и использовать радиокомпас для полета на радиостанцию или от радиостанции активным или пассивным методом, для пеленгации радиостанций и захода на посадку по системе ОСП. При этом переключатель рода работ должен быть установлен в положение «Компас». Курсовые углы радиостанций (КУР) определять по положению стрелки указателя радиокомпаса.
4. Если нет необходимости в работе радиокомпаса, выключить его.

Маркерный радиоприемник.

Включить питание маркерного радиоприемника МРП-56П до подхода к аэропорту и использовать его при заходе на посадку по системе ОСП.

Радиовысотомер.

1. В полете на высотах до 120 м необходимо пользоваться диапазоном малых высот, т. е. переключатель «Диапазон» на указателе должен быть установлен на высоту 0—120 м.

При полете на высотах, превышающих 120 м (до 1 200 м), следует пользоваться диапазоном больших высот, для чего переключатель «Диапазон» должен быть установлен на высоту 0—1 200 м.

2. При отсутствии необходимости, в работе радиовысотомера выключить его, повернув против хода часовой стрелки до упора ручку «Вкл» на указателе высоты, и установить автомат защиты «РВ-2» в положение «Выключено».

3. При изменении высоты полета установить переключатель ПСВ-УМ радиовысотомера на заданную высоту полета.

Для выключения РВ-УМ выключатель «РВ-УМ» установить в положение «Выключено».

Самолетное переговорное устройство.

Питание СПУ в течение всего полета должно быть включено. Для осуществления внутренней связи нажать кнопку «СПУ» на штурвале самолета (или кнопку циркулярного вызова «ЦВ» на абонентском аппарате) и вызвать (голосом) другого члена экипажа. При переходе на прием отпускать кнопку.

Для ведения внешней связи переключатель «СПУ — Радио» на абонентском аппарате установить в положение «Радио», переключатель радиосвязей — в положение выбранной для связи радиостанции, нажать кнопку «Радио» на штурвале и вести передачу.

Для перехода на прием кнопку «Радио» отпустить. Уровень сигнала внешней связи регулируется поворотом ручки «Общая», а уровень сигнала внутрисамолетной связи — поворотом ручки «Прослушивание».

Предупреждение.

Если у одного из членов экипажа вышла из строя кнопка «Радио», необходимо установить переключатель радиосвязей на абонентском аппарате СПУ этого члена экипажа в положение «РК-1» или «РК-2». При этом допускается ведение радиосвязи только с рабочего места другого члена экипажа.

Звуковещательная станция ЗСВС

Общие сведения

Звуковещательная станция ЗСВС предназначена для подачи команд при тушении лесных пожаров, а также для агитации при противопожарном патрулировании над лесными массивами.

В комплект ЗСВС входят усилитель, громкоговоритель и микрофон. ЗСВС работает от сети постоянного тока с напряжением 24—29,5 В. Средний потребляемый ток 16 А. Номинальная мощность усилителя — 500 Вт. Громкоговоритель состоит из шести головок мощностью по 75 Вт каждая. На самолете ЗСВС подключена к автомату обогрева стекла боковой секции левого пилота, при этом обогрев бокового стекла отключен.

Связь оператора с командиром самолета производится по СПУ.

Подготовка к работе и работа ЗСВС

Включить АЗС «Боковое стекло». На усилителе включить питание выключателем «ПИТ.». В дальнейшем проверка и работа ЗСВС производится согласно указаниям «Технического описания и инструкции по эксплуатации Хг1.740.004 ТО».

При отказе генератора ГСН-3000М, а также в других аварийных ситуациях, связанных с работой ЗСВС, командиру самолета отключить АЗС «Боковое стекло».

Предупреждение.

Запрещается проверка и работа станции ЗСВС от бортового аккумулятора.

Примечание.

Полеты с подключенной к бортовой сети ЗСВС разрешаются при положительной температуре воздуха у земли и при отсутствии условий обледенения по маршруту и высотам планируемого полета.

Приборное оборудование

Система индикации пространственного положения

Система индикации пространственного положения (в дальнейшем «Система») состоит из двух авиагоризонтов АГК-47Б, расположенных на левой и правой приборных досках пилотов.

Функциональная схема системы дана на рис. 26, а расположение органов управления системы индикации в кабине экипажа показано на рис. 27.

Электрический авиагоризонт АГК-47Б представляет собой комбинированный прибор, в корпусе которого кроме авиагоризонта смонтированы также указатель поворота и указатель скольжения.

Авиагоризонт предназначен для обеспечения пилота информацией о пространственном положении самолета по углам крена и тангажа относительно плоскости истинного горизонта, а также указания направления разворота самолета и скольжения.

Питание левого авиагоризонта осуществляется от преобразователя ПАГ-1Ф, правого — от преобразователя ПТ-125Ц.

Включение системы производите после запуска двигателя.

Ограничения

Углы крена в полете при отказе авиагоризонта — не более 15°.

Запрещается:

1. Взлет самолета с отказавшим авиагоризонтом;
2. Арретирование авиагоризонта в полете;
3. Отключение отказавших авиагоризонтов.

Подготовка системы к полету

Для включения системы необходимо:

- потянуть ручку арретира на левом и правом авиагоризонте на себя до установки ее на защелку. На лицевой панели прибора должен появиться сигнальный флажок «Арретир»;
- включить на панели выключателей центрального пульта выключатель «ГИК-1, АГК-47Б» и автомат защиты «АГК-47, ГПК-48»;
- совместить ручкой установки линии горизонта подвижный индекс линии горизонта с неподвижными индексами на лицевой панели прибора;
- нажать ручку арретира до установки ее в исходное положение. После разарретирования показания авиагоризонтов должны соответствовать стояночным углам крена и тангажа самолета, сигнальные флажки «Арретир» должны быть убраны.

При рулении убедитесь, что:

- сигнальные флажки «Арретир» на авиагоризонтах убран
- при разворотах самолета оба авиагоризонта не изменяют показания крена и тангажа;
- стрелки указателей поворота обоих авиагоризонтов отклоняются в сторону разворота;

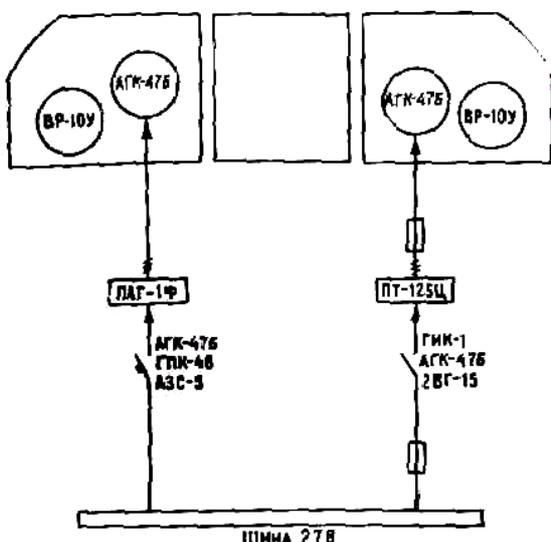


Рис. 26. Функциональная схема системы индикации пространственного положения

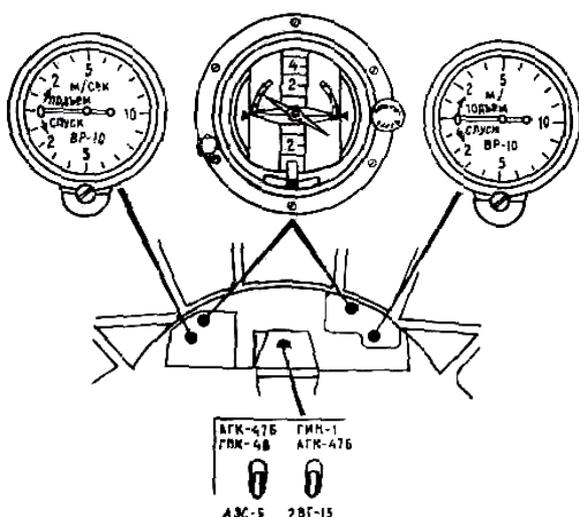


Рис. 27. Расположение органов управления системы индикации

— указатели курса индицируют курс.

На предварительном старте убедитесь, что силуэты самолета на обоих авиагоризонтах занимают горизонтальное положение и совпадают с линией горизонта.

Проверьте отклонение индекса линии горизонта вверх и вниз, вращением ручки установки линии горизонта. После проверки совместите индекс линии горизонта с неподвижными индексами на лицевой панели прибора.

Эксплуатация системы в полете.

Взлет запрещается:

- при наличии сигнального флажка «Арретир» на авиагоризонте;
- до истечения времени готовности системы при температуре наружного воздуха: +50...–20 °С — 3 мин, +20...–30 °С — 5 мин, –30...–60 °С — 6 мин после включения.

После взлета при выполнении первого разворота убедитесь в том, что авиагоризонты без запаздывания реагируют на изменение углового положения самолета, стрелки указателей поворота авиагоризонтов отклонены в сторону разворота, и показания указателей курса изменяются.

После вывода самолета в режим горизонтального полета (стрелки вариометров на нуле) совместите ручкой установки линии горизонта подвижный индекс линии горизонта с силуэтом самолета.

При пилотировании самолета систематически сравнивайте показания авиагоризонтов, указателей поворота авиагоризонтов и указателей курса. Реагируя на показания авиагоризонта по крену, каждый раз убеждайтесь, что показания его не расходятся с показаниями других приборов. При рассогласовании в показаниях авиагоризонтов по тангажу сравните их показания с показаниями вариометров. Сравнение показаний авиагоризонта с показаниями указателя поворота и вариометра разрешается только при отсутствии скольжения самолета («шарик» указателя скольжения в центре). Отказавшим считается авиагоризонт, показания которого расходятся с показаниями других приборов.

Второму пилоту при рассогласовании в показаниях приборов немедленно доложить командиру самолета.

При пилотировании самолета по указателю поворота развороты выполняйте плавно и координированно, по мере вывода самолета из разворота уменьшайте угол отклонения элеронов. Не реагируйте на кратковременные отклонения стрелки указателя поворота, так как это может привести к раскачке самолета. Небольшие исправления в курсе производите рулем направления по указателю курса. По возможности измените эшелон и выберите запасной аэродром с наименьшей болтанкой.

После заруливания на стоянку до выключения электропитания, заарретируйте АГК-47Б.

Действия экипажа при возможных отказах системы

Отказы в системе могут проявляться в виде:

- «застывания» элементов индикации в произвольном положении;
- индикации углов крена и тангажа с погрешностями, в том числе с заниженными значениями углов крена;
- «завала» элементов индикации с малой скоростью 2—3°/мин, средней 1—3 °/с и с большой скоростью более 10 °/с;
- колебания элементов индикации.

Наибольшую опасность при пилотировании представляют отказы, проявляющиеся в виде «застывания» элементов индикации в произвольном положении или в виде их «завала» со средней скоростью. Эти отказы проявляются незаметно, их распознавание затруднено и требует специальных навыков.

При появлении рассогласований в показаниях авиагоризонтов выведите самолет из крена по исправному указателю поворота авиагоризонта (удерживая «шарик» в центре) и выдерживайте прямолинейный полет без скольжения. Исправным считается указатель поворота, показания которого не отличаются от показаний других приборов. Определите отказавший авиагоризонт, сравнивая показания авиагоризонтов, указателей поворота и вариометров. Неисправным считается авиагоризонт, показания которого отличаются от показаний других приборов. Продолжайте пилотирование по исправному авиагоризонту, постоянно контролируя его показания по указателю поворота, вариометрам и указателям курса. При необходимости передайте управление второму пилоту.

Командиру самолета во всех случаях отказа в системе:

- вывести самолет на исходный режим полета по высоте, скорости и курсу, если он отклонился от этого режима;
- доложить об отказе диспетчеру УВД;
- запросить органы УВД (при необходимости) разрешение об изменении эшелона в целях улучшения условий визуальной ориентировки;

— выбрать (при необходимости) запасной аэродром, по возможности с благоприятными условиями погоды.

В случае запаздывания пилотами в определении отличий в показаниях авиагоризонтов по крену самолет может перейти в спираль со значительным креном. Первыми признаками неконтролируемого пилотом крена более 30° является появление вертикальной скорости снижения, которая взятием штурвала на себя существенно не уменьшается, и уход самолета с курса, так как самолет входит в спираль.

При появлении этих признаков примите меры к определению направления крена, для чего освободите штурвал и педали во избежание непреднамеренного отклонения элеронов и руля направления в сторону крена; сравнивая показания авиагоризонтов и указателей поворота, определите истинное направление крена. Затем координированно элеронами и рулем направления выведите самолет из крена по указателю поворота (удерживая «шарик» в центре).

После вывода из крена отклонением руля высоты переведите самолет в горизонтальный полет.

Предупреждение.

При отказе авиагоризонтов на малой высоте освобождение штурвала по тангажу должно быть кратковременным (если возможно по запасу высоты).

Гирополукомпас ГПК-48

Питание электрического гирополукомпаса ГПК-48 осуществляется от преобразователя ПАГ-1Ф, который включается выключателем при включении левого авиагоризонта АГК-47Б.

Гироскопический индукционный компас ГИК-1

Питание прибора включается не менее чем на 3—6 мин до начала пользования компасом.

Перед взлетом для согласования показаний датчика и указателя следует нажать кнопку согласования и удерживать ее до тех пор, пока движения шкалы указателя не прекратятся. Остановка шкалы указателя показывает, что согласование достигнуто и компас готов к работе.

Предупреждение. При включении время готовности гироскопических приборов при температуре наружного воздуха:

- +50...+20 °С через 3 мин.
- +20...–30 °С через 5 мин.
- 30...–60 °С через 6 мин.

Указатель скорости УС-35у

Указатель скорости УС-35у предназначен для измерения приборной скорости полета.

Прибор имеет диапазон измерения скорости от 50 до 350 км/ч. Допустимые погрешности прибора:

- при температуре +20 °С — ±6 км/ч;
- при температуре +50...+45 °С — ±10 км/ч.

На самолете установлены два указателя скорости.

Вариометр ВР-10

Вариометр ВР-10 предназначен для измерения вертикальной скорости спуска и подъема самолета.

Прибор имеет диапазон измерения вертикальной скорости ± 10 м/с.

Допустимые погрешности прибора:

— при температуре $+20$ °С — ± 1 м/с;

— при температуре $+50 \dots +60$ °С — $\pm 1,5$ м/с.

Компас КИ-13

Пилоту необходимо помнить, что при включении фар показания КИ-13 изменяются до 17° . При включении обогрева стекол фонаря разница в показаниях КИ-13 может достигнуть 70° .

При отсчете показаний КИ-13 необходимо выключить питание фар и обогрева стекол фонаря.

Высотомер ВД-10

Двухстрелочный высотомер, диапазон показаний прибора $0—10000$ м, прибор работает на принципе изменения барометрического давления с изменением высоты, на которое реагируют anerоидные коробки, кинематически связанные с двумя стрелками.

Прибор имеет герметичный корпус, соединенный со статической камерой приемника воздушных давлений. Шкала барометрических давлений показывает $670—790$ мм рт. ст. с ценой деления 1 мм рт. ст. Короткая стрелка показывает высоты в километрах, длинная — в метрах.

Подвижные индексы высотомера ВД-10, расположенные на лицевой стороне прибора у шкалы высоты, как бы продолжают барометрическую шкалу в сторону уменьшения давления и выражают его в метрах высоты.

Показания индексов отсчитываются так же, как показания стрелок приборов. Один индекс показывает высоту в метрах, второй индекс — в километрах. Благодаря наличию этих индексов высотомером ВД-10 можно пользоваться при посадке на высокогорных аэродромах с атмосферным давлением меньше 670 мм рт. ст.

Допустимое расхождение шкал барометрического давления с атмосферным давлением на уровне аэродрома для высотомера ВД-10 — $\pm 1,5$ мм рт. ст. (при $t_B = +15—35^\circ\text{C}$), а при других температурах — $\pm 2,5$ мм рт. ст. Согласование шкал высотомера непосредственно на самолете не производится.

Бензинометр СБЭС-1447

Бензинометр включают с помощью выключателя на электрошитке центрального пульта управления.

Для замера количества топлива следует пользоваться переключателем на левом пульте управления.

Установка переключателя в среднее положение соответствует показанию количества топлива, находящегося в обеих группах бензобаков.

Установка переключателя вправо соответствует показанию количества топлива в правой группе баков, установка его влево — количеству в левой группе баков.

Экипажу необходимо помнить о том, что бензинометры дают правильные показания лишь при горизонтальном положении самолета (если перед этим не было продолжительных поперечных наклонов самолета).

В полете следить за тем, чтобы бензинометр был включен на ту группу баков, из которой расходует топливо. Выключать в полете бензинометр запрещается.

Трехстрелочный индикатор ЭМИ-3К

Индикатор ЭМИ-3К предназначен для дистанционного замера давления топлива, давления и температуры масла.

Указатель объединяет в одном корпусе три измерителя, каждый из которых в комплекте со своим датчиком образует самостоятельную электрическую схему. Датчики давления масла и топлива представляют собой мембранную коробку, через рычаг связанную с движком, который перемещается по потенциометру. Датчики отличаются упругостью гофрированной мембраны.

Приемник температуры масла представляет собой стержень с намотанной внутри никелиновой проволокой, обладающей свойством повышать сопротивление с ростом температуры.

Указателями являются магнитноэлектрические лагометры, в одно из плеч мостовой схемы которых включено сопротивление датчика или приемника.

Термометр 2ТЦТ-47

Термоэлектрический термометр цилиндров предназначен для измерения температуры головок 1-го и 9-го цилиндров.

Термопары установлены под задними свечами цилиндров, при температуре 200°C развивают термоэдс до 15 мВ, которая замеряется высокочувствительными магнитно-электрическими гальванометрами, объединенными в одном приборе.

Тахометр ТЭ-45

Электрический тахометр ТЭ-45 предназначен для измерения частоты вращения коленчатого вала двигателя и состоит из датчика и указателя.

Датчик, получающий вращение через привод от двигателя, представляет собой трехфазный синхронный генератор переменного тока, вырабатываемая частота которого пропорциональна оборотам.

Указатель представляет собой трехфазный синхронный двигатель, обороты которого соответствуют оборотам синхронного генератора, которым является датчик.

Термометр ТУЭ-48

Электрический термометр предназначен для дистанционного измерения температур наружного воздуха и воздуха в карбюраторе. Термометр может измерять температуру от -50 до $+150$ °С.

Принцип действия аналогичен принципу действия термометра для измерения температуры масла.

Мановакуумметр МВ-16

Мановакуумметр предназначен для измерения абсолютного давления наддува воздуха во всасывающем трубопроводе двигателя за нагнетателем.

Чувствительным элементом является anerоидная коробка, помещенная в герметичный корпус, который соединен трубкой со всасывающим трубопроводом двигателя.

Деформация коробки передается на стрелку, которая показывает давление (в мм рт. ст.).

Пожарное оборудование

На самолете установлено стандартное пожарное оборудование, в комплект которого входят: баллон с пиропатроном, три (девять) термоизвещателя и распределительный коллектор. Баллон заполнен углекислотой и установлен на шп. № 4 фюзеляжа (под полом кабины экипажа). Термоизвещатели установлены на подкосах подмоторной рамы. Распределительный коллектор установлен на внутреннем капоте двигателя.

На левой панели приборной доски установлены:

а) светосигнализатор, сигнализирующий о пожаре;
б) кнопка включения электроцепи пиропатрона баллона. Перед каждым запуском двигателя и вылетом самолета необходимо проверить исправность лампы сигнализации пожара, наличие пломбы на защитном колпачке кнопки включения пироголовки баллона углекислоты с надписью «Пожар в кабине». Для проверки исправности лампы сигнализации пожара необходимо:

— включить аккумулятор;
— включить АЗС-5 пожарного оборудования; при этом загорается желтый светосигнализатор, сигнализирующий об исправности пиротехнической головки пожарного баллона;
— нажать поочередно переключатели или кнопку проверки исправности пожарной системы; при этом красный светосигнализатор пожара должен загореться.

В случае возникновения пожара в моторном отсеке термоизвещатели из-за повышения температуры или непосредственного соприкосновения с пламенем замыкают электрическую цепь, вследствие чего загорается красный светосигнализатор в кабине экипажа.

Для ликвидации пожара необходимо сорвать пломбу с крышки предохранителя кнопки, открыть крышку и нажать кнопку с надписи «Пожар». При этом электроцепь пиропатрона замыкается, пиропатрон срабатывает и углекислота, находящаяся в баллоне под действием давления поступает в распределительный коллектор и через имеющиеся в нем отверстия разбрызгивается на двигатель.

Противообледенительная система стекол

Обогрев стекол включается с помощью трех АЗС («Обогр. стекло», «Боковое стекло» и «Среднее стекло»), установленных на левом пульте управления. Для обогрева двух стекол требует около 31 А. Для равномерного прогрева стекол при температуре воздуха ниже -40°C включать электрообогрев следует на 30—60с (с перерывами между включениями по 20—30 с).

На земле электрообогрев следует включать в целях его проверки и для устранения наружного и внутреннего обледенения стекол на стоянке, при рулении и перед взлетом.

Проверку электрообогрева стекол производить от генератора при работающем двигателе или от наземного источника питания.

Для проверки исправности электрообогрева стекол при работающем генераторе достаточно включить общий АЗС «Обогрев стекол» и на 2—3 с поочередно включить АЗС «Боковое стекло», затем «Среднее стекло», убедиться при этом, что каждое из них потребляет ток 15—16 А.

Запрещается производить проверку от бортового аккумулятора.

Бензообогреватель БО-10

Включение обогревателя на земле

При необходимости прогрева кабины самолета на земле разрешается включать обогреватель БО-10 только от аэродромного источника электроэнергии.

Включение обогревателя в полете

1. Открыть дроссельную заслонку воздухозаборника на $3/4$ полного ее открытия при температуре воздуха ниже -15°C , на $1/2$ — при температуре ниже -25°C .

2. Включить АЗС-40, а затем выключатель «Обогрев». Работа обогревателя в полете аналогична его работе на земле, лишь с той разницей, что в полете вентилятор не работает, так как он автоматически отключен воздушным реле, а поступление воздуха в обогреватель обеспечивается за счет скоростного напора через воздухозаборник.

В полете необходимо периодически контролировать работу бензообогревателя, особенно обращая внимание на следующее:

- своевременность выключения запальной свечи (свеча не должна быть под напряжением более 4 мин) по светосигнализатору;
- устойчивость режима работы;
- отсутствие вибрации обогревателя;
- постоянство температуры нагретого воздуха.

Выключение обогревателя в полете

1. Выключатель «Обогрев» поставить в положение «Выключено». В зависимости от температуры воздуха бензообогреватель необходимо выключать:

- за 5 мин до посадки самолета при температуре до -15°C ,
- за 3 мин до посадки самолета при температуре от -20 до -30°C .
- за 1—2 мин до посадки самолета при температуре ниже -30°C .

2. Во всех случаях дроссельная заслонка воздухозаборника должна быть полностью открыта.

3. После посадки самолета при температуре выходящего воздуха из обогревателя не выше $20-25^{\circ}\text{C}$ закрыть дроссельную заслонку и выключить АЗС-40 на щитке управления обогревателем.

При пользовании бензообогревателем запрещается:

- держать запальную свечу под напряжением электротока более 4 мин;
- выключать общий АЗС-40 и закрывать дроссельную заслонку воздухозаборника сразу после автоматического выключения вентилятора или выключения обогревателя;
- производить более двух попыток запуска обогревателя в полете;
- проверять действие термовыключателя ограничителя на работающем обогревателе;
- эксплуатировать обогреватель, имеющий большую вибрацию;
- производить руление самолета с работающим обогревателем;
- пользоваться бензообогревателем на взлете, при наборе вы соты и на снижении при скорости по прибору менее 160 км/ч а также во время посадки самолета.

Система кондиционирования кабины экипажа

(система принудительной вентиляции кабины экипажа с химической очисткой воздуха)

Установленная на самолете система кондиционирования предназначена для вентиляции и охлаждения кабины экипажа, а также для

очищения воздуха от ядохимикатов при про ведении авиаработ.

Система кондиционирования обеспечивает подачу охлажденного и очищенного воздуха к верхней части пилотских кресел за счет поворота соответствующих насадок, а также общее охлаждение кабины экипажа.

Технические данные.	
Расход воздуха по «горячему» теплообменнику.....	150—400 м ³ /ч
Расход воздуха по «холодному» теплообменнику.....	10—250 м ³ /ч
Холодопроизводительность.....	300 ккал/ч
Напряжение питания.....	27 В
Сила тока.....	не более 26 А

Включение и проверка системы кондиционирования с использованием воздухоохладителя.

Предупреждение.

Систему кондиционирования можно включать только при выключенном обогреве стекол и выключенном освещении самолета, как внешнем, так и внутреннем.

Проверка осуществляется от генератора работающего двигателя (на частоте вращения не менее 900—1200 об/мин) или от наземного источника электропитания.

Примечание.

Допускается кратковременная проверка системы от бортовых аккумуляторных батарей.

Для проверки системы следует:

а) перевести переключатель (2ППНГ-15 или 2ППНТ-15), установленный на левом пульте в кабине экипажа) в положение «Вентилятор». Убедиться в работе вентилятора, а также в исправности вытяжной системы.

б) перевести переключатель в нейтральное положение и в таком положении выдержать около 5 с, после чего установить его в положение «Воздухоохладитель».

Убедиться в исправной работе кондиционера и в возможности регулирования направления воздуха поворотом соответствующих насадок.

Предупреждение.

Запрещается включать воздухоохладитель при неисправном вентиляторе.

в) для отключения системы кондиционирования следует переключатель перевести в нейтральное положение.

При длительной стоянке установить заглушку на воздухозаборник контейнера.

Основная система отопления кабин теплым воздухом от теплообменника

На самолете установлена воздушная система отопления кабины экипажа и пассажирской кабины. Кроме того, теплым воздухом обогревается правое лобовое стекло фонаря. Наружный воздух поступает через заборник и теплообменник, расположенные на выхлопной трубе двигателя, к распределителю. В зависимости от положения заслонок распределителя воздух направляется или в систему отопления и обогрева, или отводится за борт самолета.

Управление заслонками распределителя осуществляется ручкой «Обогрев», расположенной на полу кабины экипажа у правого борта. Для подачи воздуха в систему отопления и обогрева нужно установить ручку «Обогрев» в положение «Включено».

Для включения отопления пассажирской кабины нужно установить ручку, расположенную под порогом кабины экипажа, в верхнее положение.

Для включения отопления кабины экипажа нужно поднять и повернуть грибок крана, расположенного на полу кабины под центральным пультом.

Управление обогревом правого лобового стекла производится при помощи ручки, расположенной непосредственно у стекла.

Отключение системы отопления и обогрева производится установкой ручки «Обогрев» в положение «Выключено».

В холодное время года на самолете может устанавливаться дополнительная система обогрева пассажирской кабины.

В дополнительную систему обогрева наружный воздух поступает через дополнительный заборник и теплообменник, расположенные на удлиненной выхлопной трубе двигателя. В зависимости от положения заслонок распределителя воздух поступает или в дополнительную систему обогрева, или отводится за борт самолета.

Управление заслонками распределителя осуществляется дополнительной ручкой, расположенной рядом с ручкой «Обогрев» основной системы отопления.

Для подачи воздуха в дополнительную систему обогрева нужно установить дополнительную ручку в положение «Включено».

В пассажирскую кабину воздух из дополнительной системы поступает через жалюзи, расположенные в нижней правой части перегородки кабины экипажа.

Основная система отопления и дополнительная система обогрева могут работать одновременно.

В теплое время года дополнительная система обогрева пассажирской кабины может быть демонтирована.

Примечания:

1. При установке дополнительной системы обогрева пассажирской кабины масса пустого самолета увеличивается на 14 кг, а центровка пустого самолета смещается вперед на 0,2 % САХ.

2. Установка дополнительной системы обогрева пассажирской кабины производится по согласованию с Разработчиком и только по его документации.

ПРИЛОЖЕНИЕ 1

Обслуживание самолета экипажем при кратковременной стоянке в аэропортах, где отсутствует технический состав

1. После останова двигателя выключить магнето, аккумуляторы и все АЗС, потребителей электроэнергии. Установить рукоятку топливного крана в положение «Баки выключены». Колеса шасси затормозить стояночным тормозом.

2. Установить стопор контровки штурвала и ножного управления. При силе ветра более 6 м/с установить струбины на рули. Установить упорные колодки под колеса спереди и сзади. Зачехлить ПВД. Зимой закрыть створки маслорадиатора и установить подушку в туннель маслорадиатора.

3. Слить отстой из фильтра отстойника воздушной системы. Закрыть и законтрить кран.

4. Проверить мерной линейкой количество масла в баке.
5. Осмотреть дренажные и сливные трубопроводы топливной и масляной систем, проверить, нет ли загрязнения выходных отверстий трубопроводов или закупорки снегом или льдом зимой.
6. Зимой в случае задержки вылета периодически прогревать двигатель, не допуская снижения температуры головок цилиндров менее +30 °С. При температурах воздуха ниже —25 °С и стоянке свыше 4 ч снять с самолета аккумуляторы и хранить их в теплом помещении.

Заключительные работы перед вылетом самолета

1. Снять струбины с рулей. Снять стопор контролки штурвала и ножного управления. Снять чехол с ПВД.
2. Перед запуском двигателя повернуть воздушный винт (при температуре головок цилиндров не выше +80 °С).
3. Установить на самолет аккумуляторы, если они были сняты для хранения в теплом помещении.
4. Запустить и опробовать двигатель.
5. Выключить двигатель, убрать упорные колодки, зимой вынуть подушки из туннеля маслорадиатора.

ПРИЛОЖЕНИЕ 2

Карта контрольной проверки самолета Ан-2 экипажем

№ п/п	Наименование контролируемого органа (операции)	Форма доклада	Очередность доклада	
			командир самолета	второй пилот
1. Перед запуском двигателя				
1	Швартовка самолета	Отшвартован	1	—
2	Чехол ПВД	Снят	1	—
3	Струбины, замок шасси	Сняты	1	2
4	Подушка маслорадиатора	На борту	1	—
5	Размещение и крепление груза, размещение пассажиров	Проверено. Ограничительный ремень установлен	—	1
6	Отклонение рулей	Правильное	1	2
7	Воздух в системе, кран	Есть (не менее 40 атм), кран открыт	1	—
8	Стояночный тормоз	Включен	1	—
9	Бензокран	На обе группы	1	—
	Бензин	...л, по группам ...л.	—	1
9а	Световая и звуковая сигнализация резервного запаса топлива.	По заданию ...л. Включена, работает	1	—
10	Двери	Закрыты	—	1
11	Взлетные данные	Масса ...кг Центровка -...%, длина разбега ...м	—	1
12	Высотомеры	Высота ноль, давление ...мм рт. ст.	1	2
13	Барограф	Включен	—	1
2. Перед выруливанием				
1	Генератор	Включился	1	—
2	Закрылки	Проверены	1	—
3	Отклонение триммеров	Правильное	1	—
4	Положение шприца	Законтрен	1	—
5	Показания приборов двигателя	Нормальные	1	—
6	Авиагоризонты	Включены, разарретированы, риски совмещены	1	2
7	ГИК, ГПК, КИ-13, РВ	Включены, согласованы, курс, диапазон (высота) установлены	1	2
8	Опознавание	Включено, работает	1	—
9	С началом руления проверить работу тормозов, стопора	Нормально	1	—
10	Обогрев ПВД (при необходимости)	Включен	1	—
11	Ночью: включить АНО, проверить фары	Включено, исправны	1	—
3. На исполнительном старте				
1	ГИК, ГПК	На курсе взлета	1	2
2	Показания приборов двигателя	Нормальные	1	—
3	Бензокран	На обе группы	1	—
4	Стопор хвостового колеса	Застопорено (расстопорено)	1	—
5	Отклонение закрылков	Для взлета	1	—
6	Триммер руля высоты	Для взлета	1	—
7	Стояночный тормоз	Выключен	1	—
4. Предпосадочная подготовка (при входе в круг или на эшелоне перехода)				
1	Схема захода	Уточнена	1	2
2	Высотомеры, РВ	Давление установлено ...мм рт. ст., высота ...м РВ включен, диапазон (высота) установлен	1	2

			Очередность доклада	
3	Бензокран Бензин	На обе группы ...л, по группам ...л	1	—
4	Воздух в системе	Есть	1	—
5	Стояночный тормоз	Выключен, давление в тормозах «0»	1	—
6	Стопорение хвостового колеса	Застопорено (расстопорено)	1	—
		5. Перед посадкой (на прямой)		
1	Отклонение закрылков	Для посадки	1	—

Примечания:

- Карта контрольной проверки читается после того, как экипаж выполнит необходимые операции согласно РЛЭ.
- При наличии двойного управления тормозами действие тормозов справа проверяется только пилотом-инструктором.
- Карту контрольной проверки читает второй пилот.
- Перед первым вылетом на АХР разделы Карты «Перед запуском двигателя», «Перед выруливанием» и «На исполнительном старте» выполняются полностью.
- При выполнении полетов на АХР и тренировочных полетов по кругу без выключения двигателя на земле выполняются разделы Карты «На исполнительном старте», пп. 4, 5 и 6 «Предпосадочная подготовка (при входе в круг или на эшелоне перехода)» и «Перед посадкой (на прямой)».
- При выполнении полетов на АХР с выключением двигателя на земле выполняются пп. 6—10 разделов Карты «Перед запуском двигателя», пп. 1, 3, 5, 6, 7 и 9 «Перед выруливанием», «На исполнительном старте», пп. 4, 5 и 6 «Предпосадочная подготовка (при входе в круг или на эшелоне перехода)» и «Перед посадкой (на прямой)».

Приложение 3

Перечень допустимых отказов и неисправностей самолета Ан-2, с которыми разрешается завершать рейс до ближайшего аэродрома или аэродрома базирования

Общее положение

- Настоящий перечень определяет допустимые отказы и неисправности самолета, с которыми разрешается продолжать полет до ближайшего аэродрома или аэродрома базирования.
- При обнаружении на самолете любого отказа или неисправности, не указанных в настоящем перечне, продолжение рейса разрешается только после устранения их на аэродроме посадки.
- При обнаружении отказов или неисправностей, перечисленных в перечне, на промежуточных или конечном аэродромах инженерно-технический состав обязан принять меры к их устранению за время стоянки самолета по расписанию. Если это невозможно по времени или отсутствию материально-технических условий, разрешается продолжение полета с данным отказом или неисправностью для завершения рейса до аэродрома базирования самолета.
- В случае выпуска самолета в рейс с обнаруженным отказом инженерно-технический состав обязан:
 - четко определить характер и причину отказа или неисправности;
 - убедиться, что данный отказ или неисправность не окажет влияния на работу других систем, агрегатов или оборудования самолета. Сообщить командиру самолета об отказе (неисправности) и о принятых мерах по обеспечению дальнейшего полета.
- Окончательное решение о продлении полета с данным отказом или неисправностью для завершения рейса до аэродрома базирования самолета принимает командир самолета с учетом метеорологических условий, оборудования аэродрома посадки.
- В случае принятия командиром самолета решения о вылете необходимо:
 - изолировать (отключить), если это возможно, отказавшее (неисправное) оборудование от работающей системы, при необходимости снять отказавшее (неисправное) оборудование и выполнить работы, рекомендованные перечнем;
 - произвести запись в бортовом журнале и карте-наряде за подписями командира самолета и начальника (инженера) смены о четком наименовании отказа или неисправности, выполненных работах и принятом решении.
- Применение данного перечня не снимает ответственности с командира самолета и лиц, готовящих самолет к рейсу, за безопасность полета.
- Вылет самолета с отказами и неисправностями, указанными в настоящем перечне, с аэродрома базирования категорически запрещается.

№ п/п	Наименование дефекта	Условия, при которых вылет разрешается
Планер		
1	Повреждение обшивки пола без повреждения силовых элементов фюзеляжа в пилотской или пассажирской кабине	Вылет разрешается, если обеспечивается сохранность агрегатов, расположенных под полом, и обеспечивается безопасность хождения
2	Неисправен механизм открытия форточки в кабине экипажа	Вылет разрешается, если исправна вторая форточка, а неисправная закрыта
3	Неисправен механизм регулирования кресла пилота	Вылет разрешается, если механизм застопорен в положении, не создающем неприемлемого условия для управления самолетом
Управление		
1	Неисправен электромеханизм управления закрылками	Вылет разрешается, если закрылки находятся в убранном положении, а размеры взлетной и посадочной полос обеспечивают безопасный взлет и посадку
2	Отказал указатель положения закрылков	Вылет разрешается. Перед взлетом и посадкой при необходимости выпуска закрылков угол отклонения установить визуально
Шасси		
1	Подтекает масло АМГ-10 по штокам амортизаторов шасси	Вылет разрешается, если обжатие амортизаторов не выходит за пределы

№ п/п	Наименование дефекта	Условия, при которых вылет разрешается
2	Проколы или порезы шины хвостового колеса	нормы Вылет разрешается, если шина держит давление
Силовая установка		
1	Наличие трещин (не более трех) на капотах двигателя длиной до 20 мм каждая	Вылет разрешается
2	Подтекание топлива из дренажной трубки топливного насоса	Вылет разрешается, если подтекание не превышает 1 капли в минуту
Электрооборудование		
1	Неисправен светосигнализатор отказа генератора	Вылет разрешается. В полете следить за показаниями амперметра
2	Неисправны светосигнализаторы нейтрального положения триммеров руля высоты, руля направления и элерона	Вылет разрешается. Предварительно установить триммеры в нейтральное положение визуально
3	Неисправны посадочные и рулевая фара	Полет разрешается только в дневное время суток
4	Неисправен подсвет приборов и освещение в кабине экипажа	Полет разрешается только в дневное время суток
5	Неисправна сигнализация положения двери	Вылет разрешается. Проконтролировать надежность закрытия двери
6	Отказ аэронавигационных огней	Полет разрешается в дневное время суток
7	Неисправны вентиляторы ДВ-302 ТВ кабины экипажа	Вылет разрешается
8	Неисправна система обогрева стекол ТСБП-17 кабины экипажа, обогрев ПВД-6М и электростеклоочистителей АС-2	Полет разрешается в дневное время суток при отсутствии выпадения осадков (в виде дождя, снега и из мороси) и только в простых метеоусловиях
9	Неисправна система кондиционирования воздуха	Вылет разрешается
Радиооборудование		
1	Неисправна КВ радиостанция Р-842	Вылет разрешается при возможности замены КВ связи связью УКВ
2	Неисправен МРП-56П	Вылет разрешается визуально, в дневное время суток в простых метеоусловиях
3	Неисправен РВ-УМ	Вылет разрешается визуально, в дневное время суток в простых метеоусловиях, при исправных барометрических высотомерах
4	Неисправна аппаратура СРО-2	Вылет разрешается по согласованию со службой движения

ОГЛАВЛЕНИЕ

ГЛАВА 1	2
ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ	2
Геометрические данные самолета	2
Массовые и центровочные данные	2
Основные данные двигателя АШ-62ИР	3
Основные технические данные воздушного винта АВ-2:	3
Основные летные данные	4
Взлетно-посадочные характеристики	4
Основные эксплуатационные данные	4
ГЛАВА 2	6
ЛЕТНЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ	6
Минимальный состав экипажа	7
ГЛАВА 3	8
Подготовка к полету	8
Расчет наивыгоднейшей высоты полета	8
Определение эффективности ветра ($W - V$)	8
Определение режима работы двигателя	10
Крейсерские режимы полета для взлетной массы до 5250 кг	10
Крейсерский график	11
Описание крейсерского графика	11
Решение типовых задач по крейсерскому графику	12
Применение крейсерского графика для самолетов с ухудшенными аэродинамическими качествами	13
Расчет необходимого количества топлива	13
Заправка топливом	14
Слив и проверка отстоя топлива	15
Заправка маслом	15
Загрузка и центровка самолета	15
Диапазон центровок самолета	15
Общие указания по загрузке самолета	15
Инструкция и графики расчета загрузки и центровки самолета Ан-2	16
Описание и пользование центровочными графиками	16
Пример расчета центровки самолета до 121-й серии, переоборудованного на 12 пассажирских мест	17
Пример расчета центровки самолета с 121-й серии	17
Определение центровки самолета, оборудованного пассажирскими креслами, которые расположены по полету	18
Пример расчета центровки по графику	18
Определение центровки самолета Ан-2П (производства ПНР)	18
Пример расчета центровки самолета по графику	19
Пример расчета центровки грузового самолета	20
Определение длины разбега самолета	20
Номограмма для определения длины разбега	20
Предполетный осмотр самолета и его оборудования командиром	21
Запуск, прогрев, опробование и останов двигателя	23
Подготовка двигателя к запуску	23
Запуск двигателя	24
Предполетный осмотр самолета вторым пилотом	24
Прогрев двигателя	26
Опробование двигателя	27
Останов двигателя	28
Заключительные работы экипажа перед выруливанием самолета на старт	29
Руление	30
Эксплуатация системы двойного управления тормозами	31
Стопорение хвостового колеса (лыжи) (на самолетах, имеющих стопорение)	31
ГЛАВА 4	32
ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА	32
Подготовка к взлету	32
Взлет	32
Взлет с неотклоненными закрылками	33
Взлет с отклоненными закрылками	33
Взлет при боковом ветре	34
Взлет при попутном ветре	34
Взлет с неукатанного снежного аэродрома, с песчаного и размокшего грунта	34
Набор высоты	34
Горизонтальный полет	35
Пользование приборами в полете	35
Снижение	36
Посадка	37
Посадка с отклоненными закрылками	37
Посадка с неотклоненными закрылками	38
Уход на второй круг	39
Посадка при боковом ветре	39
Посадка при попутном ветре	39
Посадка на песчаный или неукатанный снежный аэродром	39
Послеполетный осмотр самолета экипажем	39
Особенности полетов ночью	39
Руление	39

Взлет	40
Набор высоты.....	40
Развороты и построение прямоугольного маршрута	40
Снижение, расчет и заход на посадку	40
Посадка.....	40
Посадка при освещении ВПП прожектором	40
Посадка с подбором площадки с воздуха	41
Подготовка к полету.....	41
Определение размеров площадки, скорости и направления ветра	41
Подбор площадки на самолете с колесным шасси.....	42
Подбор площадки на самолете с лыжным шасси.....	42
Подбор акваторий с воздуха на самолете Ан-2В	43
Осмотр площадки перед посадкой и выполнение посадки	43
ГЛАВА 5	44
ОСОБЫЕ СЛУЧАИ ПОЛЕТА	44
Отказ двигателя на взлете.....	44
Неисправности двигателя в полете	44
Отказ управления воздушным винтом АВ-2	44
Неисправность управления самолетом	45
Вынужденная посадка самолета	45
Обрыв ленты-расчалки бипланной коробки крыла	45
Пожар на двигателе в воздухе	45
Пожар на самолете в воздухе.....	45
Появление запаха бензина с одновременным падением давления бензина	46
Отказ генератора	46
Действия экипажа при непреднамеренном попадании в зоны интенсивной турбулентности	46
Взлет и посадка в условиях неустойчивого ветрового режима	46
Действия экипажа при непреднамеренном попадании в условия обледенения	46
Отказы систем питания приборов полным и статическим давлениями	46
Действия экипажа.....	46
Действия экипажа.....	47
ГЛАВА 6	48
ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА Ан-2В (НА ПОПЛАВКОВОМ ШАССИ).....	48
Общие сведения	48
Геометрические данные самолета (отличие от данных самолета Ан-2).....	48
Массовые и центровочные данные	48
Основные технические данные реверсивного винта АВ-2Р	48
Основные летные данные	48
Взлетно-посадочные характеристики	48
Летные ограничения.....	49
Особенности подготовки к полету	49
Расчет наиболее выгодных режимов полета.....	49
Заправка топливом на плаву	49
Заправка маслом	49
Особенности загрузки и разгрузки самолета на поплавковом шасси.....	49
Определение центровки самолета	50
Размещение коммерческой загрузки в самолете	50
Расчет центровки по центровочному графику	50
Предполетный осмотр самолета на поплавковом шасси и его оборудования экипажем.....	51
Осмотр поплавкового шасси.....	51
Отвод самолета от швартовой точки.....	51
Отвод с помощью катера	51
Отвод от швартовой точки по ветру (в дрейфе).....	51
Вывод самолета из плота	51
Вывод катером	51
Вывод вручную	51
Маневрирование плавсредствами при подходе к самолету на поплавковом шасси	52
Буксировка самолета на поплавковом шасси	52
Подготовка к буксировке	53
Буксировка самолета на поплавковом шасси	53
Особенности запуска и останов двигателя	53
Подготовка к запуску двигателя.....	53
Запуск, прогрев, опробование и останов двигателя на плаву.....	53
Заключительные работы экипажа перед выруливанием самолета на поплавковом шасси на старт.....	54
Руление.....	54
Особенности выполнения полета	54
Подготовка к взлету	54
Взлет	56
Взлет в штиль без применения закрылков.....	56
Взлет в штиль с применением закрылков.....	56
Взлет при волнах	56
Взлет с боковым ветром.....	57
Набор высоты	57
Горизонтальный полет	57
Снижение	57
Посадка.....	58
Посадка на ветровую волну	58
Посадка на зеркальную поверхность воды.....	58
Посадка с применением реверсивного режима работы винта.....	58

Посадка без применения закрылков.....	59
Посадка с боковым ветром	59
Вынужденная посадка самолета Ан-2В с поплавковым шасси на сушу	59
Подруливание самолета на поплавковом шасси к швартовой точке.....	59
Подруливание самолета к плоту.....	59
Ввод самолета в плот	59
Расположение летных полос, их размеры и минимально допустимая глубина водоема для самолета Ан-2В	60
ГЛАВА 7	62
ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА В СЕЛЬСКОХОЗЯЙСТВЕННОМ ВАРИАНТЕ	62
Влияние сельскохозяйственной аппаратуры на летные характеристики самолета	62
Требования к аэродромам для авиационно-химических работ.....	62
Подготовка к полетам на аэродроме для выполнения авиационно-химических работ.....	63
Загрузка химикатами.....	68
Руление на старт	68
Выполнение полета	68
Управление сельхозаппаратурой.....	70
Методика обработки участка на АХР	70
Челночный способ.....	70
Загонный способ.....	70
Особенности эксплуатации самолета Ан-2, оборудованного дозатором от стандартного туннельного опыливателя для обработки высокогорных пастбищ	71
Особенности летной эксплуатации самолета Ан-2В в сельскохозяйственном варианте	71
ГЛАВА 8	72
ОСОБЕННОСТИ ПОЛЕТОВ ПРИ ВЫСОКИХ И НИЗКИХ ТЕМПЕРАТУРАХ ВОЗДУХА	72
Полеты при температурах воздуха +20 °С и выше	72
Полеты при температурах воздуха +5 °С и ниже.....	72
Подготовка двигателя к запуску.....	72
Запуск, прогрев и опробование двигателя.....	72
Эксплуатация двигателя в полете.....	73
Особенности обслуживания двигателя после полета	73
Особенности эксплуатации двигателя на масле, разжиженном бензином.....	73
Разжижение масла бензином с помощью электромагнитного крана ЭКР-3.....	73
Подготовка к запуску, запуск и эксплуатация двигателя на разжиженном масле.....	74
ГЛАВА 9	75
ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ И ОБОРУДОВАНИЯ	75
Бензосистема.....	75
Неисправности бензосистемы	75
Маслосистема	76
Неисправности маслосистемы.....	76
Система подогрева воздуха на входе в карбюратор	76
Электрооборудование	77
Общие правила эксплуатации электрооборудования	77
Контроль за электрооборудованием в полете.....	77
Особенности эксплуатации электрооборудования в зимних условиях	78
Защита потребителей электроэнергии и размещение предохранителей и автоматов защиты на самолете.....	78
Радиооборудование	78
Состав радиооборудования.....	78
Защита цепей питания радиоаппаратуры.....	79
Включение радиоустановок.....	80
УКВ радиостанция Р-860-II, «Ландыш-5».....	80
КВ радиостанция РСБ-5	80
КВ радиостанция Р-842.....	81
КВ радиостанция «Карат».....	81
Радиокомпас АРК-5.....	81
Радиокомпас АРК-9.....	81
Маркерный радиоприемник.....	82
Радиовысотомер РВ-2	82
Радиовысотомер РВ-УМ	82
Самолетный радиоответчик.....	82
Самолетное переговорное устройство (СПУ)	82
Проверка радиооборудования при работающем двигателе.....	82
Пользование радиооборудованием в полете	83
Звуковещательная станция ЗСВС.....	83
Приборное оборудование.....	83
Система индикации пространственного положения	83
Ограничения	84
Подготовка системы к полету.....	84
Эксплуатация системы в полете	85
Действия экипажа при возможных отказах системы.....	85
Гиropолукомпас ГПК-48	85
Гироскопический индукционный компас ГИК-1	85
Указатель скорости УС-35у.....	85
Вариометр ВР-10	86
Компас КИ-13	86
Высотомер ВД-10	86
Бензиномер СБЭС-1447	86
Трехстрелочный индикатор ЭМИ-ЗК	86
Термометр 2ТЦТ-47	86
Тахометр ТЭ-45	86

Термометр ТУЭ-48	86
Мановакуумметр МВ-16	86
Пожарное оборудование	87
Противообледенительная система стекол	87
Бензообогреватель БО-10.....	87
Включение обогревателя на земле	87
Включение обогревателя в полете.....	87
Выключение обогревателя в полете.....	87
Система кондиционирования кабины экипажа	87
Включение и проверка системы кондиционирования с использованием воздухоохладителя.....	88
Основная система отопления кабин теплым воздухом от теплообменника	88
Приложение 1	88
Обслуживание самолета экипажем при кратковременной стоянке в аэропортах, где отсутствует технический состав	88
Заключительные работы перед вылетом самолета	89
Приложение 2	89
Карта контрольной проверки самолета Ан-2 экипажем	89
Приложение 3	90
Перечень допустимых отказов и неисправностей самолета Ан-2, с которыми разрешается завершать рейс до ближайшего аэродрома или аэродрома базирования.....	90
Общее положение.....	90
Оглавление.....	92