САМОЛЕТ

ТВС-2МС-24

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

2014

СОГЛАСОВАНО

Исполняющий обязанности начальника
Западно-Сибирского МТУ ВТ Росавиации

_____ В.В. Сороговец

«_____» _____ 2015 г.
МП

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

САМОЛЕТА ТВС-2МС-24

ИДЕНТИФИКАЦИОННЫЙ НОМЕР ЕЭВС.06.05180

Согласовано:

Руководитель
Центра по сертификации
ЕЭВС АОН «АСЦ «СибНИА-ТЕСТ» _____ А.А. Калюта

М.П. «_____» _____ 2015 г.

Генеральный директор
ООО «РУСАВИАПРОМ» _____ П.Н. Кожевников

М.П. «_____» _____ 2015 г.

Служебная информация

Раздел 1. Основные сведения о самолете

Раздел 2. Общие эксплуатационные ограничения

Раздел 3. Подготовка к полету

Раздел 4. Выполнение полета

Раздел 5. Действия в особых случаях в полете

Раздел 6. Пилотажно-навигационное оборудование

Раздел 7. Бортовое аварийно-спасательное оборудование

Раздел 8. Топливная система

Раздел 9. Система отбора воздуха от двигателя, отопление и вентиляция кабины

Раздел 10. Противопожарная система

Раздел 11. Воздушная система

Раздел 12. Масляная система двигателя ТРЕЗ31-12

Раздел 13. Обслуживание самолета экипажем при кратковременной стоянке в аэропортах, где отсутствует технический состав

1. Назначение РЛЭ

Настоящее руководство по летной эксплуатации (РЛЭ) является основным техническим документом, определяющим и регламентирующим правила летной эксплуатации самолета ТВС-2МС-24, технику и методику выполнения полета с учетом особенностей его пилотирования.

В РЛЭ изложены основные сведения о самолете, указания экипажу по его эксплуатации, технике пилотирования и по действиям в особых случаях полета. При этом предполагается, что во всех случаях экипаж должен действовать с учетом конкретно сложившейся обстановки.

Требования и указания, изложенные в Руководстве по летной эксплуатации, обязательны для членов экипажа.

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

2. Принятые символы и сокращения

Для сокращения объема РЛЭ в его тексте используют сокращенные и символические обозначения отдельных наиболее часто употребляемых терминов, слов и групп слов:

АЗК	–	автомат защиты кнопочный;
АЗС	–	автомат защиты сети;
АНЗ	–	аэронавигационный запас топлива;
АНО	–	аэронавигационные огни;
БЕТА	–	режим работы силовой установки, при которых газогенератор работает на режиме малого газа, а угол установки лопастей винта прямо задается положением РУД без участия регулятора оборотов винта;
БУПТ	–	блок управления подачей топлива;
ВПП	–	взлетно-посадочная полоса;
ЗМГ	–	земной малый газ;
ИВПП	–	взлетно-посадочная полоса с искусственным покрытием;
ИКМ Torque	–	индикатор крутящего момента на выходном валу двигателя;
КВС	–	командир воздушного судна;
КПБ	–	концевая полоса безопасности;
МСА	–	международная стандартная атмосфера;
ОВД	–	организация воздушного движения;
ОПД	–	ограничитель параметров двигателя;
ПВД	–	приемник воздушного давления;
ПВП	–	правила визуальных полетов;
ПМГ	–	полетный малый газ;
ПМУ	–	простые метеоусловия;
ППМ	–	поворотный пункт маршрута;
ППП	–	правила полетов по приборам;
РУВ	–	рычаг управления скоростью вращения винта;
РУД	–	рычаг управления двигателем;
САХ	–	средняя аэродинамическая хорда;
ТВГ (EGT)	–	указатель температуры выходящих газов;
ТГТ (Т4)	–	температура газа перед турбиной;
УКВ	–	ультракороткие радиоволны;
ЭСУД	–	электронная система управления двигателем;
Н760	–	барометрическая высота полета по стандартному давлению;
Nв	–	обороты вращения воздушного винта;

nTK	–	частота вращения турбокомпрессора двигателя;
RPM	–	указатель частоты вращения ротора (тахометр);
SPR	–	система регулятора пускового давления;
SRL	–	контроллер режима автоматического запуска;
TTL	–	блок управления подачи топлива, при достижении допустимых значений крутящего момента и температуры выходящих газов;
$V_{пр}$	–	скорость приборная
$V_{ист}$	–	скорость истинная
BHA	–	входной направляющий аппарат
LBS кг/ч	–	расход топлива килограмм в час
LBS л/с	–	расход топлива литры в секунду
t_{max}	–	максимальное полетное время
L_{max}	–	максимальная дальность полета
$m_{сам}$	–	масса пустого самолета
$m_{осн.снар}$	–	масса оборудования (заглушки, чехлы, струбцины, ящик инструментов)
$m_{снар.сам}$	–	масса пустого самолета с оборудованием на борту
$m_{топ.max}$	–	максимальное количество топлива на борту
$m_{топ.пос}$	–	минимальное количество топливо перед посадкой
$m_{топ.АНЗ}$	–	аварийно навигационный запас топлива
$m_{ком.max}$	–	вес максимальной коммерческой загрузки
$m_{взл.max}$	–	максимальный взлетный вес
$m_{пос.max}$	–	максимальный посадочный вес
$x_{снар.сам}$	–	центровка пустого самолета с оборудованием на борту
$x_{перед.}$	–	предельно передняя центровка
$x_{задн.}$	–	предельно задняя центровка
$x_{рек. на колесах}$	–	рекомендованная центровка на колесах

3. Порядок введения изменений

3.1. Система введения изменений

Совершенствование методов эксплуатации, введение конструктивных изменений или изменений состава бортового оборудования приводит к необходимости внесения в РЛЭ соответствующих изменений и дополнений. Эти изменения и дополнения Разработчик издает взамен или в дополнение соответствующего материала РЛЭ в виде отдельных листов типового образца и рассылает держателям РЛЭ.

Для быстрого определения характера и содержания вводимых в РЛЭ следующих изменений или дополнений, соответствующие части текста отмечают на полях вновь изданных листов вертикальной чертой.

3.2. Система учета изменений

Внесение разосланных листов с изменениями или дополнениями в РЛЭ подтверждается Листом регистрации изменений (см. п.4), помещенным в РЛЭ. На нём фиксируются регистрационные номера вновь поступающих, заменяющих, или дополняющих листов, которые проставляют после помещения этих листов в Руководство.

Если номер очередного полученного изменения не соответствует очередному порядковому номеру, это показывает, что соответствующий номер изданного изменения не получен. В этом случае держатель РЛЭ обязан немедленно затребовать недостающий материал.

Настоящее Руководство соответствует своему назначению при условии, что оно своевременно приводится в соответствие с вводимыми изменениями.

4. Лист регистрации изменений

Рег. №	Номер раздела подразд. пункта	Номер страницы			Номер документа и дата утверждения	Дата внесения изменения и подпись
		Изменённой	Новой	Изъятой		
1	2	3	4	5	6	7

Раздел 1

ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЕТЕ

СОДЕРЖАНИЕ

1.1.	Описание самолета	1.1
1.2.	Общий вид самолёта	1.1
1.3.	Основные геометрические данные	1.3
1.4.	Массовые и центровочные данные	1.4
1.5.	Лётные характеристики	1.4
1.6.	Взлетно-посадочные характеристики	1.4

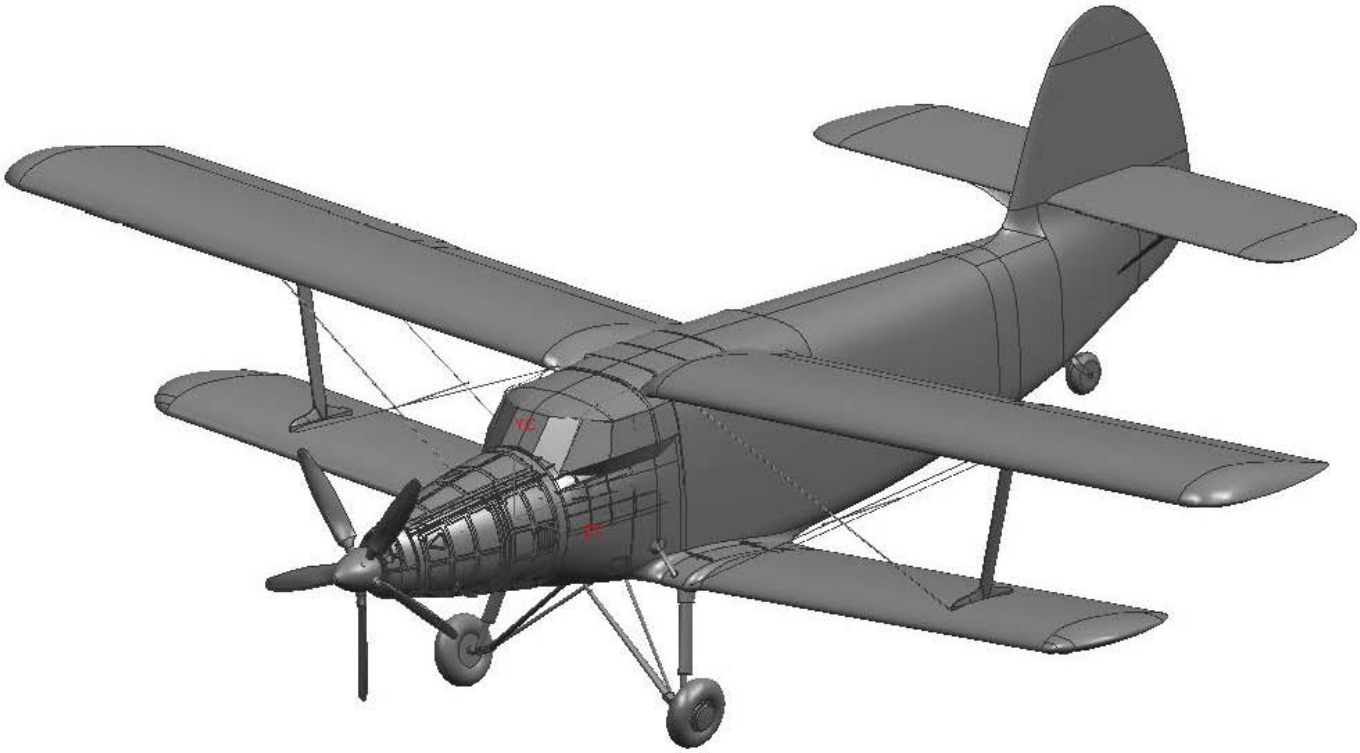
1.1. Описание самолета

Самолёт ТВС-2МС-24 - (ремоторизация самолёта Ан-2, с заменой поршневого двигателя на турбовинтовой) – выполнен по схеме классического биплана с одним турбовинтовым двигателем (GARRETT) TPE331-12 фирмы Honeywell имеющий взлётную мощность 1 100 л.с. (850 kW), с пятилопастным воздушным винтом HC-B5MP-5 фирмы Hartzell Propeller Inc. изменяемого шага и с реверсом с неубирающимся шасси и хвостовым колесом.

Самолет ТВС-2МС-24 предназначен для выполнения полётов в целях АОН и авиационных работ в различных климатических условиях днём и ночью с неподготовленных грунтовых аэродромов, площадок ограниченных размеров и искусственных взлётно-посадочных полос (ИВПП) в равнинной, холмистой и горной местности.

Самолет снабжён радиоаппаратурой для связи с наземными станциями и оборудован навигационными приборами для выполнения полётов по ПВП и ППП.

1.2. Общий вид самолёта



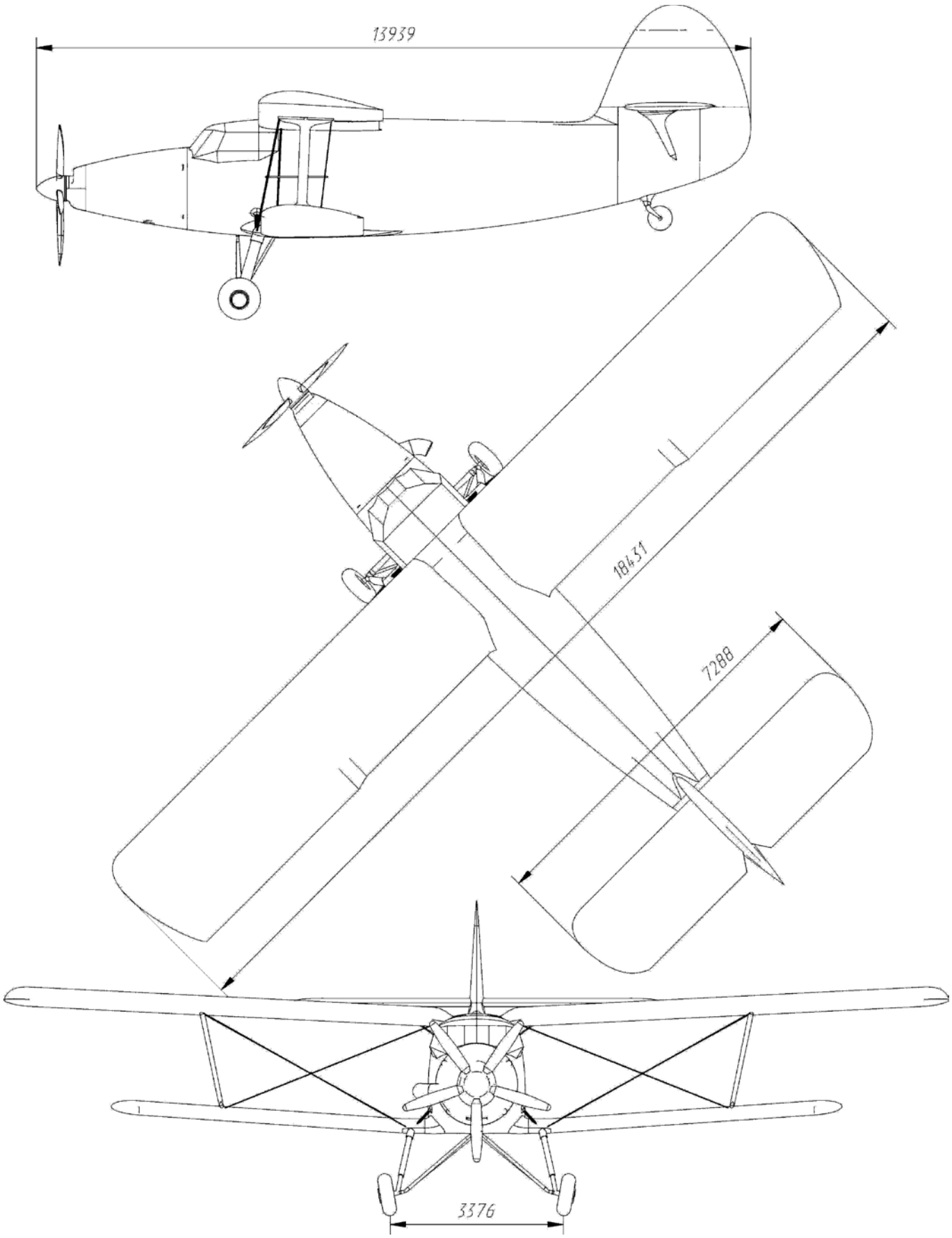


Рис.1.1. Общий вид самолёта ТВС-2МС-24

1.3. Основные геометрические данные

Длина самолета (в стояночном положении), м	13,1
Максимальная высота (в линии полета), м	5,35 м
Размеры грузовой кабины, м: длина	 4,1
высота	1,8
ширина	1,6
Общий объем, $м^3$	11,8
Длина верхнего крыла (от оси стыковых узлов до края крыла), м	8,425
Длина нижнего крыла, м	5,795
Общий размах верхнего крыла, м	18,17
Общий размах нижнего крыла, м	14,23
Площадь крыла, $м^2$	71,52
Средняя аэродинамическая хорда (САХ), м	2,269
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, м	4,7
Площадь элерона, $м^2$	2,95
Тип элерона	щелевой
Отклонение элерона: вверх	 30°
вниз	14°
Зависание элерона при отклонении закрылков на 40° и отклонении элеронов при этом: вверх	на 16° 12°
вниз	30°
Площадь триммера элерона, $м^2$	0,142
Угол отклонения триммера	±24°
Длина закрылка верхнего крыла, м	3,21
Площадь закрылка верхнего крыла, $м^2$	2,04
Длина нижнего корневого закрылка, м	3,16
Площадь нижнего корневого закрылка, $м^2$	1,57
Длина нижнего концевого закрылка, м	2,45
Площадь нижнего концевого закрылка, $м^2$	1,17
Отклонение закрылков	(39,5-1)°
Размах стабилизатора, м	7,2
Площадь стабилизатора, $м^2$	7,56
Площадь руля высоты, $м^2$	4,72
Угол установки стабилизатора (относительно строительной горизонтали фюзеляжа)	– 1°
Угол отклонения руля высоты: вниз	 (22,5+1)°
вверх	(42+3)°

Площадь триммера руля высоты, м^2	0,26
Угол отклонения триммера	±14°
Площадь руля направления, м^2	2,65
Угол отклонения руля направления	±28°
Площадь киля, м^2	3,2
Площадь триммера руля направления, м^2	0,12
Угол отклонения триммера	±14°
Размер двери, м: грузовой	 1,53×1,46
пассажирской	1,42×0,81

1.4. Массовые и центровочные данные

1.4.1. Расчетный вес самолёта

Максимальная взлётная и посадочная масса, кг	5 500

1.4.2. Допустимые центровки

Предельно допускаемый диапазон центровок, %САХ	передняя	17,2
	задняя	33

Средняя центровка пустого самолета с полным оборудованием – 19…21 %САХ
Фактическая центровка и вес конструкции самолета указана в формуляре воздушного судна

1.5. Летные характеристики

Максимальная скорость горизонтального полета, км/ч	255
Максимально допустимая скорость на планировании (по условиям прочности), км/ч	300
Средняя вертикальная скорость при наборе высоты у земли на номинальном режиме работы двигателя, км/ч: - пассажирский вариант	5,0 3,0
Крейсерская скорость (по прибору), км/ч	200
Практический потолок (без использования кислорода), время непрерывного полета на высотах от 3 000м до 4 000м не должно превышать 30 минут.	4 000

1.6. Взлетно-посадочные характеристики

ВЗЛЕТ	
на ***номинальном*** режиме работы двигателя	
80…90% по ИКМ (TORQUE) без применения закрылков: скорость отрыва, км/ч	 90
длина разбега, м	250
взлетная дистанция, м	700
взлет с закрылками, отклоненными на 20°: скорость отрыва, км/ч	 80

длина разбега, м	200
взлетная дистанция, м	600
на ***взлетном*** режиме работы двигателя:	
98…100% по ИКМ (TORQUE) без применения закрылков:	
скорость отрыва, км/ч	80
длина разбега, м	200
взлетная дистанция, м	600
взлет с закрылками, отклоненными на 30°:	
скорость отрыва, км/ч	70-75
длина разбега, м	150
взлетная дистанция, м	500
ПОСАДКА	
без применения закрылков:	
посадочная скорость, км/ч	85-90
длина пробега с торможением/торможением реверсом, м	220/120
с закрылками, отклоненными на 30°:	
посадочная скорость, км/ч	75-80
длина пробега с торможением/торможением реверсом, м	150/100
с закрылками, отклоненными на 40° (применяется при отказе двигателя):	
посадочная скорость, км/ч	60-65
длина пробега с торможением/торможением реверсом, м	100/50
Примечания: 1. Взлетно-посадочные характеристики даны для условий МСА (P = 760 мм рт. ст., T = +15°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 5 500 кг должна быть 500 м (ВПП – 450 м, КПБ – 50 м), исходя из условий обеспечения безопасности прерванного взлета в случае отказа двигателя на взлете в конце разбега.	

Раздел 2

ОБЩИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

СОДЕРЖАНИЕ

2.1.	Классификация самолета	2.1
2.2.	Общие ограничения условий эксплуатации	2.1
2.3.	Минимальный состав экипажа	2.1
2.4.	Максимальное количество людей на борту	2.1
2.5.	Общие летные ограничения	2.1
2.6.	Расположение приборных панелей и панелей управления в кабине	2.2
2.7.	Характеристика силовой установки	2.7
2.7.1.	Ограничения по силовой установке	2.8
2.7.2.	Эксплуатационные ограничения	2.9
2.8.	Воздушный винт	2.10
2.9.	Нормальная эксплуатация	2.11
2.10.	Аккумуляторные батареи	2.12

2.1. Классификация самолета

Транспортно-пассажирский.

2.2. Общие ограничения условий эксплуатации

а) Ограничение по условиям полёта.

Для полётов днем и ночью по ПВП при следующих метеоусловиях:

- днем, при отсутствии обледенения, при горизонтальной видимости не менее 2 000 м.;
- ночью, вне облачности, при горизонтальной видимости не менее 4 000 м.

б) Прочность грунта ВПП – не менее 3,6 кг/см^2.

в) Ограничение высоты полёта.

Не более 4 000 метров над уровнем моря (ввиду негерметичности кабины и отсутствия кислородного оборудования). При этом время непрерывного полёта на высотах от 3 000 м до 4 000 м не должно превышать 30 мин.

г) Ограничение максимально допустимой скорости полёта на снижении – не более V_{max} = 300 км/час (по условиям прочности конструкции планера).

д) Не рекомендуется выполнять полёты на самолёте в зоне сильной турбулентности. В случае попадания в зону интенсивной турбулентности, скорость горизонтального полёта необходимо выдерживать Vпр=170-180 км/ч, развороты выполнять на этой же скорости с углом крена не более 20°.

2.3. Минимальный состав экипажа

2 человека (командир экипажа и второй пилот)

2.4. Максимальное количество пассажиров на борту

12 человек

2.5. Общие летные ограничения

Масса, центровки

Максимальная взлётная и посадочная масса, кг		5 500
Предельная центровка, % САХ	передняя	17,2
	задняя	33

Скорости, перегрузки

Максимально допустимые скорости по прибору, км/ч: - в горизонтальном полете		255
- на планировании по условиям прочности (не более)		300
- при выпуске-уборке закрылков	на 30°	150
	на 40°	130
Минимальная скорость, км/ч: - во взлётной конфигурации		100
- в крейсерской конфигурации		110
Максимальный угол крена		45°
Максимальный угол отклонения закрылков на посадке при встречном ветре: - до 10 м/с (боковой составляющей до 5 м/с)		30°
- от 10 до 18 м/с		0°
Максимальный угол скольжения		Не более одного диаметра шарика
Эксплуатационные перегрузки (по условиям прочности)	положительная $n_y^э{}_{max}$	+3,5
	отрицательная $n_y^э{}_{min}$	–1,5
Скорость ветра при взлёте-посадке, м/с: - встречная составляющая		≤ 18
- боковая составляющая под углом 90°		≤ 6
- попутная составляющая		3
Предельно допустимая скорость ветра для руления		18

2.6. Расположение приборных панелей и панелей управления в кабине

Приборы контроля работы двигателя, установленные на самолете, предназначены для измерения:

- частоты вращения двигателя;
- крутящего момента (мощности) двигателя;
- температуры выходящих газов двигателя;
- расхода топлива;
- давления масла;
- давления топлива;
- температуры масла.

Рисунок 2.1. Приборная доска самолета ТВС-2МС-24

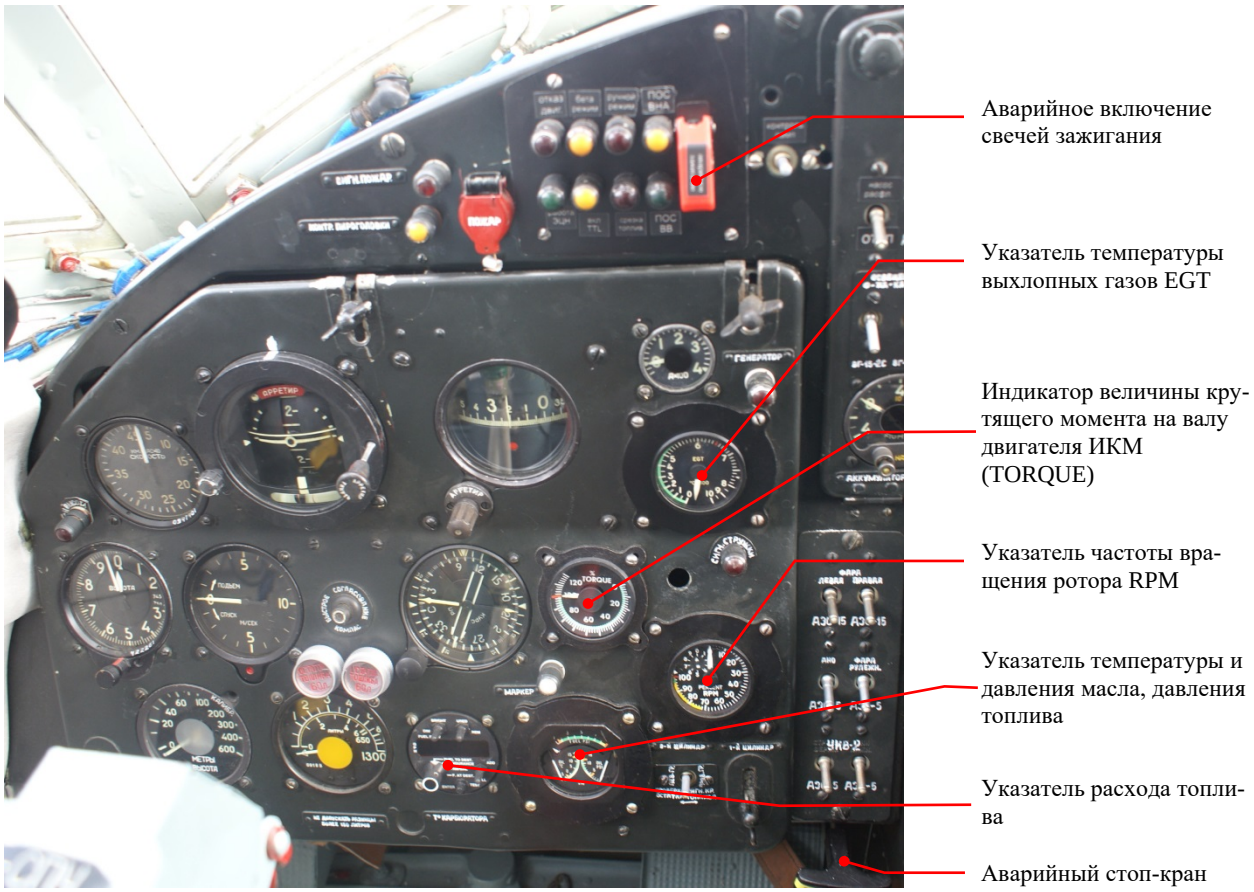


Рисунок 2.2. Приборная панель командира воздушного судна с приборами контроля работы двигателя.

Приборы контроля двигателя

RPM INDICATOR	**УКАЗАТЕЛЬ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ РОТОРА (ТАХОМЕТР)** **(%)**	
TORQUE INDICATOR	**ИНДИКАТОР КРУТЯЩЕГО МОМЕНТА (ИКМ)** **(%)**	
FUEL FLOW INDICATOR	**УКАЗАТЕЛЬ РАСХОДА ТОПЛИВА (ЦИФРОВОЙ)** **(Л)**	
EGT INDICATOR	**УКАЗАТЕЛЬ ТЕМПЕРАТУРЫ ВЫХОДЯЩИХ ГАЗОВ** **(°C)**	

Рисунок 2.3. Приборная панель второго пилота

Рисунок 2.4. Рычаг управления подачи горячего воздуха в кабину

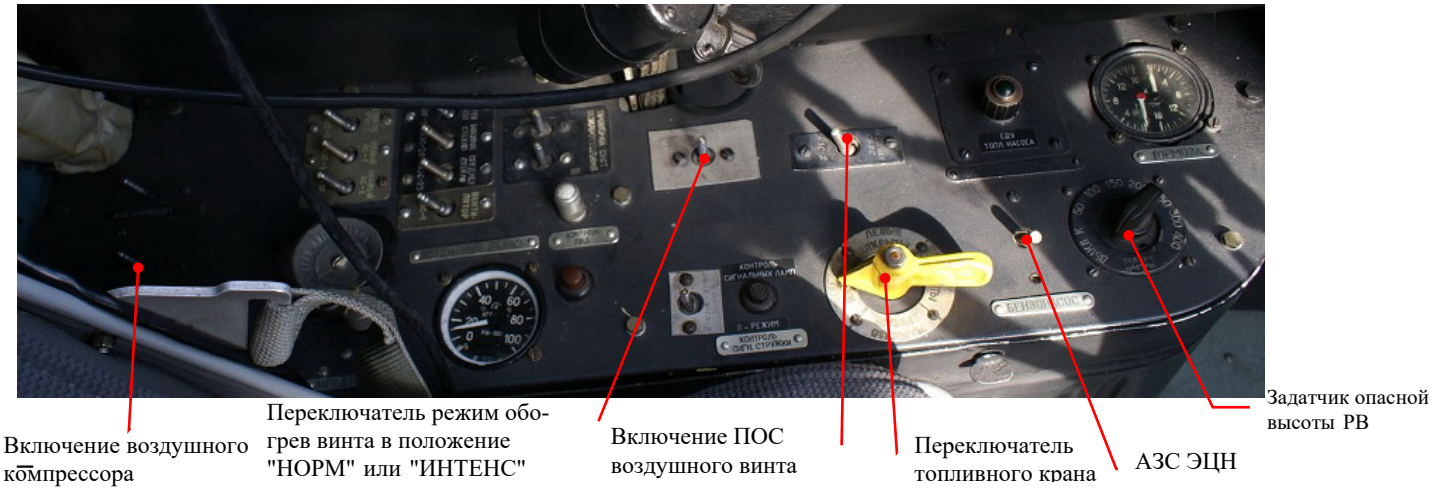


Рисунок 2.5. Пульт управления по левому борту

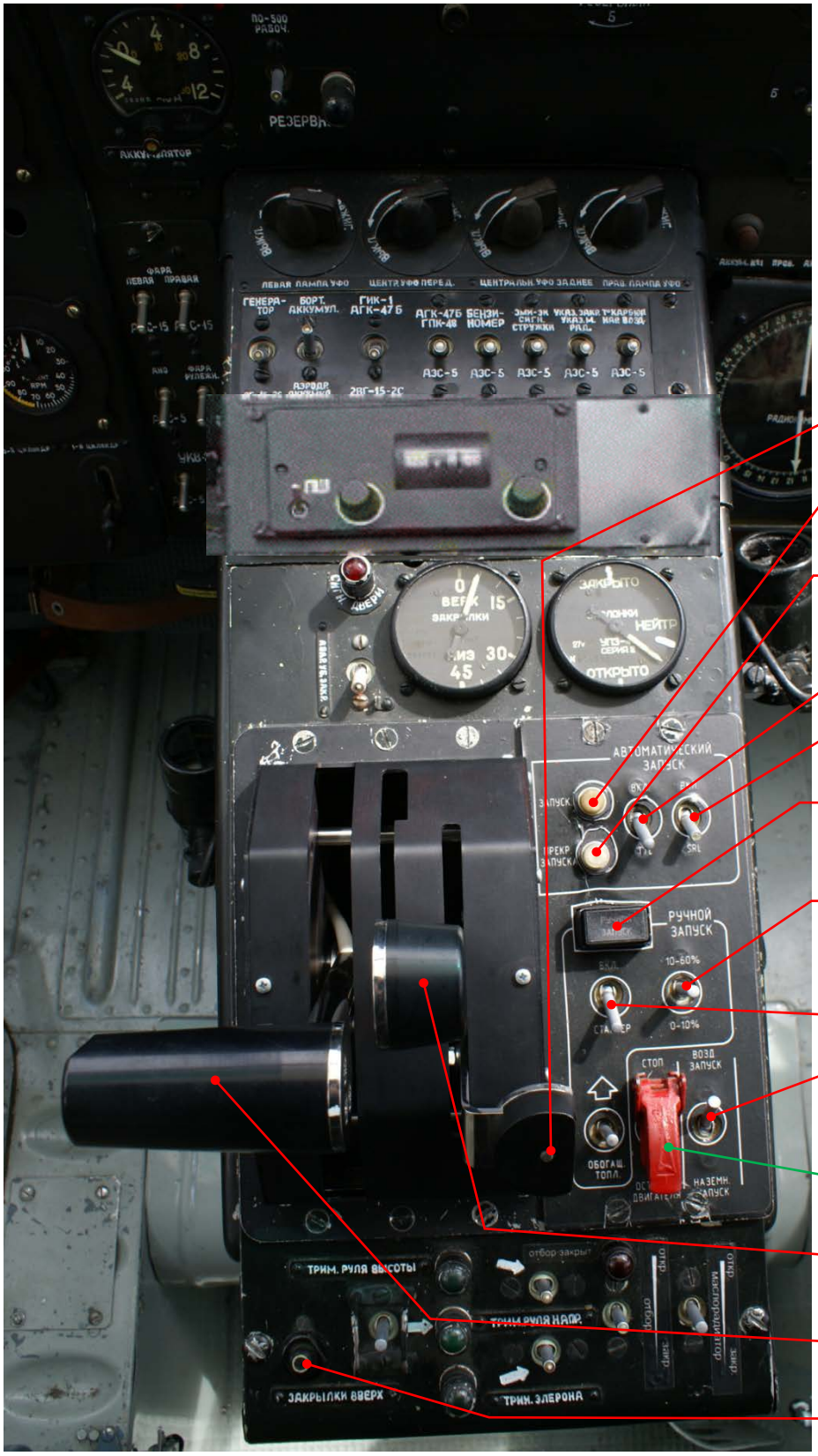


Рисунок 2.6. Центральная консоль

2.7. Характеристики силовой установки ТРЕ331-12

Тип двигателя	одновальный турбовинтовой (ТВД) с объединённой коробкой приводов агрегатов
Компрессор	двухступенчатый центробежный
Турбина	трехступенчатая осевая
Камера сгорания	кольцевая противоточная
Сухая масса двигателя (полностью собранного, за исключением отдельно поставляемых деталей и узлов), кг	175
Размеры (габаритные), мм**:** длина	1 088
ширина	533
высота	676
Частота вращения ротора турбины (100 %), об/мин	41 730
Частота вращения вала воздушного винта (при частоте вращения турбины 100%), об/мин	1 591
Передаточное отношение вала воздушного винта	0,0381
Мощность двигателя, л.с.: взлётная (обороты – 105 %)	1 100 (продолжительность – не более 5 мин.)
максимально продолжит (номинальная)	1 050 (продолжительность – неограниченная)
Расход топлива, кг/(л.с.×ч)	0,243
Расход масла, л/ч (max)	0,038
Расход воздуха, кг/сек.	3,45
Степень сжатия в компрессоре	10
Тип применяемого топлива:	керосин
рекомендуемые марки топлива	Jet A, Jet B, Jet A-1, JP-8, JP-1, JP-4, JP-5, JP8+100
допускаемая замена	Т-1, ТС-1
Тип рекомендуемого фирмой масла	Mil-L-23699B, Mil-L-7808, Type I/Type II
допускаемая замена	Mil-PRF-7808L GRADE-3
Максимальная высота полёта, м	9 450 м
Максимальная высота запуска, м	6 100 м
Температура окружающего воздуха, °С: эксплуатационная при запуске	 от –65 до +55 от –54 до +55
Направление вращения вала воздушного винта (если смотреть по полёту)	левое (против часовой стрелки)

2.7.1. Ограничения по силовой установке

Максимальная пусковая и взлетная температура турбины

Запуск	**В полёте**
ТВГ Температура выходящего газа	ТВГ Температура выходящего газа
770°С в течение 1сек, не более	650°С

Допустимые рабочие обороты двигателя

Максимальное значение (Обороты двигателя, %)	**Предельные рабочие значения**
100,0 – 101,0 (минимальное значение не менее 96**%**)	Номинальный (не ограничено по времени)
101,0 – 101,5	5 минут
101,5 – 105,5	30 секунд
105,5 – 106,0	5 секунд
106,0	**КАТЕГОРИЧЕСКИ ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПРЕВЫШАТЬ**

Запрещено превышать значение ИКМ (TORQUE) выше 100%**;**

Предельно допустимые обороты двигателя в режиме авторотации

Авторотация (обороты двигателя, %)	**Предельные рабочие значения**	**Действия в случае превышения**
28 - 100	Не более 1 мин.	Флюгирование воздушного винта
18 - 28	Запрещается	Флюгирование воздушного винта
10 - 18	Не более 5 мин.	Флюгирование воздушного винта или снижение приборной скорости до допустимого/предельного значения.
5 - 10	Не более 30 мин.	
0 - 5	Непрерывно	Предотвращение реверсного вращения.

2.7.2. Эксплуатационные ограничения

Наименование параметра	**Единица измерения**	**Минимальное значение**	**Максимальное значение**
Предельная температура выходящих газов при запуске двигателя	°C	-	770 (не более 1 сек.)
Предельная температура выходящих газов на всех режимах работы двигателя на земле и в полете.	°C	-	По указателю* на индикаторе «ТВГ» («красная линия»)
Давление масла на входе в двигатель на режимах: - ЗМГ - ПМГ и выше	PSI	 20,2 44,1	 34,3 63,7**
Температура масла на входе в двигатель: - перед запуском - в полете - на рулении	°C	 минус 40 50 40	 Type I – 110 Type I – 127 Type II – 110…127 (не более 10 мин.)
Частота вращения ротора двигателя на режимах: - взлетном - крейсерском - ЗМГ - реверса	%	 100 96 93,5	 101 101 — —

Наименование параметра	Единица измерения	Минимальное значение	Максимальное значение
Частота вращения ротора двигателя при приемистости (заброс)	%	-	105 (не более 30 сек)
Максимальная величина крутящего момента на валу двигателя при работе на постоянных режимах.	%	-	100
Величина крутящего момента на переходных режимах двигателя (заброс)	%	-	110
Эксплуатационный уровень масла в маслобаке двигателя	л	4,0	6,0
Допустимое время непрерывной работы двигателя на взлетном режиме	мин	-	5
Допустимое время непрерывной работы насоса расфлюгирования	мин	-	1***

*Допускается превышение предельных значений ТВГ на режимах:

а) при частоте вращения двигателя 95…99% – до 69 °С продолжительностью до 20 сек.

б) при частоте вращения двигателя 100% – до 35 °С продолжительностью до 20 сек или до 25°С продолжительностью свыше 20 сек, но не более 1 мин;

в) на режиме автоматического резерва мощности – до 26 °С продолжительностью до 20 сек или на 16 °С продолжительностью свыше 20 сек, но не более 5 мин.

ПРИМЕЧАНИЕ. При превышении величин ТВГ, указанных в п.п.: а), б), в), выполнить рекомендации, указанные в РЭ двигателя ТРЕ331-12.

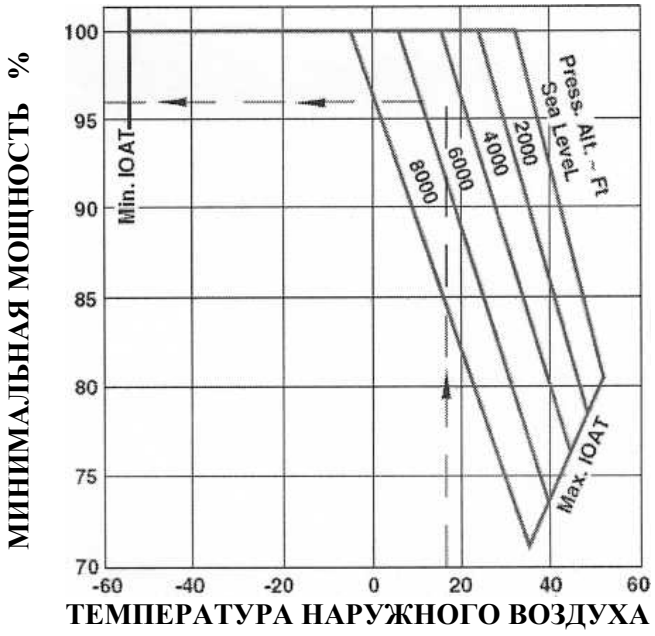
**Допускается увеличение давления масла в пределах 63…84 PSI при температуре, масла ниже + 55°С.

ПРИМЕЧАНИЕ. После превышения величины крутящего момента более 110% необходимо произвести осмотр редуктора.

***Время перерыва в работе насоса расфлюгирования после непрерывной работы в течение 1 минуты должно быть не менее 3-х минут.

****На песчаных и грунтовых аэродромах выключение реверса на пробеге на V не менее 10 км/ч из-за исключения попадания посторонних предметов в канал воздухозаборника.

МИНИМАЛЬНО-ДОПУСТИМАЯ ВЗЛЕТНАЯ МОЩНОСТЬ



2.8. Воздушный винт НС-В5МР-5

Общие сведения:

Изготовитель	Hartzell Propeller Inc.
Количество воздушных винтов на ВС	1
Тип винта	5-и лопастной, флюгерно-реверсивный, тянущий, с автоматическим изменением шага
Направление вращения	Левое (против часовой стрелки)
Диаметр винта, мм	3 060
Число лопастей	5
Максимальная ширина лопасти, мм	173
Минимальный угол установка лопасти (в режиме реверса), °	–11,5
Максимальный угол установки лопасти (в режиме флюгирования), °	82,5
Диапазон углов поворота лопастей, °	94,5
Принцип работы винта	Гидроцентробежный
Схема работы винта	прямая, при двухканальном подводе масла
Вес винта с деталями, не входящими в собранный винт	≤126 кг
Крепление воздушного винта	Фланцевое

ПОС Воздушного винта обеспечивает электрический обогрев лопастей винта.
Включается “ПОС ВВ” вручную при установки АЗС “ПОС ВВ” под колпачком, затем выбирается режим работы переключателем “Режим обогрева винта”.
Обогрев винтов осуществляется в циклическом режиме. Управление обогревом осуществляют двухрежимные программные коммутаторы (таймеры), которые могут работать в нормальном и интенсивном режимах. Переключение режимов работы таймеров производится вручную, установкой переключателя "РЕЖИМ ОБОГРЕВА ВИНТА" в положение "НОРМ" или "ИНТЕНС". Выбор режима таймера определяется температурой наружного воздуха: при температуре выше минус 10°С устанавливается нормальный режим, при температуре ниже минус 10°С - интенсивный.
На каждой лопасти винта установлен нагревательный элемент, состоящий из двух секций: внутренней и внешней. Одноименные секции всех лопастей винта соединены параллельно в группы. В течение цикла обогреваются секции обеих групп: вначале обогревается группа внутренних секций, затем - внешних. Питание нагревательных элементов лопастей осуществляется постоянным током напряжением 27 В. На приведенной ниже циклограмме показано время обогрева секций (заштрихованные участки) и время охлаждения (чистые участки) в зависимости от режима работы таймера:

Режим обогрева	Секции	Временные интервалы, сек.		
Интенсивный	Внутренние			90
($t_{нв}$ ниже минус 10градусов)	Внешние	90		
Нормальный	Внутренние		45	90
($t_{нв}$ выше минус 10градусов)	Внешние	45		90

При включении системы зеленый светосигнализатор загорается и горит непрерывно при исправной системе в течение всего времени работы системы. Светосигнализатор гаснет при отключении системы. Отключение ПОС винтов производится вручную, установкой переключателей "ПОС ВВ" в положение "ОТКЛ".

2.9. Нормальная эксплуатация

Общие указания по управлению двигателем

1. Упоры *ПМГ*, *ЗМГ* на пульте управления отстраиваются при перемещении РУД со стороны высоких режимов (на уменьшение режимов). Для компенсации гистерезисов тросовой проводки при установке режимов *ЗМГ* и *ПМГ* при движении РУД в сторону увеличения режимов (*РЕВЕРС – ЗМГ*, *ЗМГ – ПМГ*) необходимо РУД перевести за соответствующий упор (*ЗМГ* или *ПМГ*) в сторону увеличения режимов и вернуть его на упор *ЗМГ* (*ПМГ*).
2. Для устранения переполнения маслом картера редуктора двигателя и возможной течи масла по стыку редуктора и компрессора, перед расфлюгированием двигателя на земле, а также после каждого включения насоса расфлюгирования, для установки лопастей воздушного винта на стартовые замки, необходимо выполнить откачку масла путём проворачиванием винта вручную или выполнить холодную прокрутку двигателя до 15% оборотов по RPM.
3. При подготовке к запуску зафлюгированного двигателя, рычаг РУД перевести в положение *РЕВЕРС*, насосом расфлюгирования установить ВВ на стартовые замки.
4. Разрешается производить подряд не более 3-х попыток запуска или холодной прокрутки двигателя. При этом требуемое время перерыва в работе стартера-генератора после попытки (попыток) запуска или холодной прокрутки должно быть не менее:
   - 1 мин. – после первой попытки;
   - 3 мин. – после второй попытки;
   - 15 мин. – после третьей попытки.

2.10. Аккумуляторная батарея

Тип аккумуляторной батареи	Резервный источник электроэнергии постоянного тока	
Марка аккумуляторной батареи	12-САМ-28	
Количество аккумуляторных батарей	4	
Номинальное напряжение, В	24	
Ёмкость, А·часов	28	
Максимальный разрядный ток, А	750	
Диапазон эксплуатационных (рабочих) температур воздуха, °С	разряда	–20…+50
	заряда	+15…+30
	хранения	–30…+40
Оптимальная рабочая температура, °С	+25	

Раздел 3

ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ

СОДЕРЖАНИЕ

3.1.	Общие указания по расчету полета	3.1
3.2.	Центровочный график	3.2
3.3.	Особенности самолета	3.4
3.3.1.	Особенности загрузки самолета	3.4
3.3.2.	Ограничения по массе и загрузке самолета	3.5
3.3.3.	Компоновка самолета	3.6
3.4.	Техническая подготовка к полету	3.7
3.4.1.	Предполетный осмотр самолета и оборудования КВС	3.7
3.4.2.	Предполетный осмотр самолета вторым пилотом	3.10
3.4.3.	Запуск двигателя	3.11
3.4.4.	Запуск в автоматическом режиме	3.12
3.4.5.	Запуск в ручном режиме	3.12

3.1. Общие указания по расчету полета

Произвести инженерно-штурманский расчет полета в соответствии с заданием на полет. Обеспечить заправку самолета необходимым количеством топлива.

Средний расход топлива в горизонтальном полете по высотам

H = 500 м				
G = 4 800 кг				
$V_{пр}$, км/ч	180	200	220	240
$V_{ист}$, км/ч	184	205	225	246
torque, %	30	37	47	55
Мгнов LBS, кг/ч	145	152	165	191
LBS,л/ч	196	205	223	258
Расход на 100км, л	106	100	99	105
t_{max},ч	6,62	6,32	5,82	5,03
L_{max}, км	1 221	1 294	1 312	1 236

H = 1 000 м				
G = 4 800 кг				
$V_{пр}$, км/ч	180	200	220	240
$V_{ист}$, км/ч	189	210	231	252
torque, %	34	40	51	62
Мгнов LBS, кг/ч	141	154	168	186
LBS, л/ч	191	208	227	251
Расход на 100 км, л	101	99	98	100
t_{max}, ч	6,81	6,23	5,71	5,16
L_{max}, км	1 286	1 309	1 320	1 300

H = 2 000 м				
G = 4 800 кг				
$V_{пр}$, км/ч	180	200	220	240
$V_{ист}$, км/ч	199	221	243	265
torque, %	35	44	53	61
Мгнов LBS, кг/ч	136	145	163	177
LBS, л/ч	184	196	220	239
Расход на 100 км, л	93	89	91	90
t_{max}, ч	7,06	6,62	5,89	5,42
L_{max}, км	1 402	1 461	1 430	1 436

H = 3 000 м				
G = 4 200 кг				
$V_{пр}$, км/ч	180	200	220	240
$V_{ист}$, км/ч	209	232	255	279
torque, %	51	51	55	70
Мгнов LBS, кг/ч	132	147	159	186
LBS, л/ч	178	199	215	251
Расход на 100 км, л	85	86	84	90
t_{max}, ч	7,27	6,53	6,04	5,16
L_{max}, км	1 520	1 516	1 542	1 438

H = 4 000 м				
G = 4 200 кг				
$V_{пр}$, км/ч	180	200	220	240
$V_{ист}$, км/ч	220	245	269	294
torque, %	43	60	60	60
Мгнов LBS, кг/ч	138	150	165	177
LBS, л/ч	186	203	223	239
Расход на 100 км, л	85	83	83	81
t_{max}, ч	6,96	6,40	5,82	5,42
L_{max}, км	1 531	1 565	1 565	1 592

3.2. Центровочный график

Описание и пользование центровочными графиками

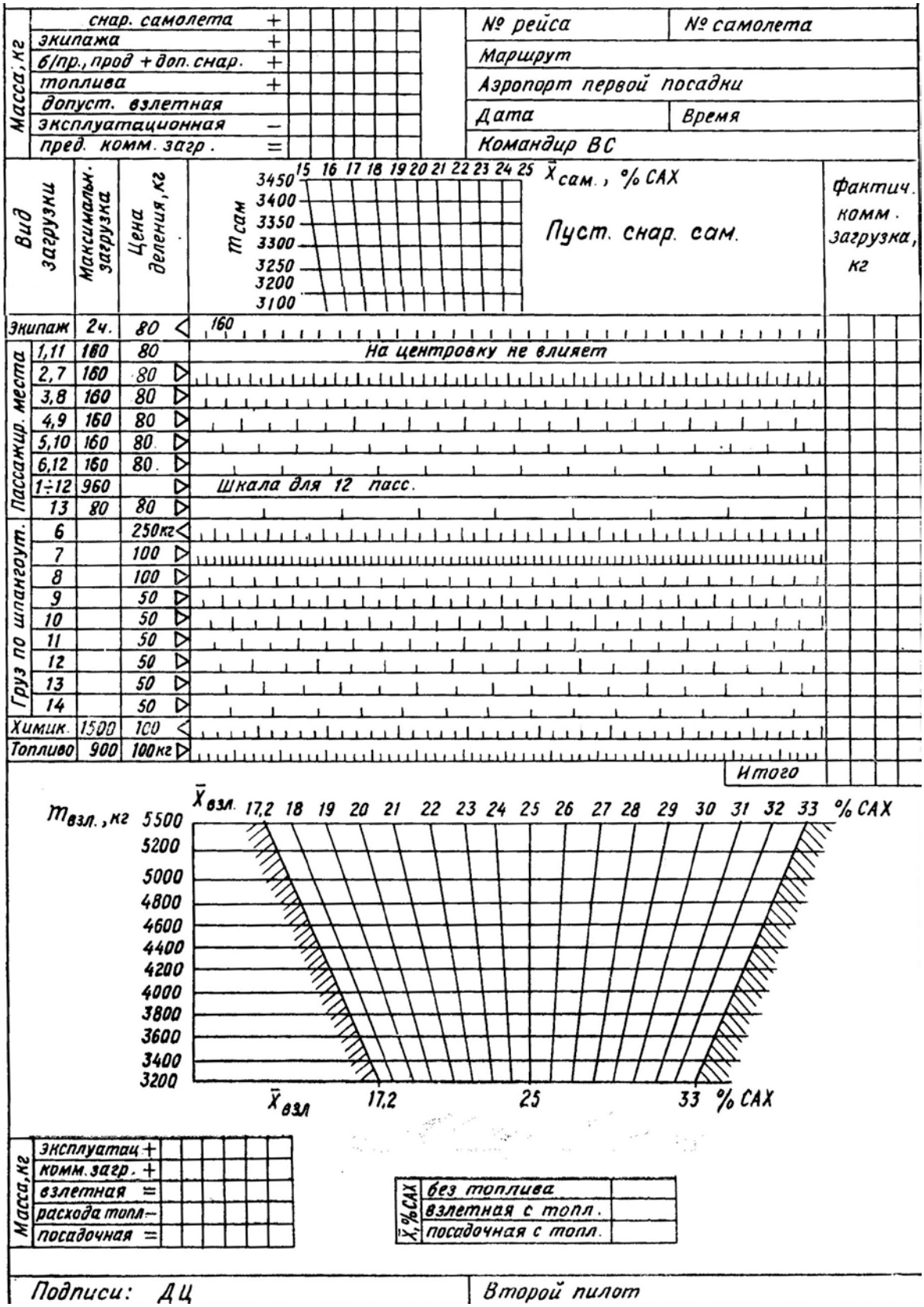
В верхней части бланка центровочного графика (ЦГ) указаны: тип самолета, его модификация.

Слева дана таблица исходных данных, с помощью которой определяется взлетная масса самолета, предельная коммерческая загрузка. В этой таблице пилот должен поставить массу пустого (снаряженного) самолета, допустимую взлетную массу и массу дополнительного снаряжения (если имеется на борту). Справа – № рейса, № самолета, маршрут полета, аэропорт (аэродром) посадки, дату и время вылета, Ф. И. О. командира ВС.

Посередине ниже таблица массы и центровки (% САХ) пустого (снаряженного) самолета. Слева от неё расположена таблица загрузки, а справа – таблица фактической коммерческой загрузки.

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 разбита на промежуточные деления. Например, большие деления всех шкал «Пассажирские места» соответствуют массе двух (трёх) пассажиров, малые деления – массе одного пассажира.



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 вверху записываются масса пустого (снаряженного) самолета и его центровка, взятые из формуляра;
- из точки пересечения линии центра тяжести с линией массы пустого самолета опустить вертикаль на соответствующею шкалу учета загрузки «Экипаж». От точки отчитываем влево (право) по направлению треугольника и количество делений указанного в графе «Цена деления». Дальнейший расчет делается аналогично произведенным действиям 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.

3.3. Особенности самолета

3.3.1. Особенности загрузки 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 5 500 кг;
   - в сельскохозяйственном варианте 5 500 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.

На самолете ТВС-2МС нет специальных багажных помещений. Багаж размещается под сиденьями. Крупногабаритный багаж размещать в проходе между сиденьями – **запрещается.**

Неубирающееся шасси с хвостовым колесом обеспечивают самолету устойчивость на земле при любом размещении коммерческой загрузки.

Примечания:

1. В каждом конкретном случае фактическая коммерческая загрузка (не более 1 500 кг) определяется дальностью полета и массой пустого самолета.

2. 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 размещенно-

го 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 м^2 пола не должна превышать 1 000 кгс.

3. 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:

1. В хвостовую часть фюзеляжа за шп.15 помещать грузы, а также запасные части запрещается.
2. Перед вылетом командир самолета обязан личным осмотром удостовериться, что в хвостовой части фюзеляжа груз отсутствует, а дверь заперта на замок.
3. 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.
4. Перед вылетом командир самолета должен предупредить пассажиров, чтобы они не передвигались по пассажирской кабине, а перед взлетом и посадкой обязательно были, пристегнуты привязными ремнями, не трогали трубопроводы топливной системы, электропроводку, экранированные жгуты радиооборудования, а также убедиться, что ограничительный ремень установлен.

3.3.2. Ограничения по массе и центровке самолета

Характеристика	Ед. изм.	ТВС-2МС
$m_{сам}$*	кг	3 000…3 300
$m_{осн.снар}$*	кг	75…90
$m_{снар.сам}$*	кг	3 075…3 390
Экипаж	чел	2…3
$m_{топ.max}$	кг	960
$m_{топ.пос}$	кг	120…300
$m_{топ.АНЗ}$	кг	≥160
Пассажиры	чел	≤12
$m_{ком.max}$	кг	1 500
$m_{взл.max}$ ***	кг	5 500
$m_{пос.max}$	кг	5 500
$\underline{X}_{снар.сам}$	% САХ	20,3…23,4
$\underline{X}_{передн.}$	% САХ	17,2
$\underline{X}_{задн.}$	% САХ	33,0
$\underline{X}_{рекоменд\ на\ колесах.}$	% САХ	23,0…28,0

* При расчете ЦГ (центровочного графика) данные конкретного самолета выписывать из формуляра ВС.
** Количество детей (до 5 лет) не более трех.
*** Для трасс, имеющих превышение рельефа местности 3 000 – 3 800 м $m_{взл.\ max}$ = 5 250 кг. В с/х варианте $m_{взл\ max}$ - 5500 кг.

3.3.3. Компоновка самолета

Варианты

Самолет ТВС-2МС-24 эксплуатируется на колесном шасси, на лыжах:

- грузопассажирский— до 12 мест или до 1 500 кг груза;
- грузовой – до 1 500 кг;
- сельскохозяйственный – до 1 500 кг химикатов.

В грузопассажирском варианте используются самолеты с откидными сиденьями, установленными вдоль бортов.

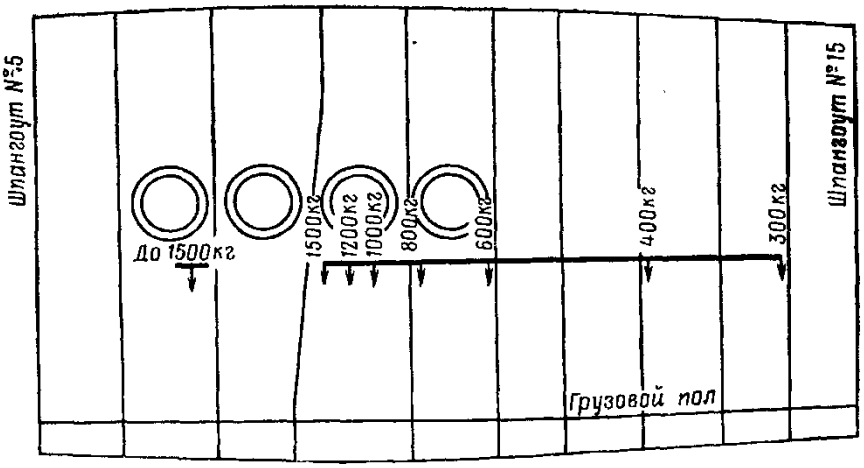


Рис. 1. Разметка положения грузов на борту самолета

Размеры кабины (пассажирской, грузовой).

Размер	Ед. изм.	ТВС-2МС
Высота	м	1,85
Длина	м	4,20
Ширина	м	1,66
Объем	$м^3$	12

Основное и дополнительное снаряжение

Основное снаряжение (включается в $\mathbf{m}_{экспл}$): масло = 10 л (8 кг).
Дополнительное снаряжение.

Наименование	$m_{доп.\ снар}$, кг
Струбцины, заглушки и моторный чехол	5÷7
Бортинструмент*	42
Деревянная кувалда	10÷12
Обогреватель	15
Продукты	8÷12
Съемное оборудование	60÷87

* Бортинструмент входит в $m_{сам}$. Остальное включать в $m_{экспл}$.

3.4. Техническая подготовка к полету

Ознакомиться по формулярам и бортовому журналу с состоянием самолета и убедиться в том, что:
- остаточный ресурс по планеру, силовой установке, воздушному винту, оборудованию и системам превышает планируемое время полета (полетов), планируемое количество посадок;
- устранены дефекты, обнаруженные в предыдущем полете.

Снять с самолета заглушки, чехлы, швартовочные приспособления, струбцины.

Установить бортовые аккумуляторы.

Слить отстой топлива из отстойника и убедиться, что в нем отсутствуют механические примеси и вода, а в зимнее время - кристаллы льда.

Проверить наличие колодок под основными колесами самолета и наличие противопожарных средств около самолета.

Принять меры предосторожности для предупреждения случайного запуска двигателя, включения отдельных электрических агрегатов, а также выпуска закрылков, для чего проверить:
- установку переключателя АККУМ-АЭРОДРОМНОЕ ПИТАНИЕ в нейтральное положение (*ОТКЛ.*);
- отключение всех автоматов защиты сети (АЗС), переключателей и выключателей на приборной доске и пультах;
- положение топливного крана в позиции *БАКИ ЗАКРЫТЫ*;

Зимой убедиться, что весь самолет очищен от снега, инея, льда.

При наличии на поверхности самолета снега, инея, льда – вылет ЗАПРЕЩАЕТСЯ

3.4.1. Предполетный осмотр самолета и оборудования КВС

Объем предполетной подготовки самолета экипажем в промежуточных и конечных аэропортах посадки разрешается ограничить только внешним осмотром и выполнением работ, указанных в РЛЭ, кроме проверки систем и оборудования самолета, при следующих условиях:
- за время полета на самолете не было неисправностей систем и оборудования;
- время стоянки самолета не превышает 12 ч;
- состав экипажа в данном аэропорту не менялся.

Перед осмотром самолета и его оборудования КВС обязан просмотреть бортовой журнал и проверить:
- устранены ли дефекты, выявленные в предыдущем полете;
- ознакомиться с работами, проведенными техническим составом на самолете;
- проверить слив отстоя топлива из отстойника и убедиться в отсутствии воды, кристаллов льда и механических примесей;
- проверить наличие средств пожаротушения возле самолета, наличие упорных колодок под колесами шасси;
- убедиться, что сняты чехлы с самолета, двигателя и приемника воздушного давления.
- убедиться, что сняты заглушки, швартовочные приспособления, струбцины.

Зимой проверить, сметен ли снег, иней и удален ли лед со всей поверхности самолета и стекол кабины экипажа. Убедиться, что самолет отшвартован от якорной стоянки.

Предполетный осмотр самолета производить по следующему маршруту:

Левая и правая коробки крыльев.
Основные стойки шасси.
Силовая установка.
Фюзеляж.
Горизонтальное и вертикальное оперение.
Хвостовое колесо.

Кабина экипажа и грузовая (пассажирская) кабина.

1. Левая и правая полукоробки крыльев

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

2. Шасси

Осмотреть шасси, убедиться в отсутствии течи жидкости из стоек шасси, а обжатие стоек шасси в пределах нормы. Осмотреть колеса шасси и убедиться, что пневматики пригодны к эксплуатации (отсутствие порезов, проколов, потертости, износа протектора, местных вздутий и сдвига (по меткам) шин относительно барабанов колес), а давление (по обжатию колёс) – нормальное.

Обжатие стоек шасси по шкале, нанесенной на штоке, должно быть:

Обжатие	Масса самолета
90±9 мм	3 600 кг
148±15 мм	5 250 кг
154±15 мм	5 500 кг

3. Силовая установка

Осмотреть воздушный винт, обтекатель винта, капот двигателя. Убедиться в отсутствии течи топлива и масла из-под капота двигателя и масла из маслорадиатора, воздушного винта, выхлопной трубы. Убедиться в надежности закрытия капотов.

4. Правая сторона фюзеляжа

Осмотреть обшивку фюзеляжа, нет ли на ней трещин и деформаций, разрушений заклепок в заклепочных швах. Убедиться, что антенные устройства, расположенные снаружи фюзеляжа, исправны, осмотреть целостность остекления.

5. Оперение

При внешнем осмотре убедиться, что обшивка стабилизатора, руль высоты, руль направления не имеют повреждений. Убедиться, что с рулей сняты струбцины. Осмотреть зализы оперения, крепежных элементов на предмет отсутствия повреждений. Убедиться в целостности стекла хвостового аэронавигационного огня.

6. Установка хвостового колеса

Осмотреть установку хвостового колеса. При этом убедиться в нормальном обжатии стойки и в отсутствии течи жидкости, а также в нормальном обжатии шины колеса. Стояночное обжатие 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.

7. Левая сторона фюзеляжа

Осмотреть обшивку фюзеляжа, нет ли на ней трещин и деформаций разрушений заклепок в заклепочных швах. Убедиться, что антенные устройства, расположенные снаружи фюзеляжа, исправны, осмотреть целостность остекления. Проверить контровки, замки двери.

8. Грузовая пассажирская кабина и кабина экипажа

Выполнить следующие операции:

а) проконтролировать загрузку самолета: размещение груза, крепление груза, убедиться, что центровка не выходит за допустимые пределы по меткам на борту фюзеляжа;
б) проверить, законтрен ли аварийный люк;
в) убедиться, что стояночный тормоз включен, давление воздуха в системе 6-8 кгс/см², стопорящая струбцина штурвала и ножного управления снята;
г) подогнать педали, кресло и убедиться в исправности привязных ремней, в целостности и чистоте остекления кабины;
д) проверить отклонение элеронов и рулевых поверхностей поочередным отклонением штурвала и педалей в предельно крайние положения, убедиться в легкости их хода, правильности отклонения и в отсутствии заеданий;
е) проверить по показаниям манометров давление воздуха в общей тормозной системе, а также раздельно левого и правого колес;
ж) убедиться, рычаги управления двигателем и воздушным винтом перемещаются легко во всём диапазоне, и установить их в положении, соответствующем запуску двигателя;
з) проверить напряжение бортовых аккумуляторов с помощью кнопки вольтметра и 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 топливомера 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;
- 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 +15...-35 °С), а при других температурах воздуха ±2,5 мм рт. ст., при большей разности Р 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.

Проверить нулевое положение стрелки вариометра.

11. Сверить показания времени бортовых часов по своим личным часам, установленным по диспетчерским часам.

12. 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, воздушной системы, радио и приборного оборудования, противообледенительной системы

стекол. Включив АЗС «Обогрев ПВД» и нажав кнопку проверки исправности, убедиться в исправности обогрева ПВД.

Перед ночным полетом дополнительно проверить исправность внешнего осветительного и светосигнального оборудования, кабинного освещения:

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

Примечание: При отсутствии аэродромного источника электропитания, проверки указанные в п.9, выполняются при опробовании двигателя.

3.4.2. Предполетный осмотр самолета вторым пилотом

1. При внешнем осмотре убедиться, что антенные устройства, снаружи фюзеляжа - исправны, а в зимних условиях – свободны ото льда и инея.
2. Проверить оборудование грузовой (пассажирской) кабины:
- проверить наличие привязных ремней на каждом пассажирском кресле (сиденье);
- проверить наличие медицинской аптечки и ее комплектации;
- убедиться в наличии ограничительного ремня и установке его в гнезда;
3. Проверить загрузку самолета, размещение пассажиров (груза), крепление груза. Рассчитать центровку и взлётную массу самолета.
4. Подогнать 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, радиокомпасу, указателям скорости, в наличии таблиц суммарных поправок к высотомерам, проверить соответствие номеров высотомеров указанных в таблицах.
6. Убедиться, что кожухи и передние панели радиоаппаратуры, щитки и пульты управления, приборы и выключатели надежно закреплены и не имеют внешних повреждений, антенная проводка правильно и надежно подключена к проходным изоляторам и аппаратуре, 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 ±1,5мм.рт.ст. (при температуре воздуха +15…35 °С), а при других температурах – ±2,5мм.рт.ст., при большей разности давлений 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:
    - рабочего места второго пилота;
    - грузопассажирской кабины;
    - вспомогательных отсеков;
    - подсветка приборов;
    - проверка наличия исправности переносного фонаря.
11. Проверить закрытие входной двери фюзеляжа, установить фиксатор двери и ограничительный ремень.
12. По окончании предполетной подготовки и проверки оборудования доложить командиру самолета о готовности к полету.

3.4.3. Запуск двигателя

Запуск двигателя возможен от аэродромного источника питания или от бортовых аккумуляторных батарей. Предпочтительнее запуск от аэродромного источника питания.

Рычаг управления заслонкой отбора воздуха на обогрев, на полу у правого пилота, установить в положение «*ЗАКРЫТО*».

Подключить к сети электропитания четыре аккумулятора, АЗС на правой приборной панели – внизу.

Ручной аварийный стоп-кран, под панелью управления фарами и БАНО, в положение выключен (от себя).

Открыть кран наполнения воздушной системы, давление должно быть не менее 20 кг/см² и проверить давление воздуха в воздушной и тормозной системах, при отсутствии воздуха включить подкачивающий насос (автомат).

Установить топливный кран в положение – «*БАКИ ОТКРЫТЫ*».

Проверить на центральном пульте и установить:

- АЗС «TTL» – в положении «*TTL*»
- АЗС «SRL» – в положении «*ВКЛ*»;
- переключатель запуска «НАЗЕМН. ЗАПУСК – ВОЗД. ЗАПУСК» в положении «наземный запуск».
- Проверить плавность хода рычагов управления двигателем во всём диапазоне и установить:
  а) Рычаг управления винтом (РУВ) в положении низких оборотов (на себя);
  б) Рычаг мощности (РУД) в положении полетный малый газ (*ПМГ*) или чуть ниже него, предпочтительнее *ПМГ*.

Подключить аккумуляторы к бортовой сети;

Проверить напряжение бортовой сети по вольтамперметру ВА-3 (24-28,5 В).

На центральном пульте включить:

- АЗС-5 ЭМИ-3К (приборы контроля работы двигателя);
- АЗС-5 указателя закрылков и створки маслорадиатора;
- АЗС-5 температуры наружного воздуха;
- АЗС-5 топливомер.

Проверить работоспособность приборов:

- ЭМИ-3К;
- ТВГ (EGT) (указатель температуры выходящих газов);
- ИКМ (TORQUE) (индикатор крутящего момента на валу);
- RPM (указатель частоты вращения ротора (тахометр);
- Расходомер (обнулить на приборе кнопкой – ENTER-TEST);
- Указатель топлива;
- Указатель температуры наружного воздуха.

Кнопкой (переключателем) «КОНТРОЛЬ СИГНАЛЬНЫХ ЛАМП» на левом пульте проверить исправность сигнальной лампы «СТРУЖКА В МАСЛЕ» на левой приборной панели.

Проверить исправность сигнальных ламп критического остатка топлива переключателем.

На центральной панели включить:

- АЗС-5 противопожарного оборудования;
- АЗС-10 управление створками маслорадиатора;
- включить топливный подкачивающий насос ЭЦН (на левой горизонтальной панели).

Проверить:

- АЗС-10 отбор воздуха – *ВЫКЛЮЧЕН*;
- АЗС-10 насос расфлюгирования – *ВЫКЛЮЧЕН*;

ВНИМАНИЕ: Запуск при остаточной температуре двигателя выше 200°С **– ЗАПРЕЩЁН.** Для охлаждения двигателя необходимо сделать холодную прокрутку. Убедится в наличии выпускающего и подать команду: ОТ ВИНТА.

3.4.4. Запуск в автоматическом режиме

Включить подкачивающий насос АЗС «ТОПЛИВ.НАСОС» в положение «*ВКЛ*» на левом пульте (убедится во включении по загоранию зеленой лампы «ЭЦН»). По трехстрелочному указателю убедиться в появлении давления в топливной системе.

Нажать кнопку «*ПУСК*» на панели запуска.

Следить за показаниями приборов:

- ТВГ (EGT) не более 700ºС
- Р масла растёт до 45-60 PSI
- Р топлива растёт до 15-30 PSI
- Обороты RPM рост от 0 до ~72%

Запуск необходимо прекратить, если:

- воздушный винт не вращается;
- обороты двигателя не достигают 10% за 10сек.;
- ТВГ не поднимаются в течение 10сек. после разгона до 10% оборотов или не позднее 18% оборотов двигателя;
- ТВГ приближается к предельному значению при запуске 770°С;
- нет давления масла, когда обороты двигателя приближаются к ЗМГ;
- появление необычного шума и вибрации;
- показания приборов двигателя не соответствуют установленным.

Действия в случае аварийного прекращения запуска:

- нажать кнопку «ПРЕКР.ЗАПУСКА» (ниже кнопки «запуск» на панели запуска);
- включить АЗС «ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЯ» в положение «*СТОП*» (на горизонтальной панели под красным колпачком);
- вытянуть на себя ручной стоп-кран под панелью управления фарами и БАНО.

3.4.5. Запуск в ручном режиме

Включить выключатель «SRL» на панели запуска в положение «*РУЧНОЙ ЗАПУСК*» (загорается сигнальное табло «ручной запуск»).

Выключатель TTL установить в положение *ВЫКЛ.*

Переключатель «0-10% 10-60%» установить в положение «*0-10%*».

Включить подкачивающий насос АЗС-10 на левом пульте.

Включить стартер выключателем «стартер» на панели запуска.

По достижении оборотов на индикаторе RPM 10% перевести переключатель «0-10% 10-60%» в положение «*10-60%*»;

После воспламенения топлива насосом SPR на панели запуска поддерживать температуру выходящих газов по индикатору ТВГ (EGT) – 600-650ºС.

Следить за показаниями приборов:

- ТВГ (EGT) не более 650ºС;
- Рмасла растёт до 45-60 PSI (0,5 - 6 кгс/см^2)
- Ртоплива 15-30 PSI (1-3 кгс/см^2)
- Обороты RPM 0-72%;

После запуска двигателя:

- выключить стартер;
- переключатель «0-10% 10-60%» установить в среднее положение;
- выключить подкачивающий насос АЗС-30 на левом пульте;
- выключатель TTL установить в положение *ВКЛ*.

При необходимости аварийного прекращения запуска:

- включить АЗС «ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЯ» под красным колпачком на горизонтальной панели в положение «СТОП»;
- вытянуть на себя ручной стоп-кран под панелью управления фарами и БАНО.

После запуска двигателя:

- выключить подкачивающий насос АЗС-30 на левом пульте (гаснет зеленая лампа);
- выключатель TTL установить в положение *ВКЛ*;
- если запуск производился от наземного источника, то перед включением генератора, необходимо перевести переключатель «НАЗЕМН.АККУМУЛ.-БОРТ.АККУМУЛ.» в положение «БОРТ.АККУМУЛ.» и подать команду на отключение наземного источника питания. После сообщения техника об отключении наземного источника, включить генератор.
- включить генератор переключателем на центральном пульте (красная сигнальная лампа отказа генератора должна погаснуть);
- проверить напряжение бортовой сети (27-29В);

Включить потребители, необходимые для выполнения полета:

На средней горизонтальной панели:

- 2ВГ-15-2С «ГИК-1; АГК-47»;
- АЗС «АГК-47Б; ГПК-48».

На средней вертикальной панели включить:

- ПО-500 в положение «РАБОЧ.» (загорается сигнальная лампа);
- АЗС-2 «АРК»;
- АЗС-2 «МРП»;
- В-200 «РВ».

На пульте управления АРК установить переключатель режимов работ в положение «*КОМП.*»

Выполнить прогрев двигателя на режиме «ЗМГ» до достижения температуры масла в двигателе значения +50°С.

В процессе прогрева двигателя произвести включение и настройку необходимого для полёта радиотехнического оборудования, проверить работоспособность системы выпуска и уборки закрылков и триммеров руля направления, руля высоты и элеронов.

При достижении температуры масла в двигателе +50 °С нажатием на тумблер «МАСЛОРАДИАТОР: ОТКР.-ЗАКР.» в направлении «*ОТКР.*» открыть заслонку маслорадиатора, контролируя её открытие по указателю «ЗАСЛОНКИ». Угол открытия выбирается исходя из значения температуры наружного воздуха так, чтобы сохранять температурный режим масла двигателя в пределах 65-110 °С по указателю.

Раздел 4

ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА

СОДЕРЖАНИЕ

4.1.	Подготовка к выруливанию и руление	4.1
4.1.1.	Заключительные работы экипажа перед выруливанием самолета на старт	4.1
4.1.2.	Контрольные проверки режимов перед рулением	4.1
4.1.3.	Руление	4.2
4.2.	Подготовка к взлету	4.3
4.3.	Взлет	4.4
4.4.	Набор высоты	4.7
4.5.	Горизонтальный полет	4.8
4.6.	Снижение	4.9
4.7.	Посадка	4.10
4.8.	Останов двигателя	4.13
4.9.	Карты контрольных проверок	4.14

4.1. Подготовка к выруливанию и руление

4.1.1. Заключительные работы экипажа перед выруливанием самолета на старт

Перед выруливанием самолета на старт КВС должен:
1. Убедиться, что упорные колодки из-под колес убраны.
2. Проверить включение радионавигационного и приборного оборудования.
3. Разарретировать авиагоризонт АГК-47Б.
4. Согласовать ГИК-1 и установить ГПК-48 по ГИК-1. Показания ГИК-1 сличить с показаниями магнитного компаса КИ-13. Разность показаний с учетом девиации не должна превышать 4°.
5. Проверить включение барографа.
6. Включение обогрева ПВД производить:
   - при положительных температурах наружного воздуха за 1 мин до начала разбега самолета;
   - при нулевых и отрицательных температурах наружного воздуха перед началом выруливания со стоянки, но не менее чем за 5 мин до начала разбега самолета.
7. Убедиться, что привязные ремни застёгнуты.
8. Убедиться что температура масла не ниже 50°С.
9. Убедиться, что параметры двигателя находятся в зелёных секторах приборов контроля.
10. Снять винт с упоров:
   - медленно перевести РУД в положение «*РЕВЕРС*», увеличение крутящего момента указывает на то, что лопасти сдвинулись назад и вышли из блокировки стартовых замков;
   - уменьшение крутящего момента в режиме РЕВЕРС до ЗМГ указывает на то, что лопасти двигаются в положение минимального установочного угла лопастей воздушного винта;
   - увеличение крутящего момента при даче рычага мощности (РУД) от себя дальше положения ПМГ указывает на то, что блокировка стартовых замков снята.

4.1.2. Контрольные проверки режимов перед рулением

ТЕМПЕРАТУРА МАСЛА	-	не менее +50 не более 110°С.
ДАВЛЕНИЕ МАСЛА		70-120PSI (2,45…4,55 кгс/см², зелёный сектор шкалы)

При работе в экстремальных погодных условиях см. «Действия в сложных условиях».

НАСОС ПОДКАЧКИ	-	ВЫКЛ.
НАПРЯЖЕНИЕ	-	28-29В
КОМПЬЮТЕР SRL /TTL	-	ВКЛ.
ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ	-	СНЯТ С УПОРОВ
ОБОГРЕВ ВНА	-	ВКЛЮЧЕН ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ
ОТБОР ВОЗДУХА	-	ОТКРЫТЬ ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ

ВНИМАНИЕ
В ОТСУТСТВИЕ ОБЛЕДЕНЕНИЯ ЗАПРЕЩАЕТСЯ ИСПОЛЬЗОВАТЬ ПРОТИВО-ОБЛЕДЕНИТЕЛЬНУЮ СИСТЕМУ ПРИ ТЕМПЕРАТУРЕ НАРУЖНОГО ВОЗДУХА ВЫШЕ +10°С ДОЛЬШЕ 10 СЕКУНД.

Зачитать «Контрольную карту» перед выруливанием.
1. По командной радиостанции запросить разрешение РП на выруливание.
2. Получить доклад от второго пилота «Справа впереди свободно к рулению готов».
3. Получив разрешение РП на выруливание, убедиться в отсутствии препятствий в направлении руления, выключить стояночный тормоз, проверить действие тормозов и приступить к рулению.
4. Чтобы сдвинуть примерзшие лыжи (если самолет установлен на лыжи), необходимо при неработающем двигателе произвести несколько ударов деревянной кувалдой по скуле лыжи.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: СРЫВАТЬ С МЕСТА САМОЛЕТ С ПРИМЕРЗШИМИ ЛЫЖАМИ, ИСПОЛЬЗУЯ МОЩНОСТЬ ДВИГАТЕЛЯ**, ЗАПРЕЩАЕТСЯ.**

4.1.3. Руление

Страгивание самолета с места осуществляется путем плавного увеличения тяги двигателя – перемещением рычага управления двигателем (РУД). В начале руления проверить работу тормозной системы по давлению и действию тормозов, для чего педали установите в нейтральное положение, плавно нажать до отказа на гашетку управления тормозами и проверить по манометру давление воздуха. Отклоняя поочередно педали, при полностью нажатой гашетке, убедиться по двухстрелочному манометру в нормальном срабатывании левого и правого тормозов. В случае неисправности тормозов выключить двигатель.

Во время движения самолета торможением соответствующего колеса парировать возможную тенденцию самолета к развороту.

Для выполнения разворота самолета в нужном направлении отклонить соответствующую педаль, плавно нажать на тормозной рычаг и одновременно увеличить тягу двигателя перемещением рычага управления двигателем (РУД). Для вывода самолета из разворота в нужном направлении следует установить педали в нейтральное положение или отклонить педали, в сторону, противоположную развороту, и плавно нажать на тормозной рычаг.

Для торможения самолета по прямой и при попутном ветре необходимо уменьшить режим работы двигателя перемещением РУД, установить педали в нейтральное положение и плавно нажать на тормозной рычаг.

ВНИМАНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ РЕЗКОГО ТОРМОЖЕНИЯ ПРИ РУЛЕНИИ ВО ИЗБЕЖАНИЕ КАПОТИРОВАНИЯ САМОЛЕТА, ОСОБЕННО ПРИ ПЕРЕДНЕЙ ЦЕНТРОВКЕ.

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

Если самолет с трудом вводится из прямолинейного направления в разворот, необходимо отклонить штурвал от себя, уменьшив нагрузку на хвостовое колесо, особенно при задних центровках.

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.

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 4м.

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

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.

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.

Руление по неукатанному снежному покрову (целине) глубиной до 35 см требует повышенных режимов работы двигателя .

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 откапывать снег перед колесами, чтобы облегчить страгивание самолета с места.

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.

Руление при боковом ветре более 12 м/с, и на не укатанном 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.

По неровностям и сугробам высотой до 60 см рулить на повышенных режимах работы двигателя, соблюдая осторожность, чтобы не допустить касания снега крылом самолета. В этих условиях рулить с выпущенными закрылками запрещается.

4.2. Подготовка к взлету

Экипажу самолета на предварительном старте необходимо:

1. Проверить по световым сигнализаторам положение триммеров. Триммеры должны находиться в нейтральном положении. При проверке триммера руля высоты сделать 2-3 кратковременных нажатия от себя. Триммер руля направления отклонить короткими нажатиями 2-3 раза вправо.
2. При взлете с применением закрылков выпустить закрылки на 30° или 20° в зависимости от условий старта.
3. Индекс (переключатель) сигнализатора заданной высоты радиовысотомера установить на значение 50 м.
4. Проверить, что топливный кран находится в положение «Баки открыты».
5. Убедиться, что створка маслорадиатора открыта в соответствии с температурой масла, рекомендуемой для взлета.
6. Получив разрешение вырулить на ВПП так, чтобы самолет на исполнительном старте был установлен в направлении взлета, а хвостовое колесо (лыжа) — направлено по продольной оси самолета. Затормозить самолет.
7. 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.
8. Установить шкалу ГПК на «0» или на отсчет, равный курсу взлета, убедиться, что гироскоп разарретирован.
9. Проверить работоспособность авиагоризонтов АГК-47Б.
10. Отклонением штурвала и педалей еще раз убедиться в свободном движении рулей и элеронов.
11. Убедиться в исправности приборов контроля работы двигателя и источников электроэнергии (по амперметру и вольтамперметру на приборной доске).

ЗАЧИТАТЬ РАЗДЕЛ КАРТЫ КОНТРОЛЬНЫХ ПРОВЕРОК ПЕРЕД ВЗЛЁТОМ

Рычаг управления винтом (РУВ) перевести в положение «*ВЗЛЁТНЫЙ*» (вперёд) и установить обороты двигателя 96-100%

«SRL»	ВКЛ.
«TTL»	ВКЛ.
ЛАМПОЧКА БЕТА-РЕЖИМ	ПРОВЕРИТЬ (не горит)
ОБОРОТЫ ДВИГАТЕЛЯ	ПРОВЕРИТЬ (96-100,0 ± 0,5%)

Перемещением РУД вперёд установить потребную мощность для взлёта 80% (контроль по указателю крутящего момента (Torque)

ТВГ	ПРОВЕРИТЬ (не более 650°С)

Убедитесь, что расчетный взлетный крутящий момент можно получить на предельно допустимой

температуре турбины или на более низкой температуре.

ПРИМЕЧАНИЕ: Во время разбега следует помнить, что термодинамическая стабилизация двигателя еще продолжается. По мере роста приборной скорости нужно делать все меньше регулировок с помощью рычага мощности, чтобы избежать заброса ТВГ или крутящего момента.

12. Осмотреть воздушное пространство над аэродромом и летным полем в направлении взлета.
13. Запросить разрешение на взлет.
14. После разрешения на взлёт, включить отчёт полётного времени на бортовых часах и начать разбег.

4.3. Взлет

В зависимости от условий старта, взлёт самолета выполнять без применения закрылков или с отклонением закрылков на 20° или 30°, с использованием взлетной (100%) или номинальной мощности двигателя (80-85%).

На исполнительном старте, получив разрешение на взлёт, увеличить режим работы двигателя до номинального (взлётного) режима, отпустить тормоза и начать разбег.

ПРИМЕЧАНИЕ: В процессе взлёта с ВПП с пониженным коэффициентом сцепления мокрая полоса, мягкий грунт, не укатанный снег) при выводе двигателя на взлётный режим возможно появление движения юзом. При возникновении юза необходимо отпустить тормоза и начать разбег, а вывод двигателя на взлётный режим выполнить в начале разбега.

Вначале разбега самолета быть готовым к тому, чтобы торможением соответствующего колеса или лыжи удержать самолет в выбранном направлении для взлёта.

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

ПРИМЕЧАНИЕ: Разбег по размокшему или песчаному грунту выполнять без поднятия хвостового колеса самолета.

Взлет без применения закрылков

Длина разбега самолета без применения закрылков с использованием взлётной мощности двигателя при нормальном полетном весе 5 500 кг составляет 250 м.

ПРИМЕЧАНИЕ: Длина разбега приведена к стандартным условиям МСА при отсутствии ветра.

При взлете с мягкого грунта длина разбега увеличивается на 30%,с песчаного покрова на 30-35%.

Отрыв самолета при использовании номинальной мощности двигателя происходит на скорости 90 км/ч, а при взлетной мощности двигателя – на скорости 90-95 км/ч (в зависимости от взлетной массы). Не следует отрывать самолет на меньшей скорости во избежание повторного касания ВПП колесами.

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

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:

1. При неправильном размещение груза или его самопроизвольном перемещение назад, центровка самолета может превысить предельно заднюю центровку, то после отрыва самолета, особенно с

отклоненными закрылками, самолёт может перейти на кабрирование, которое невозможно парировать даже при полном отклонении штурвала от себя. Такое же явление может возникнуть после дачи полного газа при уходе на второй круг с недопустимо задней центровкой.

2. В обоих случаях, если своевременно не принять соответствующих мер, самолет может перейти на закритические углы атаки, что приведёт к сваливанию самолёта.
3. Если при полном отклонении штурвала от себя кабрирование устранить не удается, необходимо плавно уменьшить мощность двигателя для перевода самолета в горизонтальный полет или 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:

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.

Дальнейший набор высоты производить на скорости 140-150 км/ч, которая является наивыгоднейшей скоростью набора высоты.

После преодоления препятствий, уменьшить мощность двигателя до крейсерской в зависимости от условий полета.

Взлет с отклонёнными закрылками

Использование закрылков на взлете сокращает длину разбега и взлетную дистанцию на 30-35%.

Раздельно пользоваться закрылками **запрещается**.

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

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.

Наименьшая длина разбега и особенно наименьшая взлетная дистанция получаются при отклонении закрылков на 30° с одновременным использованием взлетной мощности двигателя (100%).

При разбеге самолета штурвал удерживается в нейтральном положении до момента отрыва. Отрыв самолета, при использовании закрылков на 30° (взлетная мощность двигателя) происходит на скорости 75 км/ч, а при закрылках на 20° (номинальной мощности) на скорости 80 км/ч.

После отрыва отклонением штурвала от себя перевести самолет на выдерживание и одновременно с увеличением скорости набрать высоту с таким расчетом, чтобы к моменту достижения скорости 120 км/ч высота составляла 15-20 м. На этой скорости продолжать набор высоты. На высоте не менее 50 м над препятствиями в три приема убрать закрылки, контролируя их положение по индикатору и визуально по фактическому отклонению. 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. После уборки закрылков перейти в набор высоты на скорости 140 км/ч до заданного эшелона.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:

1. При температурах наружного воздуха минус 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.

3. Если взлет производился на взлетной мощности двигателя, то после преодоления препятствий на границе аэродрома командир самолета должен установить мощность набора высоты/крейсерского полёта до набора высоты.
4. Если после взлета с отклоненными закрылками убрать их не удается из-за неисправности системы управления, необходимо произвести посадку на аэродроме взлета. При заходе на посадку на разворотах недопустим угол крена свыше 15° и скорость полета более 150 км/ч. Полет самолета со скоростью более 150 км/ч при выпущенных закрылках не допускается.

При взлете с высокогорных аэродромов необходимо:

- взлет выполнять только на взлетной мощности двигателя (полный газ) с закрылками, выпущенными на 30°;
- при даче газа перед взлётом удерживать самолет на тормозах до развития двигателем полной мощности и лишь после этого отпустить тормоза и произвести взлёт.
- необходимо учитывать, что превышение аэродрома на каждые 500 м над уровнем моря увеличивает длину разбега на 6%.

Взлет при боковом ветре

Взлет самолета при боковом ветре разрешается при значениях, приведенных в таблице:

Угол ветра к оси ВПП, град	0	10	20	30	40	45	50	60	70	80	90
Предельная скорость ветра, м/с	18	17	13	9	8	7	6	6	6	6	6

Боковой ветер при взлете стремится развернуть самолет навстречу ветру и накренить 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 (при оборудовании ВС).

Взлет с закрылками, отклонёнными на 30°, разрешается выполнять при боковой составляющей скорости ветра до 5 м/сек.

В начале разбега необходимо торможением соответствующего колеса парировать тенденцию самолета к развороту. 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.

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

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.

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.

После отрыва самолета, на этапе выдерживания, сохранять направление полёта создавая крен самолета в сторону, противоположную сносу или 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 на аэродроме с не укатанного снега, с песчаного или размокшего грунта

Взлет на колесном шасси с не укатанного снежного аэродрома разрешается:

- при снежном покрове (свежевыпавший 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.

4.4. Набор высоты

Для достижения режима наивыгоднейшего набора высоты необходимо:

- Установить наивыгоднейшие обороты для набора высоты и крейсерского полета РУВ 96-97%.
- Установить рычагом мощности по ИКМ (TORQUE) 80-60% в зависимости от полётной массы самолёта.

Отбор воздуха – ВКЛЮЧИТЬ ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ.

Наивыгоднейшая скорость при наборе высоты 140 км/ч.

Набор высоты с взлетной массой 5 500 кг можно выполнять на скорости 140 км/час, на крейсерских режимах работы двигателя.

В случае необходимости экстренного набора высоты (преодоление препятствий, выход из зоны обледенения и т. д.), применять взлетный режим работы двигателя.

При нормальных условиях полета с пассажирами не допускать увеличения вертикальной скорости набора более – 3 м/сек.

При наборе высоты необходимо постоянно следить за температурным режимом двигателя, сохраняя его в рекомендуемых пределах.

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

Развороты при наборе высоты разрешается выполнять с углом крена 15°-20°.

4.5. Горизонтальный полет

После набора заданного эшелона установить параметры двигателя в соответствии с выбранным режимом, обеспечивающим путевую скорость полета, предусмотренную заданием. Если на выбранном режиме будет наблюдаться повышенная вибрация лент-расчалок коробки крыльев, необходимо изменить режим работы двигателя.

Горизонтальный полет производить на крейсерских скоростях, которые находятся в пределах 160-220 км/час по прибору.

Скорость горизонтального полета по прибору: минимальная – 110 км/ч, максимальная – 255 км/ч.

Рекомендуемая стандартная скорость при полете на эшелоне – 200 км/ч.

Режим работы двигателя выбирать таким, чтобы ТВГ не превышала заданные ограничения (650 °С).

В горизонтальном полете контролировать расход топлива по группам в баках, во время полёта происходит неравномерный расход топлива и в процессе полета через каждые 30 минут необхо-

димо контролировать расход топлива по бакам левого и правого крыла поочередно, не допуская разности количества топлива более 100 литров.

Загорание контрольных ламп сигнализации аварийного запаса топлива происходит при наличии 110 л (в каждой группе по 55 ± 10 л).

Рекомендуется при выполнении полета установить на радиовысотомере РВ-2 задатчик высоты на величину, соответствующую 80% безопасной высоты, предусмотренной при данном виде полета. Если задатчик радиовысотомера не позволяет установить такую величину, то установить его на ближайшее к безопасной высоте значение.

В горизонтальном полете центр тяжести самолета по мере расходования горючего постепенно смещается вперед на 0,2…0,3% САХ на каждые 100 кг выработанного топлива.

Пользование приборами в полете

Командир самолета в процессе полета непосредственно управляет самолетом и держит командную радиосвязь, ведет ориентировку в полете, систематически контролирует работу двигателя и следит за расходом топлива.

Второй пилот ведёт визуальную ориентировку и радиоосмотрительность, систематически контролирует работу двигателя и наличие топлива, напоминает командиру самолета о времени переключения крана топливных баков; периодически контролирует работу источников электроэнергии по амперметру и вольтамперметру, по приказанию командира периодически управляет самолетом.

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

Для удобства пользования компасом в полете, рекомендуется установить курсозадатчик УГР-1 на заданный магнитно путевой угол (ЗМПУ).

В полете шкала курса с курсозадатчиком и стрелка радиокомпаса 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 радиокомпаса уходят влево, т. е. вид на указатель соответствует виду с самолета на землю.

Совмещение в указателе УГР-1 показаний гироиндукционного и радиокомпасов позволяет делать отсчет не только курса самолета, но и пеленга радиостанции – это облегчает выполнение активного полета на радиостанцию и от радиостанции, условием которого является равенство действительного пеленга радиостанции заданному пеленгу.

Магнитный курс самолета отсчитывается по основной (внутренней) шкале, против верхнего неподвижного индекса, магнитный пеленг радиостанции – по той же шкале против острия стрелки радиокомпаса, а обратный пеленг – против обратного (укороченного) конца этой стрелки; по дополнительной (наружной) шкале стрелка радиокомпаса дает отсчет курсовых углов радиостанции

Условием активного полета на радиостанцию по заданному маршруту является совмещение стрелок радиокомпаса указателя УГР-1.

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°, при которых по инструкции следует начинать второй, третий и четвертый развороты при выполнении маневра по прямоугольному маршруту.

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

Высоту полета выдерживать по барометрическому высотомеру и радиовысотомеру. Выдерживание высоты заданного эшелона с учетом суммарной поправки (аэродинамической и инструментальной) производится по высотомерам.

Если в полете сработал сигнал «ОПАСНАЯ ВЫСОТА» заданная на радиовысотомере, немедленно выполнить набор высоты до прекращения действия сигнализации. Проверить и оценить соответствие показаний барометрических высотомеров, показаниям радиовысотомера, с учетом рельефа местности.

4.6. Снижение

Скорость полета при снижении в нормальных условиях выдерживать такую же, на какой производился горизонтальный полет перед снижением, но не менее 140 км/ч.

При получении разрешения на снижение для захода на посадку установить соответствующий атмосферное давление на аэродроме посадки, установку давления производить в горизонтальном полете на эшелоне (высоте) перехода. Перед установкой на высотомерах давления аэродрома, переданного диспетчером круга, командиру самолета сличить давление на аэродроме посадки с давлением, указанным в предыдущей информации по 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.

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

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

Согласовать ГИК-1 и ГПК-48.

Включить радиовысотомер РВ-2 (РВ-УМ) и установить переключатель диапазонов на «0-120 м». Для РВ-УМ переключатель ПВС-УМ установить на заданную безопасную высоту полета.

На высоте круга оценить с учетом рельефа местности соответствие показаний барометрических высотомеров показаниям радиовысотомера. Установить задатчик радиовысотомера РВ-2 на 60 м (ПСВ-УМ для радиовысотомера РВ-УМ – на 50 м).

Расчет на посадку и посадку рекомендуется выполнять командиру ВС

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.

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

Во всех случаях при полетах вне видимости наземных ориентиров при срабатывании сигнализации радиовысотомера, увеличить режим работы двигателя и перевести самолет в набор высоты до прекращения действия сигнализации.

4.7. Посадка

На предпосадочном планировании выдерживать рекомендованную для данных конкретных условий скорость, установив перемещением РУД потребную мощность, но не ниже 10-15% по

указателю TORQUE .

ПРИМЕЧАНИЕ. Крутящий момент и температура турбины могут немного повышаться с увеличением приборной скорости.

ВНИМАНИЕ! БЫСТРОЕ ПЕРЕМЕЩЕНИЕ РЫЧАГОВ ОБОРОТОВ ДВИГАТЕЛЯ ПРИ ПОНИЖЕННОЙ ПРИБОРНОЙ СКОРОСТИ ВЫЗЫВАЕТ МОМЕНТАЛЬНЫЙ СКАЧОК АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ

При заходе на посадку, на режиме снижения, **использование режима по ИКМ (TORQUE) менее 10% не рекомендуется**.

Посадка с отклоненными закрылками

Посадку самолета производить при встречной составляющей скорости ветра не более 18 м/с.

Как правило, посадку производить с закрылками, отклоненными на 30°, при ветре не более 10 м/с.

Если необходима более крутая траектория планирования (например, при посадке на ограниченные площадки), отклонить закрылки до 40°. Величина отклонения закрылков контролируется по указателю.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Полет самолета с отклоненными закрылками на скорости выше 150 км/час **запрещается.**

Запрещается раздельное пользование верхними и нижними закрылками.

Скорость планирования с отклоненными закрылками должна быть 120-130 км/ч.

Эту скорость следует сохранять вплоть до момента начала выравнивания самолета. Усилия на штурвал должны быть сняты отклонением триммера руля высоты. Выравнивание самолета начинается с высоты 5-7 м.

Посадка самолета происходит с использованием автоматически открывающихся предкрылков. При любом взмывании самолета нет необходимости уходить на второй круг, так как открытие предкрылков обеспечит мягкое приземление самолета. Посадочная скорость самолета с отклоненными закрылками составляет 85-90 км/ч.

Независимо от варианта самолета (на лыжном или колесном шасси) длина пробега самолета лежит в пределах 150-180 м, если при посадке используются закрылки и тормоза колес. В случае отказа тормозной системы на пробеге (длина пробега увеличивается до 300-350 м) использовать реверс.

При использовании реверса на посадке надо быть готовым к энергичному развороту самолёта влево. Разворот самолёта необходимо парировать отклонением педалей. Непосредственно перед выключением реверса тормозами колес не пользоваться.

Резкое торможение непосредственно после приземления самолета может привести к отрыву хвостового колеса самолета от поверхности ВПП и дальнейшее развитее ситуации в «капотирование»; торможение должно быть плавным и производиться в несколько приемов.

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

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

Посадка без применения закрылков

Если в полете вышла из строя система управления закрылками или встречная составляющая скорости ветра более 10 м/с, посадку следует выполнять с не отклоненными закрылками. При этом траектория планирования будет более пологой.

Скорость планирования на предпосадочной прямой должна быть 135-140 км/ч, а посадочная скорость соответственно 90-110 км/ч в зависимости от посадочной массы самолета. Скорость планирования сохранять до начала выравнивания, которое начинать с высоты 4-5 м, т.е. ниже, чем при планировании с отклоненными закрылками.

С началом выравнивания непрерывным взятием штурвала на себя подвести самолет к земле в трехточечном положении. Крен энергично парируется элеронами.

После касания плавно переводим двигатель в режим «*ЗМГ*», при необходимости можно использовать режим «*РЕВЕРС*», после того как самолёт перейдёт к устойчивому прямолинейному движению на трёх колёсах.

Уход на второй круг

Уход на второй круг возможен без использования закрылков, из режима планирования при отклоненных закрылках на 20°, 30° или 40° и из режима парашютирования – с любой высоты, **вплоть до касания ВПП.**

Наиболее прост уход на второй круг без применения закрылков;

В этом случае достаточно использовать номинальную мощность двигателя и на скорости 140-150 км/час набирать высоту. При этом не допускать резкого увеличения мощности двигателя, что может привести к увеличению угла кабрирования до критического.

При уходе на второй круг с отклоненными закрылками или из режима парашютирования необходимо использовать взлетную мощность двигателя. Уход на второй круг производить на скорости полета 115-120 км/ч; при этом мощность двигателя увеличивать плавно.

При уходе на второй круг учитывать, что показания скорости по прибору несколько запаздывают и не отражают резких изменений углов атаки. Поэтому при пилотировании самолета следует особое внимание уделять положению самолета относительно горизонта.

Во всех случаях ухода на второй круг при увеличении мощности двигателя создается кабрирующий момент, который следует парировать отклонением штурвала от себя. Нагрузку на штурвал снимать триммером руля высоты.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Если по какой-либо причине (неправильное размещение груза или самопроизвольное перемещение груза назад) центровка самолета значительно превысит предельно допустимую, то при увеличении мощности двигателя, самолет с отклоненными закрылками, может перейти на кабрирование, которое невозможно прекратить даже полным отклонении штурвала от себя. Такое же явление может возникнуть и при взлете самолета с недопустимо задней центровкой. В обоих случаях, если своевременно не принять соответствующих мер, самолет может кабрировать до тех пор, пока не перейдет за критические углы атаки.

Единственное средство прекратить кабрирование – это убрать газ настолько, чтобы самолет перешел в нормальный режим набора высоты, а если это невозможно, то перейти в горизонтальный полет или даже на снижение.

Посадка при боковом ветре

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

Скорость планирования должна быть не менее 120 км/ч. Использование закрылков при посадке с боковым ветром разрешается при скорости ветра не более 6 м/с.

При посадке с боковым ветром, на самолётах имеющих стопор хвостового колеса, рекомендуется производить посадку с включённым стопором, если взлёт производился с включённым стопором хвостового колеса.

На посадочной прямой снос самолета парировать углом упреждения или креном самолёта (возможен вариант совместного использования угла упреждения и крена самолёта). Непосредственно перед приземлением развернуть 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 касания колёсами ВПП крен и снос должен быть убран.

При выполнении посадки при боковом ветре приземление осуществлять на три точки.

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

Прямолинейный пробег выдерживать:

- первой половине – рулем направления и элеронами;
- во второй половине – рулём направления, элеронами и тормозами.

При ветре слева отклонить штурвал влево, при ветре справа – вправо. Парировать малейшую тенденцию к развороту.

Посадка при попутном ветре

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.

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

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 не укатанный снежный аэродром

Посадка на песчаный или не укатанный 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.

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

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

Посадка с применением реверса

Применение реверса на посадке допускается только после начала устойчивого пробега.

Для включения режима реверса передвинуть рычаг управления двигателем в диапазон реверсных режимов.

В процессе пробега РУД перемещать плавно. Для сохранения направления пробега применять дифференциальное торможение колес.

Необходимо помнить - включение реверса приводит к резкому уводу самолёта влево.

Резкое торможение может привести к капотированию самолёта.

Для выключения реверса РУД плавно передвинуть в положение режима ЗМГ.

ВНИМАНИЕ: ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ РЕВЕРСА НЕ ДОПУСКАЙТЕ ПАДЕНИЯ ОБОРОТОВ НИЖЕ 93.5%.

В МОМЕНТ ВЫКЛЮЧЕНИЯ РЕВЕРСА ТОРМОЗАМИ КОЛЕС НЕ ПОЛЬЗОВАТЬСЯ!

4.8. Останов двигателя

После окончания пробега по ВПП, перед заруливанием, перемещением на себя, установить РУВ в режим «*РУЛЕНИЕ*».

После заруливания на стоянку, установить стояночный тормоз, проконтролировать давление воздуха в системе, при необходимости подкачать включением компрессора.

Перед остановкой двигателя необходимо его охладить - не менее 3-х минут (рычаг РУД – в

положении ЗМГ и рычаг шага винта в положении «*РУЛЕНИЕ*» – на себя), время руления (для охлаждения) тоже учитывается.

Включить часы.

В процессе охлаждения:

- установить триммеры в нейтральное положение;
- выключить пилотажно-навигационное и радиосвязное оборудование;
- отключить отбор воздуха от двигателя, если он был включен;
- через 2 мин 20 сек выключить генератор и охладить его в течение 40 сек на режиме «малого газа».

По истечении 3 минут, выключить двигатель постановкой АЗС «ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЯ» (под красным колпачком на гор.панели) в положение *СТОП*:

Проконтролировать время выбега турбокомпрессора – нормальное время выбега не менее 60 сек.

Во время отслеживания падения оборотов, при достижении n = 60% перевести рычаг мощности (РУД) в положение реверс (для установки винта на упоры запуска). Продолжать следить за падением оборотов двигателя. При достижении оборотов 20-10% перевести рычаг мощности из положения реверс в положение наземный малый газ (ЗМГ) на 2-3 мм выше данного положения.

ВРЕМЯ СБРАСЫВАНИЯ ОБОРОТОВ ОТСЛЕДИТЬ

Проследить за временем сбрасывания оборотов двигателя и убедиться, что они соответствуют предыдущим остановам.

РЫЧАГ МОЩНОСТИ (РУД) УСТАНОВИТЬ

Рычаг мощности после останова двигателя нужно переместить дальше положения земного малого газа (ЗМГ) (от себя), допускается установка в полетный малый газ (ПМГ).

- выключить питание приборов контроля двигателя;
- переключить топливный кран из положения «БАКИ ОТКРЫТЫ» в положение «БЕНЗИН ВЫКЛЮЧЕН»;
- выключить радиостанцию;
- установить переключатель «БОРТ.АККУМУЛ. – АЭРОДРОМ.АККУМУЛ.» в нейтральное положение (ОТКЛ.);
- после останова двигателя и отключения системы электроснабжения самолета, дать команду наземному составу – ВЫКЛЮЧЕНО;
- открыть двери кабины пилотов и пассажирского салона;
- Убедиться, что под основные колеса установлены упорные колодки;
- Выйдя из самолёта, рукой провернуть винт на 3-4 оборота;
- Выполнить послеполётный осмотр самолёта.

КАРТЫ КОНТРОЛЬНЫХ ПРОВЕРОК САМОЛЁТА ТВС-2МС ЭКИПАЖЕМ

ПЕРЕД ЗАПУСКОМ

КОЛОДКИ	УБРАНЫ	1-2
ШВАРТОВКА	САМОЛЕТ ОТШВАРТОВАН	1
ЧЕХОЛ ПВД	СНЯТ	1
СТРУБЦИНЫ	СНЯТЫ	1
ЗАГЛУШКИ, ПОДУШКА МАСЛОРАДИАТОРА	СНЯТЫ, НА БОРТУ	1
РАЗМЕЩЕНИЕ И КРЕПЛЕНИЕ ГРУЗА	ПРОВЕРЕНО	1-2
РАЗМЕЩЕНИЕ ПАССАЖИРОВ	ПРОВЕРЕНО	2-1
ОТКЛОНЕНИЕ РУЛЕЙ	ПРАВИЛЬНОЕ	1
ВОЗДУХ В СИСТЕМЕ, КРАН	НЕ МЕНЕЕ 20АТМ, КРАН ОТКРЫТ	1
СТОЯНОЧНЫЙ ТОРМОЗ	ВКЛЮЧЕН	1
АККУМУЛЯТОРЫ	ВКЛЮЧЕНЫ	2-1
НАПРЯЖЕНИЕ АККУМУЛЯТОРОВ	НОРМА (24,5-28В)	1
КОНТРОЛЬ ЛАМП	ИСПРАВНЫ	1
ГЕНЕРАТОР	ВЫКЛЮЧЕН	2-1
ТОПЛИВНЫЙ КРАН, ТОПЛИВО	НА ОБЕ ГРУППЫ, ПО ЗАДАНИЮ	1-2
СВЕТОВАЯ И ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ КРИТИЧЕСКОГО ОСТАТКА ТОПЛИВА	ВКЛЮЧЕНА, РАБОТАЕТ	1
РАСХОДОМЕР ТОПЛИВА	ОБНУЛЁН	1
ДВЕРИ	ЗАКРЫТЫ, ЗАКОНТРЕНЫ	2
ВЗЛЁТНЫЕ ДАННЫЕ	МАССА, ЦЕНТРОВКА, L РАЗБ	2
БАРОГРАФ	ВКЛЮЧЕН	2-1
ТЕМПЕРАТУРА ДВИГАТЕЛЯ	НОРМАЛЬНАЯ (НЕ БОЛЕЕ 200^0)	1
РЫЧАГИ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ	ПРОВЕРЕНЫ	1
ОТБОР ВОЗДУХА	ВЫКЛЮЧЕН	1
ПОДКАЧИВАЮЩИЙ ТОПЛИВНЫЙ НАСОС	ВКЛЮЧЁН	2
ГОТОВНОСТЬ К ЗАПУСКУ	ГОТОВ	2-1

ПОСЛЕ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ

ГЕНЕРАТОР	ВКЛЮЧЕН	1
АМПЕРМЕТР	ПРОВЕРЕНО (НЕ БОЛЕЕ 12 А)	1
ГИК, ГПК	ВКЛ. СОГЛАСОВАНО	2-1
TTL	ВКЛЮЧЕНО	1
ПЕРЕКЛ. ЗАП. ВОЗД. – ЗАП. ЗЕМ	ЗАПУСК ВОЗДУХ	1
ПОДКАЧ. ТОПЛИВНЫЙ НАСОС	ВЫКЛЮЧЕН	1

ПЕРЕД ВЫРУЛИВАНИЕМ

НАПРЯЖЕНИЕ/ТОК ГЕНЕРАТОРА	ПРОВЕРЕНО	1
ДАВЛЕНИЕ ТОПЛИВА	НОРМА	2-1
ТЕМПЕРАТУРА и ДАВЛЕНИЕ МАСЛА	НОРМА	2-1
ЗАКРЫЛКИ	ПРОВЕРЕНЫ	1-2
ТРИММЕРА	ПРОВЕРЕНЫ	1-2
АВИАГОРИЗОНТЫ	ВКЛ, РАЗАРРЕТ РИСКИ СОВМЕЩЕНЫ	2-1
ГИК, ГПК, КИ-13, РВ	ВКЛЮЧЕНЫ, СОГЛАСОВАНЫ, НА КУРСЕ	2-1
ОБОГРЕВ ПВД	ВКЛ, ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ	1
НОЧЬЮ ВКЛ АНО ПРОВЕРИТЬ ФАРЫ	ВКЛЮЧЕНЫ, ПРОВЕРЕНЫ	1
ОТБОР ВОЗДУХА	ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ	1
ПОС	ВКЛ, ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ	1
ВИНТ С УПОРОВ	СНЯТ	1

ПЕРЕД ВЗЛЁТОМ

ГИК, ГПК	НА КУРСЕ ВЗЛЁТА	2-1
ПОКАЗАНИЯ ПРИБОРОВ ДВИГАТЕЛЯ	НОРМА	2-1
ТОПЛИВНЫЙ КРАН	БАКИ ОТКРЫТЫ	1
ЗАКРЫЛКИ	ВЗЛЁТНОЕ	1
ТРИММЕРЫ	ВЗЛЁТНОЕ	1
ТАБЛО ЗЕМНОЙ ЗАПУСК (SRL)	НЕ ГОРИТ	2-1
СТОЯНОЧНЫЙ ТОРМОЗ	ВЫКЛЮЧЕН	1

ПЕРЕД СНИЖЕНИЕМ

СХЕМА ЗАХОДА	УТОЧНЕНА, ПОСАДОЧНЫЙ 305	2-1
ВОЗДУХ В СИСТЕМЕ КРАН	ВОЗДУХ (не менее 20); КРАН ОТКРЫТ	1
КОМПРЕССОР	АВТОМАТ (РУЧНОЕ)	1
ТОПЛИВНЫЙ КРАН	БАКИ ОТКРЫТЫ	1
СТОЯНОЧНЫЙ ТОРМОЗ	СНЯТ	1
ПВД	ВКЛЮЧЕН	2-1
ПОС	ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ	1

НА ПРЯМОЙ

ЗАКРЫЛКИ	ВЫПУЩЕНЫ ДЛЯ ПОСАДКИ	2-1

Примечание: 1. Карта контрольной проверки читается после того, как экипаж выполнит необходимые операции согласно РЛЭ.
2. При наличии двойного управления тормозами действие тормозов справа проверяется только пилотом-инструктором.
3. Карту контрольной проверки читает второй пилот.

ВНИМАНИЕ: ПРИ ОТСУТСТВИИ ОБЛЕДЕНЕНИЯ ЗАПРЕЩАЕТСЯ ИСПОЛЬЗОВАТЬ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНУЮ СИСТЕМУ ПРИ ТЕМПЕРАТУРЕ ОКРУЖАЮЩЕГО ВОЗДУХА ВЫШЕ + 10°С - БОЛЬШЕ 10 СЕКУНД.

Раздел 5

ДЕЙСТВИЯ В СЛОЖНЫХ СИТУАЦИЯХ

СОДЕРЖАНИЕ

5.1.	Отказ двигателя на взлете	5.1
5.2.	Неисправности двигателя в полете	5.1
5.3.	Действия при запуске двигателя в полете	5.2
5.4.	Неисправность управления самолетом	5.2
5.5.	Вынужденная посадка самолета	5.3
5.6.	Обрыв ленты-расчалки бипланной коробки крыла	5.3
5.7.	Пожар двигателя в полете	5.4
5.8.	Пожар на самолете в воздухе	5.4
5.9.	Появление запаха керосина с одновременным падением давления топлива	5.4
5.10.	Отказ генератора	5.5
5.11.	Действия экипажа при непреднамеренном попадании в зоны интенсивной турбулентности	5.5
5.12.	Взлет и посадка в условиях неустойчивого ветрового режима	5.5
5.13.	Действия экипажа при непреднамеренном попадании в условия обледенения	5.6
5.14.	Отказ системы питания приборов полным и статическим давлениям	5.6
5.15.	Действия при падении давления масла	5.7
5.16.	Действия при загорании сигнальной лампы «Стружка в масле»	5.7
5.17.	Действия при отказе тормозов на рулении	5.8
5.18.	Действия при отказе тормозов на пробеге	5.8
5.19.	Отказ управления выпуском (уборкой) закрылков	5.8

5.1. Отказ двигателя на взлете

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

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. 5.1.

Таблица 5.1

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 20º, на номинальном режиме работы двигателя		
80	*80*	*590*

Приведенные данные соответствуют условиям стандартной атмосферы (р = 760 мм рт.ст., t – +15 °С, U = 0 м/с) для самолета со взлетной массой 5 250 кг при рекомендованном методе пилотирования во время взлета и при нормальном торможении на пробеге.

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.

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.

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 выпустив закрылки на необходимый для посадки угол (необходимость выпуска закрылков принимает КВС). 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.

Во всех выше перечисленных случаях перед приземлением перекрыть подачу топлива, и обесточить самолет.

5.2. Неисправности двигателя в полете

В случае возникновения неустойчивой работы двигателя убедиться в правильности положения четырехходового крана питания топливом, а также показаний приборов работы двигателя.

При появлении неустойчивой работы и снижении мощности двигателя, приводящей к невозможности набора высоты или продолжения горизонтального полета, произвести вынужденную посадку.

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

В случае остановки двигателя в полете из-за нехватки топлива или неисправности двигателя,

система обнаружения отрицательной тяги увеличивает угол установки лопастей винта в сторону флюгирования со скоростью, оптимальной для уменьшения аэродинамического сопротивления. Таким образом, срочная необходимость флюгировать двигатель отпадает, и пилот может сконцентрироваться на управлении самолетом.

ПРИМЕЧАНИЕ: Независимо от того, будет выполняться запуск двигателя в воздухе, или нет, желательно поддерживать небольшое вращение воздушного винта для равномерного охлаждения двигателя (не более 10%).

5.3. Действия при запуске двигателя в полете

При загорании лампочки «Отказ двигателя», интенсивном падении оборотов на индикаторе тахометра (RPM) менее 68 % и резком падении температуры на индикаторе ТВГ включить АЗС «АВАРИЙНОЕ ЗАЖИГАНИЕ» на левой приборной панели. Двигатель должен автоматически запуститься.

Если двигатель не запустился:

- Включить **насос расфлюгирования;**
- РУД установить в положение «*ПОЛЕТНЫЙ МАЛЫЙ ГАЗ*»;
- включить топливный подкачивающий насос;
- перевести переключатель TTL в положение «< *80%*» (в положение ТТЛ).
- Проверить положение переключателя запуска (должен быть в положении *ВОЗДУШНЫЙ ЗАПУСК*)

При падении оборотов менее 60% и при включённом SRL в положении «*ВКЛ*» выполнится запуск в автоматическом режиме. Если произошел отказ SRL (и горит красная лампа «Отказ SRL»), то автозапуск не будет произведен. При этом выполнить следующие действия:

- перевести переключатель SRL на панели запуска в положение «*SRL*» (загорается сигнальное табло «РУЧНОЙ ЗАПУСК»);
- перевести переключатель «0-10% 10-60%» в положение «*10-60%*»;
- включить стартер выключателем «Стартер» на панели запуска;
- нажимным переключателем «Обогащение топлива» на панели запуска поддерживать температуру выходящих газов на индикаторе EGT 600…650 °С.

После запуска двигателя:

- проверить установку РУД в положение «полетный малый газ»;
- выключить флюгер насос выключателем на центральном пульте;
- выключить стартер выключателем «Стартер» на панели запуска;
- перевести переключатель «0-10% 10-60%» в нейтральное положение;
- выключить АЗС аварийного включения зажигания на левой приборной панели;
- выключить подкачивающий топливный насос;
- перевести переключатель TTL в положение «> *80%*» (в положение ВКЛ).

Проверить показания приборов:	ТВГ	не более 650 °С
	Тмасла	65…110 °С
	Рмасла	84 PSI
	Ртоплива	14…42 PSI
	Обороты тахометра (RPM)	65…100%

5.4. Неисправность управления самолетом

В случае обрыва одного из тросов или тяг управления самолетом необходимо немедленно совершить вынужденную посадку.

При самопроизвольном отклонении одного из триммеров немедленно выключить АЗС этого триммера на центральном щитке (для приостановки дальнейшего отклонения триммера в крайнее положение).

При самопроизвольном отклонении триммера руля направления или элеронов и появлении значительных усилий на органах управления уменьшить скорость по прибору до 140 км/ч.

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.

ПРИМЕЧАНИЕ: При самопроизвольной перекладке руля высоты в крайнее положение на кабрирование усилия на штурвале более значительные, чем при перекладке па пикирование.

При полете с любым самопроизвольно отклонившимся триммером развороты следует выполнять с углом крена не более 15°.

При самопроизвольном отклонении любого триммера посадку произвести на ближайшем аэродроме.

5.5. 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 закрыть подачу топливом «Баки выключены», выключить двигатель и отклонить закрылки на необходимый для посадки угол (необходимость выпуска закрылков принимает КВС в зависимости от условий).

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 лесной массив предпочтение отдавать низкорослой густой растительности.

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

При покидании самолета экипажу включить радиомаяк в рабочий режим.

5.6. Обрыв ленты-расчалки бипланной коробки крыла

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 необходимо установить режим полета, исключающий вибрацию остальных лент, уменьшить скорость полета до 150 км/ч и, не допуская больших кренов и перегрузок , совершить посадку на ближайшем аэродроме.

Посадка разрешается как с выпущенными закрылками, 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.

5.7. Пожар двигателя в полете

В случае возникновения пожара двигателя в полете необходимо немедленно, включить двигатель постановкой АЗС «Останов двигателя» в положение «*Стоп*» на панели запуска а также потянуть на себя ручной стоп-кран под панелью управления фарами и БАНО, который прекращает подачу топлива , выключает двигатель, отключает генератор и флюгирует винт. Перекрыть подачу топлива постановкой топливного крана в положение «*Баки закрыты*». Затем сорвать пломбу с защитного колпачка кнопки включения пироголовки системы пожаротушения, нажать кнопку с надписью «Пожар». Для тушения пожара в подкапотном пространстве двигателя.

Произвести вынужденную посадку на подобранную с воздуха площадку.

После приземления и остановки самолета при необходимости применить ручной огнетушитель и покинуть самолет.

5.8. Пожар на самолете в воздухе

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

Для этого необходимо:

а) применить ручной огнетушитель;

б) накрыть очаг пламени чехлами или одеждой.

При очаге пожара, угрожающем жгутам электропроводки, по решению командира обесточить бортсеть самолета, для чего выключить генератор и аккумуляторы.

ПРИМЕЧАНИЕ: 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 аккумуляторы;
- после прекращения дымления, если источник загорания четко определен и пожар ликвидирован, - включить генератор и аккумуляторы, контролируя при этом, нет ли повторного загорания в зоне повреждений. Если ликвидировать пожар на самолете не удается, необходимо ускорить выполнение вынужденной посадки, предварительно закрыв аварийный стоп-кран и выключив двигатель.

5.9. Появление запаха керосина с одновременным падением давления топлива

При появлении запаха керосина в кабине с одновременным падением давления топлива менее 6 PSI (ниже зеленого сектора на указателе) необходимо 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 подачу топлива, выключить двигатель и аккумуляторы.

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

В крайнем случае, при отсутствии площадки для выполнения вынужденной посадки допускается поддерживать давление топлива с помощью подкачивающего топливного насоса ЭЦН-40 и продолжить полет до ближайшего места, где возможно произвести посадку.

5.10. 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.

Потребная нагрузка указанных потребителей составляет около 6А. Остальные потребители выключить и включать их при необходимости. В этом случае аккумуляторные батареи обеспечат питание бортсети самолета для выполнения полета.

Чтобы знать запас емкости аккумуляторов, периодически контролировать их напряжение по вольтамперметру.

5.11. 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 – пристегнуть привязные ремни.
2. Если в полете по маршруту встретились кучево-дождевые облака, которые нельзя обойти, 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 сильной турбулентности скорость горизонтального полета необходимо выдерживать 170-180 км/ч. Развороты выполнять на этой же скорости с углом крена не более 20 градусов.
5. При встрече с интенсивной турбулентностью с подветренной стороны горной цепи, хребта или перевала развернуть самолет на 180 градусов от этой горной цепи, хребта или перевала.

5.12. Взлет и посадка в условиях неустойчивого ветрового режима

1. В условиях неустойчивого ветрового режима взлет и посадку выполнять с убранными закрылками:
   - 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,.
2. Если при заходе на посадку на снижении для выдерживания траектории и приборной скорости потребуется 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, необходимо установить двигателю взлетный режим для ухода на второй круг и выполнения посадки на запасном аэродроме.

5.13. 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 обогрев стекол кабины экипажа и обогрев воздухозаборника двигателя.
2. Для удаление льда с лопастей воздушного винта включить ПОС лопастей винта.
3. Убедиться, что обогрев ПВД включен.

При наличии условий обледенения:

- $T_{н.в.}$= +10 °С и ниже;
- осадков;
- видимая влажность;
- облачность;
- туман (морось)

Необходимо заблаговременно включить противообледенительную систему самолета. Если этого не было сделано и на двигателе и на ВНА появился лед, то в этом случае использование противообледенительной системы может вызвать осыпание и всасывание льда, что в свою очередь может привести к срыву пламени и останову двигателя. Поэтому если лед уже есть, прежде чем включить ПОС, необходимо включить АЗС «Аварийное зажигания»
Рекомендуется включать аварийное зажигание раньше или одновременно с включением ПОС.
АЗС «Аварийное зажигания» остается включенным до полного сбрасывания (стаивания) льда с ВНА и ВВ (воздушном винте), то есть не выключать систему зажигания до полного освобождения от льда.

5.14. Отказы систем питания приборов полным и статическим давлениями

1. Закупорка или обледенение приемника статического давления (статических отверстий приемника ПВД-6М).

ПРИЗНАКИ

- 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-350 при наборе высоты занижают свои показания, а при снижении завышают.

ДЕЙСТВИЯ

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 приборов контроля двигателя.

2. Закупорка или обледенение приемника полного давления.

ПРИЗНАКИ

- указатели скорости УС-350 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

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 приборов контроля двигателя.

5.15. Действия при падении давления масла

НА ЗЕМЛЕ

При падении давления масла менее 20 PSI:
- немедленно выключить двигатель;
- доложить технику самолета о неисправности
- повторный запуск произвести после выяснения причины и устранения неисправности

В ПОЛЕТЕ

При падении давления масла в двигателе менее 42 PSI:
- проконтролировать температуру масла в двигателе;
- проконтролировать обороты двигателя и ТВГ
- при сохранении заданных параметров и устойчивой работы двигателя, продолжить полет, усилив контроль за работой двигателя
- при увеличении температуры масла более 110ºС и ТВГ более 650 ºС, а также самопроизвольном снижении оборотов двигателя менее 96%, выключить двигатель и произвести вынужденную посадку

5.16. Действия при загорании сигнальной лампы «Стружка в масле»

НА ЗЕМЛЕ

При загорании сигнальной лампы «СТРУЖКА В МАСЛЕ» необходимо:
- проверить параметры двигателя;
- зарулить на стоянку;
- выключить двигатель;
- устранить дефект;
- выяснить причину;
- опробовать двигатель.

В ПОЛЕТЕ

При загорании сигнальной лампы «СТРУЖКА В МАСЛЕ» необходимо:
- проконтролировать по приборам параметры двигателя;
- при отклонении параметров за установленные пределы, прекратить выполнение задания и произвести посадку на подобранную площадку;
- при необходимости выключить двигатель, произвести вынужденную посадку на подобранную площадку;
- при сохранении параметров в пределах нормы, продолжить полет до ближайшего аэродрома, усилив контроль за работой двигателя.

5.17. Действия при отказе тормозов на рулении

ПРИЗНАКИ

- Нет давления по двухстрелочному манометру при нажатии на гашетку ПУ-7;
- Нет давления воздуха в воздушной системе;
- Не включается компрессор воздушной системы;

ДЕЙСТВИЯ

- Руление прекратить;
- Доложить РП;
- Выключить двигатель;
- Отбуксировать самолет на стоянку;
- Выяснить причину.

5.18. Действия при отказе тормозов на пробеге

ПРИЗНАКИ

- При нажатии на тормозную гашетку нет торможения самолета;
- Нет давления воздуха в тормозной системе;

ДЕЙСТВИЯ

- Сохранять направление пробега (длина пробега при отказе тормозной системы увеличивается на 120-130 метров);
- Проверить включение компрессора;
- При необходимости применить реверс (при включении реверса необходимо учитывать возникающий разворачивающий момент влево);
- При возникновении препятствия на пробеге выключить двигатель обесточить самолет.

5.19. Отказ управления выпуском (уборкой) закрылков

Причинами отказа являются:
- Отказ электромеханизма управления закрылками УЗ-1АМ;
- Залипание электрической кнопки К-4М управления выпуском (уборкой) закрылков;
- Разрушение электропроводки в местах разъема;
- Обрыв болтов сочленения жестких тяг с качалками управления.

Действия при не выпуске нижних или верхних закрылков

Если в процессе захода на посадку при выпуске закрылков отклонились только нижние или только верхние (что определяется по отсутствию показаний на указателе положения закрылков) необходимо:
- Выполнить уход на второй круг;
- На безопасной высоте убрать закрылки;
- Выполнить посадку с убранными закрылками.

Действия при несимметричном выпуске закрылков

Если в процессе выпуска закрылков, появилось кренение самолета, необходимо:
- Дальнейший выпуск закрылков прекратить;
- Парировать крен самолета поворотом штурвала и отклонением педали против крена;
- На скорости не менее 110 км/ч закрылки по возможности убрать (можно применить аварийную уборку закрылков);
- Выполнить уход на второй круг;
- Выполнить посадку с убранными закрылками.

Примечание: Если убрать закрылки нет возможности, заход на посадку выполняется с несимметричным отклонением закрылков при этом угол крена не более 10°.

Действия при не выпуске закрылков

- Выпуск прекратить;
- Проверить АЗС управления закрылками
- После проверки АЗС (если закрылки не выпускаются) выключить АЗС;
- Произвести посадку без закрылков.

Раздел 6

ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

СОДЕРЖАНИЕ

6.1. Радионавигационное оборудование 6.1
6.2. Пилотажно-навигационные приборы 6.2

6.1. Радиоаппаратура самолётовождения

Радиокомпас АРК-9

Средневолновый автоматический малогабаритный радиокомпас типа АРК-9 предназначен для приема сигналов от всенаправленных приводных радиомаяков и широковещательным радиостанции в средневолновом диапазоне 150…1 300 кГц.

Автоматический радиокомпас обеспечивает непрерывный отсчёт курсового угла (угла между продольной осью самолёта и направлением на радиостанцию).

Радиокомпас АРК-9 позволяет решать следующие навигационные задачи:

1. Совершать полёт на радиостанцию и от неё с визуальной индикацией курса.
2. Автоматически определять пеленг на радиостанцию по указателю курса (с использованием прибора, указывающего компасный курс).
3. Совершать заходы на посадку по приборам системы ОСП.
4. Работать в качестве резервного связного средневолнового радиоприемника в диапазоне частот 150…1 300 кГц.

Радиокомпас АРК-9 рассчитан на следующие режимы работы:

1. Режим автоматического однозначного пеленгования «Компас». В этом режиме радиокомпас, при настройке его на частоту пеленгуемой радиостанции, автоматически устанавливает стрелки приборов индикатора курса в положение соответствующее курсовому углу этой радиостанции.
2. Режимы работы приемника «Антенна».

В этом режиме работы радиокомпас может быть использован как обычный средневолновый связной приёмник с достаточно высокой чувствительностью.

3. Режим двухзначного слухового пеленгования «Рамка».

В режиме слухового пеленгования радиокомпас при настройке его на частоту пеленгуемой радиостанции позволяет путём поворота рамки переключателем «*Д*» рамка «*П*» на пульте управления с одновременным прослушиванием сигналов станции или одновременным наблюдением за величиной сигнала на индикаторе настройки радиокомпаса определить направление рамки, соответствующее минимальному (или нулевому) приему. Стрелка указателя курса в этом положении указывает курсовой угол на пеленгуемую радиостанцию (или угол, отличный от него на 180°).

Наличие внутренней модуляции позволяет производить прием на слух также и немодулированных сигналов.

Дальность действия радиокомпаса по приводу примерно равна 160…180 км (при работе с приводными станциями типа «ПАР-ЗБ») на высоте полета 1 000 м.

Диапазон частот непрерывный от 150-1300 кгц и разбит на 4 поддиапазона:

I поддиапазон ……	150…300 кГц
II поддиапазон ……..	300…600 кГц
III поддиапазон …….	600…900 кГц
IV поддиапазон…….	900…1 300 кГц
Чувствительность приемника радиокомпаса на всех поддиапазонах …….	10…12 мкв
Потребление по постоянному току (напряжением 27 В ± 10 %)……...……	1,5…2 А
Потребление по переменному току (115 В, 400 Гц) не более ……	1 А

Пульт управления и переключатель ПВД вмонтированы в центральный щиток.

Индикатор курса установлен на правой панели приборной доски.

Маркерный приемник МРП-56П

На самолёте установлен маркерный приёмник МРП-56П, предназначенный для приёма сигналов УКВ маркерных радиомаяков. Момент пролёта над маяком определяется по загоранию сиг-

нальной лампочки, установленной на левой панели приборной доски и включению звонка, установленного слева от лётчика.

Радиовысотомер РВ-УМ

Радиовысотомер имеет следующие технические данные:

Диапазон измеряемых высот	0…600 м
Точность замера высоты	± 5 м ±8 %
Излучаемая мощность не менее	0,2 Вт

Общая чувствительность (на 100-метровой задержке тестера Т-1) не менее, 75 дБ

Сигнализация заданной высоты звуковая и визуальная; выдача сигналов на высотах: 50 м, 100 м, 150 м, 200 м, 250 м, 300 м и 400 м.

Точность сигнализации заданной высоты по отношению к заданной высоте по указателю высоты на высотах: 100 м, 150 м, 200 м, 250 м, 300 м, и 400 м + 10 % - 5 %.

На высоте 50 м + 20 % - 10 %.

Напряжение питания 115 В, 400 Гц.

Потребляемая мощность вместе с МРП-56П – не более 125 Вт.

Вес комплекта без кабелей и фильтра ВЧФ-3 – не более 11,5 кг.

Указатель высоты установлен на левой приборной панели.

6.2. Пилотажно-навигационные приборы

К пилотажно-навигационным приборам относятся:

указатель воздушной скорости УС-350	2 шт.
вариометр ВР-10	2 шт.
двухстрелочный высотомер ВД-10	2 шт.
магнитный компас КИ-13	1 шт.
гироиндукционный компас ГИК-1	1 шт.
гирополукомпас ГДК-48	1 шт.
авиагоризонт АГК-47Б	2 шт.
авиационные бортовые часы АЧС-1	1 шт.

Указатель воздушной скорости УС-350

Диапазон показаний прибора 0…350 км/час. Корпус прибора герметичный и снабжён двумя штуцерами. Верхний штуцер служит для соединения с камерой полного давления приёмника воздушных давлений, нижний – со статической.

Вариометр ВР-10

Диапазон показаний прибора – 10 м/с. Герметичный корпус прибора соединён со статической камерой ПВД-6М.

Двухстрелочный высотомер ВД-10

Диапазон показаний прибора 0…10 000 м. Прибор работает на принципе изменения барометрического давления с изменением высоты, на которое реагируют анероидные коробки, кинематически связанные с двумя стрелками. Короткая стрелка показывает высоты в километрах, длинная – в метрах. Установка стрелок и шкалы давления на заданную высоту производится кремальерами.

На рис. 6.1 приведена схема соединения указанных приборов с приёмником воздушных давлений ПВД.

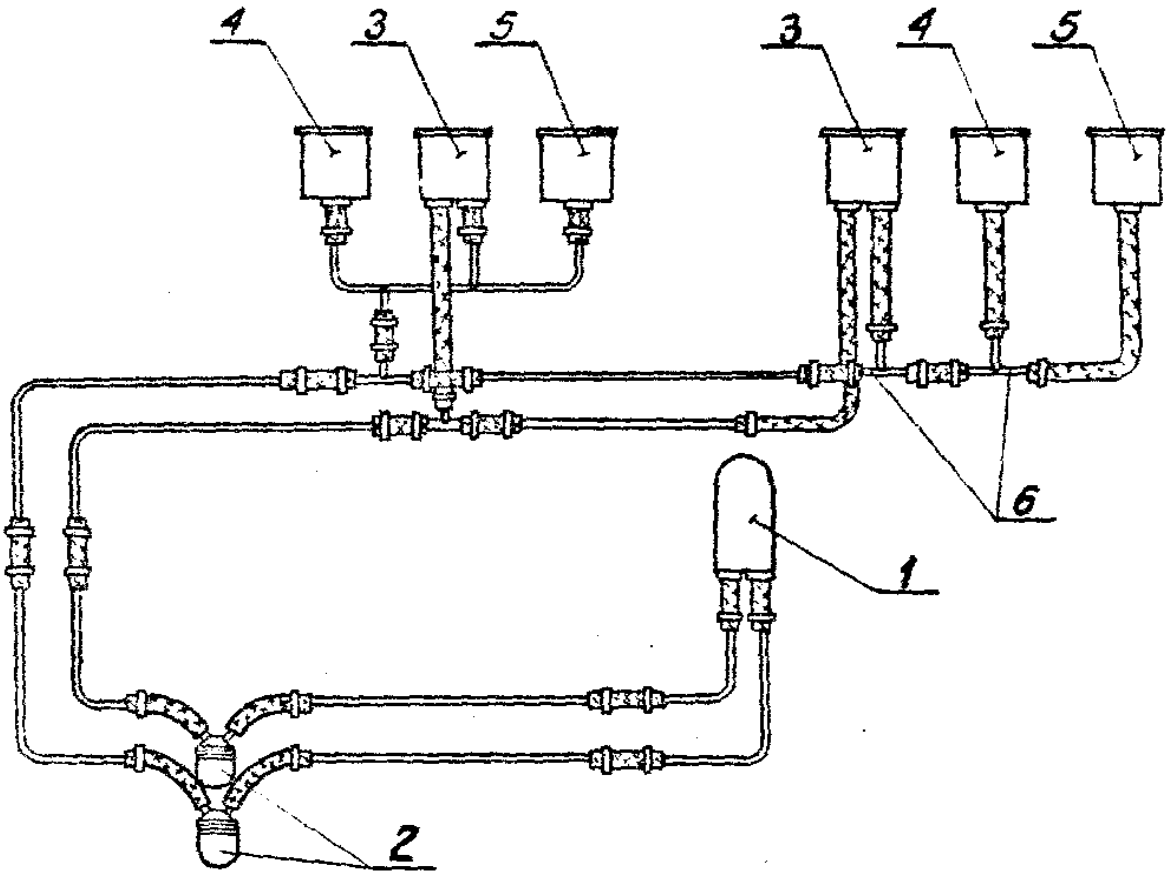


Рисунок 6.1. Принципиальная схема системы ПВД

1 – приёмник воздушных давлений ПВД-6М; 2 – отстойник конденсата; 3 – указатель скорости УС-350; 4 – высотомер ВД-10; 5 – вариометр ВР-10; 6 – тройник.

Барограф АД-2

Предназначен для регистрации высоты полёта самолёта и текущего времени полета. АД-2 крепится к стенке шп.15 (со стороны хвостового отсека) на специальных кронштейнах посредством пружинных амортизаторов.

Принцип работы прибора основан на деформации анероидной коробки в зависимости от величины давления (высоты). Механизм барографа заводится специальным ключом в направлении против часовой стрелки. Полного завода механизма достаточно для 18-часовой работы. Прибор обеспечивает непрерывную запись высоты полёта в диапазоне 0…7 000 м при температуре воздуха от – 35 до + 45°С.

Магнитный компас КИ-13

Над приборной доской в специальном кронштейне установлен магнитный компас КИ-13А. Для устранения установочной ошибки компаса необходимо ослабить 2 винта крепления и повернуть компас на нужный угол.

Гироиндукционный компас ГИК-1

Прибор служит для определения магнитного курса и угла разворота, а при совместной работе с радиокомпасом АРК-9 служит указателем магнитных пеленгов и курсовых углов радиостанций, что необходимо для точного расчета при посадке.

В комплект гироиндукционного компаса ГИК-1 входят:

1) гироагрегат Г-3М, предназначенный для получения средней величины показаний индукционного датчика и определения углов разворота самолёта. Г-3М установлен слева под полом кабины лётчиков между шп.4 и 5;
2) индукционный датчик ИД, предназначенный для корректировки сигналов магнитного курса, идущих от потенциометра гироагрегата к указателям. Датчик ИД установлен на специальном кронштейне в законцовке левого нижнего крыла. Для устранения монтажных ошибок отверстия под болты крепления датчика выполнены овальными;
3) коррекционный механизм КМ, соединяющий датчик с гироагрегатом и служащий для устранения девиации, методических ошибок замера и ошибок агрегатов. Механизм КМ установлен справа под полом кабины лётчиков между шп.4 и 5;
4) усилитель У-6М, предназначенный для питания компаса переменным током и для усиления сигналов указателя и коррекционного механизма. Усилитель установлен рядом с коррекционным механизмом;
5) выключатель коррекции ВК-53РБ, предназначенный для отключения коррекции гироагрегата при разворотах самолёта. ВК-53РБ установлен рядом с КМ и У-6М;
6) указатель УГР-1, показывающий результаты всех замеров, производимых компасом ГИК-1. УГР-1 установлен на левой приборной доске;
7) указатель УК-3, являющийся повторителем УГР-1 и указывающий магнитный курс самолёта. УК-3 установлен на правой приборной доске;
8) две кнопки 2К, предназначенные для быстрого согласования показаний указателя с положением индукционного датчика по отношению к магнитному меридиану после выключения компаса. Кнопки согласования установлены при указателях на правой и левой сторонах приборной доски;
9) соединительная коробка СК-11, предназначенная для соединения отдельных агрегатов компаса ГИК-1. Коробка установлена справа под полом кабины лётчиков в районе шп.4.

Компас ГИК-1 питается постоянным током напряжением 27 В от бортовой сети самолёта и переменным трёхфазным током напряжением 36 В частотой 400 Гц от преобразователя ПТ-125Ц-3 серия, установленного между шп.18 и 19. Включение компаса происходит с помощью выключателя 2ВГ-15-2с с надписью «ГИК-1, АГК-47Б», установленного на центральном пульте.

Гирополукомпас ГПК-48

Прибор установлен на левой приборной доске и служит для выполнения полётов по прямой после согласования показаний с ГИК-1 или КИ-13А. ГПК-48 может быть также использован в качестве указателя поворота после установки его на «*0*».

ГПК-48 питается переменным током напряжением 36 В частотой 400 Гц от преобразователя ПАГ-1Ф, установленного слева под полом кабины лётчиков между шп.1 и 2.

Авиагоризонт АГК-47Б

Электрический комбинированный авиагоризонт АГК-47Б показывает положение самолёта в пространстве относительно истинного горизонта, направление и величину угловой скорости поворота самолёта вокруг вертикальной оси и его боковое скольжение. Питание авиагоризонта осуществляется также от преобразователя ПАГ-1Ф.

В корпусе авиагоризонта АГК-47Б смонтированы указатель поворота и скольжения.

Часы АЧС-1

Авиационные бортовые чесы типа АЧС-1 служат для измерения текущего времени в часах, минутах и секундах. Продолжительность хода часов от одной полной заводки не меньше 3 суток. На самолёте предусмотрен электрообогрев часов и снабжен термометром обеспечивающим включение обогрева при температурах ниже +10 °С и отключение – при температурах выше +25 °С. Включение питания обогрева АЧС-1 производится автоматом АЗС-5, установленным на основной панели приборной доски.

Раздел 7

БОРТОВОЕ АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

СОДЕРЖАНИЕ

7.1. Аварийный радиобуй Ameri-King AK-451 7.1
7.2. Переносной огнетушитель 7.4

7.1. Аварийный радиобуй AMERI-KING AK-451 AF(AR)

Аварийный радиобуй Ameri-King AK-451 AF(AR) (ELT – emergency locator transmitter) предназначен для передачи радиосигналов с борта самолета при возникновении аварийной ситуации. Радиобуй в этом случае переходит из режима ожидания в активный режим автоматически или вручную. По радиосигналам радиобуя координационный центр ПСС локализует местоположение самолета и организует спасение людей и техники.

Рисунок 7.1. Аварийный радиобуй Ameri-King AK-451 AF(AR)

Функциональный состав аварийного радиобуя Ameri-King AK-451 AF(AR)

Аварийный радиобуй состоит из:
- радиопередатчика, работающего на частоте 406,028 МГц ±0.001 МГц;
- микропроцессора, который управляет работой радиопередатчика и поддерживает выполнение всех функций радиобуя;
- 3-х позиционного переключателя ELT «ARM-OFF-ON», светодиодной лампы-индикатора ELT, нажимного кнопочного переключателя «RESET» и звукового сигнализатора (зуммера) ELT, находящихся на корпусе модуля;
- пульта дистанционного управления (ПДУ), расположенного в пилотской кабине, на котором находятся нажимной кнопочный переключатель «ON», нажимной кнопочный переключатель «RESET», светодиодная лампа-индикатор ПДУ и звуковой сигнализатор (зуммер) ПДУ;
- датчика ударных усилий, находящегося на внутреннем корпусе радиобуя и срабатывающего при возникновении аварийных перегрузок;
- внешней антенны.

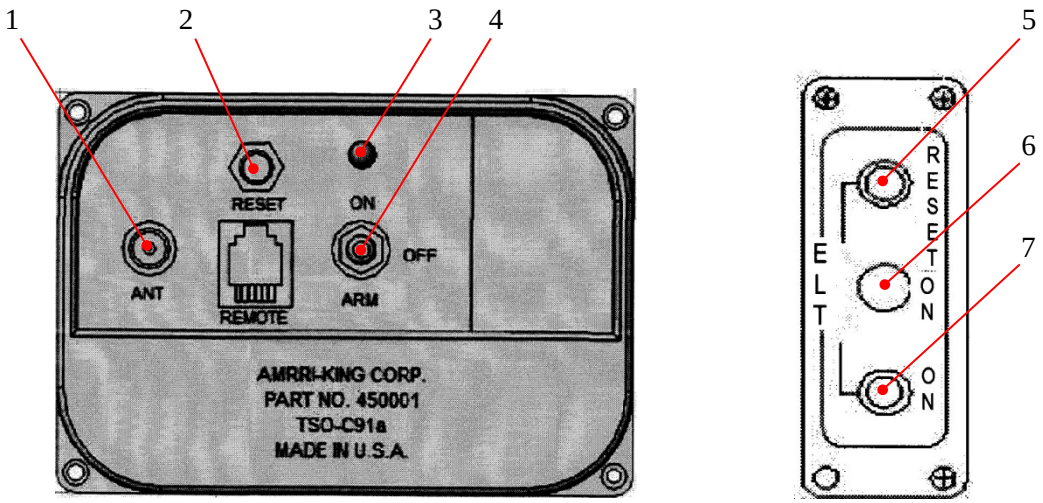


Рисунок 7.2. Органы управления и индикации Ameri-King AK-451 AF(AR)

1 – гнездо антенны на корпусе модуля; 2 – кнопка ELT «RESET», находящийся на корпусе модуля; 3, 6 – светодиодные лампы – индикаторы; 4 – переключатель ELT «ARM-OFF-ON», находящийся на корпусе модуля; 5 – кнопка ПДУ «RESET», находящийся на пульте дистанционного управления; 7 -кнопка ПДУ «ON», находящийся на пульте дистанционного управления.

Аварийный радиобуй имеет герметичный огнеупорный корпус, приспособлен к работе в экстремальных, жестких условиях. Имеет автономный источник питания и не требует подключения к бортовой сети самолета. Переключатель ELT является командным по отношению к переключателю ПДУ.

Режимы работы аварийного радиобуя Ameri-King AK-451 AF(AR)

Аварийный радиобуй выключен:

- Переключатель ELT в положении «*OFF*» – *аварийный радиобуй выключен*.

Активный режим:

- Переключатель ELT в положении «*ON*» – *аварийный радиобуй переходит в активный режим*.

Каждые 50 секунд (47,5÷52,5 сек) 5-ваттный передатчик на частоте 406,028 МГц включается на 440 мсек (для передачи короткого сообщения) или на 520 мсек (для передачи длинного сообщения), что сопровождается непрерывным свечением лампы-индикатора. Передаваемая цифровая информация запрограммирована в заводских условиях и может быть использована Координационным центром ПСС для идентификации радиобуя.

Переданные сигналы принимаются спутниками системы КОСПАС-САРСАТ и ретранслируются в координационный центр ПСС, где определяется местоположение самолета.

Локализация местоположения самолета по работе радиобуя на частоте 406,028 МГц обеспечивается с точностью до 2 км.

Режим ожидания:

- При переключении переключателя ELT в положении «*ARM*» включается в работу пульт дистанционного управления ПДУ, аварийный радиобуй готов перейти в активный режим автоматически (от датчика ударных усилий при возникновении аварийной ситуации) или в ручную при нажатии кнопки ПДУ «*ON*».

Встроенный контроль (SELF TEST)

При включении режима ожидания выполняется встроенный контроль аварийного радиобуя. Встроенный контроль выполняется в течение 4 сек и сопровождается непрерывным сигналом зуммеров и миганием ламп ELT и ПДУ. Затем лампы гаснут и в течение 20 сек возможно программирование кодирования с последующим самоконтролем.

Результаты контроля индицируются лампами-индикаторами ELT и ПДУ:

- лампы не горят и нет сигнала зуммера – результат успешного прохождения контроля;
- комбинации коротких вспышек (см. таб.7.1) оповещают о выявленной неисправности.

Таблица 7.1

Комбинация коротких вспышек ламп индикаторов при выполнении встроенного контроля	Характер неисправностей
3	Низкое напряжение на клеммах аккумулятора
5	Низкая мощность излучения радиопередатчиков при частоте 406,028 МГц
7	Низкая мощность излучения радиопередатчиков при частоте 121,5/243 МГц
Постоянное мигание	Отсутствие выходной мощности. ELT полностью останавливается

ПРИМЕЧАНИЕ: Режим самоконтроля передает тестовый кодовый импульс 406 МГц, который контролирует определенные функции системы до возвращения в режим ожидания. ELT использует данный выходной сигнал для проверки выходной мощности и правильной частоты. Тестовый импульс игнорируется любым спутником, который получает сигнал.

ПРИМЕЧАНИЕ: ПДУ позволяет произвести контроль ELT из кабины пилота нажатием кнопки «ON», и сброс ELT нажатием кнопки «RESET». Перевести ELT с ПДУ в «дежурный режим» или отменить работу ELT после его активации нельзя. Для перевода ELT в «дежурный режим» после его случайной активации необходимо нажать кнопку «RESET» на корпусе ELT и убедиться, что сигнальные лампы погасли. Если лампы не погасли необходимо выключить ELT, переведя 3-х позиционного переключателя ELT «ARM-OFF-ON» в положение «*OFF*».

Периодическая проверка работоспособности

ВНИМАНИЕ: ПРОВЕРКА ПРОИЗВОДИТСЯ ТОЛЬКО В ТЕЧЕНИЕ ПЕРВЫХ 5 МИНУТ КАЖДОГО ЧАСА, ПЕРИОДИЧЕСКИ, НЕ РЕЖЕ, ЧЕМ РАЗ В МЕСЯЦ. ВРЕМЯ ПЕРЕДАЧИ НЕ ДОЛЖНО ПРЕВЫШАТЬ 5с.

- Установить переключатель ELT в положение «*ARM*».
- Проконтролировать выполнение встроенного контроля.
- Нажать на ПДУ кнопку «ON» не более чем на 1,5 сек.
- Проконтролировать работу световой и звуковой сигнализации по коротким вспышкам ламп-индикаторов ELT, ПДУ и коротким сигналам зуммеров ELT, ПДУ.
- Нажать на ПДУ кнопку «RESET».

Световая сигнализация прекращает работу без задержки, звуковая сигнализация – с задержкой не более 5 сек.
Аварийный радиобуй Ameri-King AK-451 AF(AR) установлен на вертикальной стенке грузовой кабины по шп.5 справа (Рисунок 7.3)

Рисунок 7.3. Расположение Ameri-King AK-451 AF(AR)

7.2. Переносной огнетушитель

Самолёт оборудован переносным углекислотным огнетушителем марки ОУ-2. Огнетушитель расположен в салоне у входа (см. Рисунок 7.4).

Эксплуатация огнетушителя и меры безопасности

- Эксплуатация огнетушителей без чеки и пломбы завода-изготовителя или организации, производившей перезарядку, не допускается.
- Температура эксплуатации и хранения от -40 до +50 °С.
- При тушении электроустановок, находящихся под напряжением, не допускается подводить раструб ближе 1 м до электроустановки и пламени.
- Необходимо соблюдать осторожность при выпуске заряда из раструба, т. к. температура на его поверхности понижается до минус 60-70 °С.
- Перезарядка и ремонт огнетушителей должны производиться в специализированных организациях на зарядных станциях.
- Баллон огнетушителя должен пройти переосвидетельствование через 5 лет после изготовления огнетушителя.
- Контроль массы заряда огнетушителя необходимо проводить не реже одного раза в два года. Величина массы баллона с запорно-пусковой головкой выбита на корпусе запорного устройства. Суммарная масса огнетушителя определяется прибавлением к ней массы CO_2, указанной на этикетке или в паспорте.

Рисунок 7.4. Расположение огнетушителя

Раздел 8

ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

СОДЕРЖАНИЕ

8.1.	Краткое описание	8.1
8.2.	Четырёхходовой топливный кран	8.2
8.3.	Топливный фильтр	8.2
8.4.	Топливные баки	8.2
8.5.	Подкачивающий топливный насос (агрегат ЭЦН-40)	8.3
8.6.	Краткая инструкция по эксплуатации указателя расхода топлива	8.4

8.1. Краткое описание

Топливная система питания двигателя состоит из шести топливных баков, арматуры и трубопроводов. Баки размещены в верхнем крыле по три в каждой отъёмной части крыла и имеют общую рабочую ёмкость 1 240±48 л. Арматура топливной системы состоит из трубопроводов, обратных клапанов, соединения топливных баков, фильтра тонкой очистки, четырёхходового крана, фильтра.

Топливо из баков поступает по рукавам низкого давления к трубам через обратные клапаны в четырёхходовой кран, установленный под полом кабины экипажа у левого борта, между шпангоутами № 3 и № 4 фюзеляжа.

Обратные клапаны в соединении баков исключают возможность перетекания топлива из корневых баков в центральный и крыльевой концевой при выполнении виражей и скольжении.

Топливо от четырёхходового крана поступает в фильтр. Фильтр установлены в нижней части фюзеляжа между шп.2 и 3.

В отсеке двигателя основной топливопровод выполнен гибкими шлангами.

Слив отстоя топлива из системы производится через фильтр 811А1 вывертыванием пробки, расположенной в его нижней части, или снятием крышки совместно с сеткой фильтра при регламентных работах.

Для контроля ёмкости и расхода топлива в баках установлено 6 датчиков электрического топливомера.

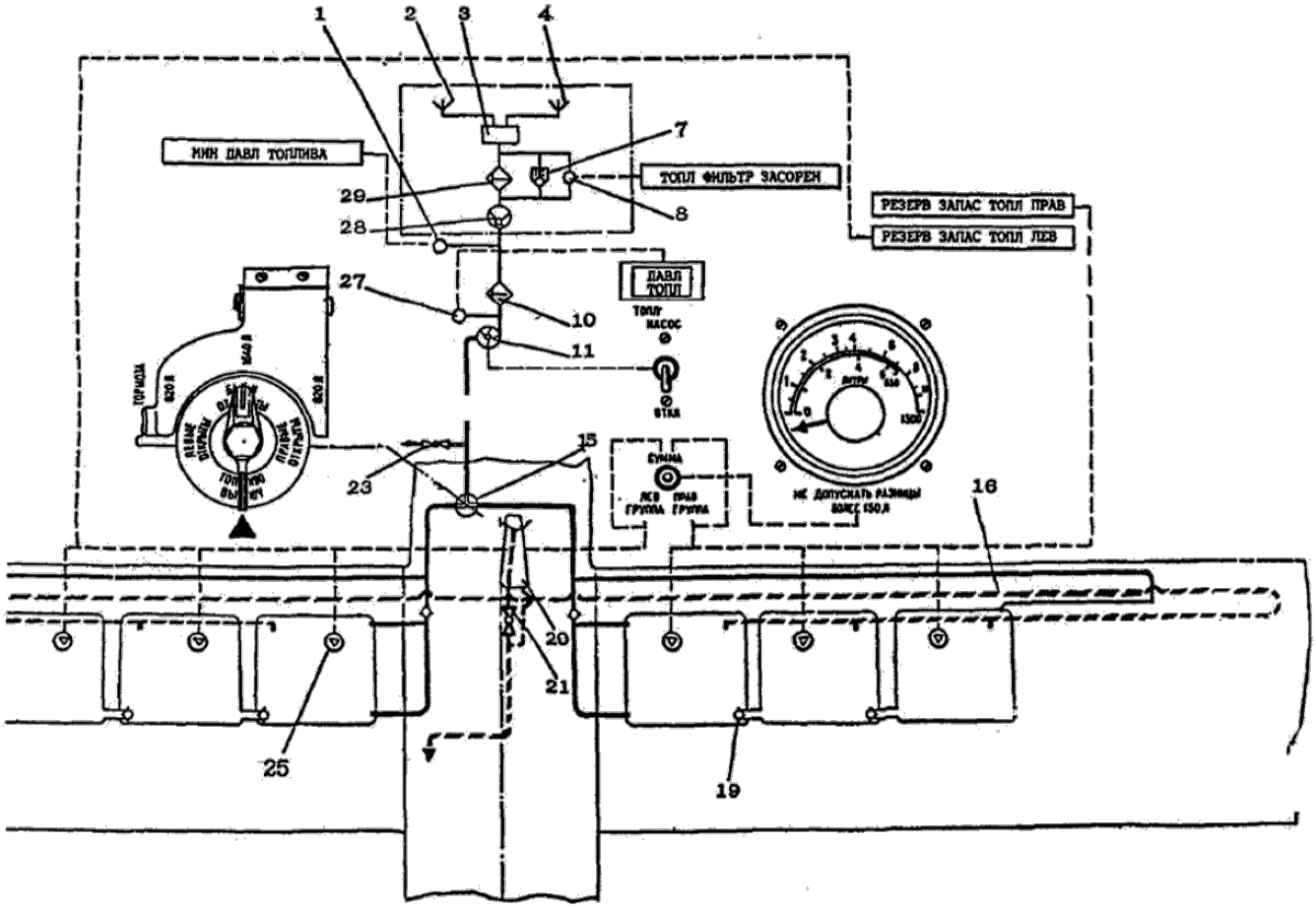


Рисунок 8.1. Схема топливной системы

1 – сигнализатор давления, 2 – основная форсунка, 3 – насос-регулятор, 4 – пусковая форсунка, 7 – перепускной клапан, 8 – сигнализатор давления, 10 – топливный фильтр 811Б (8ПА-1), 11 – подкачивающий центробежный насос ЭЦН-40, 15 – кран 625000 распределения топлива, 16 – трубопровод системы дренажа, 17 – заливная горловина, 18 – датчик-сигнализатор уровня, 19 – обратный клапан, 20 – заборник дренажа, 21 – кран слива из дренажа, 23 – сливной кран, 24 – заправочный штуцер, 25 – датчик топливомера, 27 – сигнализатор давления СД-29А, 28 – подкачивающий насос, 29 – топливный фильтр

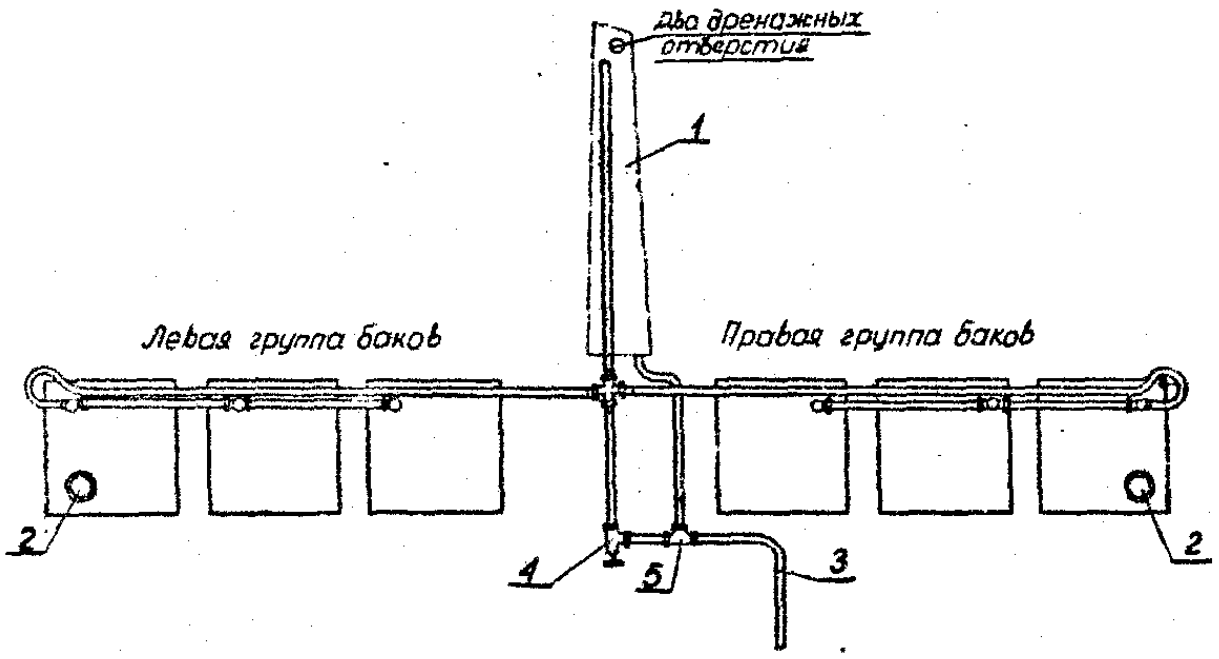


Рисунок 8.2. Схема дренажа топливных баков

1 – радиомачта; 2 – заливная горловина; 3 – трубка слива за борт; 4 – кран слива из системы дренажа; 5 – тройник

Заливные горловины расположены в крыльевых топливных баках.

Дренаж всех баков объединён и имеет общий выход в атмосферу через радиомачту (рис. 8.2). В системе установлен кран для слива топлива из системы дренажа.

8.2. Четырёхходовой топливный кран

Четырёхходовой топливный кран служит для перекрытия и включения питания двигателя топливом, а также для слива топлива из баков системы. Управление краном осуществляется из кабины пилотов ручкой, соединяющейся тягой с краном и установленной на левом боковом пульте. При повороте ручки крана в кабине пилотов жёсткая тяга поворачивает ось с кронштейном и золотниками, которые скользят по притёртой поверхности корпуса и перекрывают или открывают отверстия в корпусе. Под ручкой управления четырёхходовым краном установлен трафарет с надписью: «*Левые открыты*», «*Баки открыты*», «*Правые открыты*», «*Баки выключены*». Положение ручки крана определяется по трафарету.

8.3. Топливный фильтр

Устанавливаемый в питающей магистрали топливный фильтр сетчатого типа приклёпан на специальном кронштейне под полом кабины лётчиков между шп.2 и 3.

8.4. Топливные баки

Топливные баки (рис. 8.3) изготавливаются из сплава АМцАМ л 1,2. Выпуклые донышки, поперечные перегородки, "карточные" штамповки на поверхности обечаек, а также рифты на донышках создают жесткость конструкции баков. Перегородки (по три на бак) имеют выштампованные отверстия облегчения, крепятся к обечайкам заклёпками; головки заклёпок обвариваются. Каждый бак состоит из двух донышек и двух обечаек, свариваемых между собой. В крыльевые баки вварены заливные горловины. Все баки имеют фланцы для топливомеров и арматуру для при-

соединения дренажных трубок.

В корневых баках имеются два штуцера для присоединения труб питания двигателя топливом, расположение их в передней и задней частях бака обеспечивает полную выработку и бесперебойную подачу топлива в полёте. Кроме того, все баки имеют штуцеры для соединения их друг с другом.

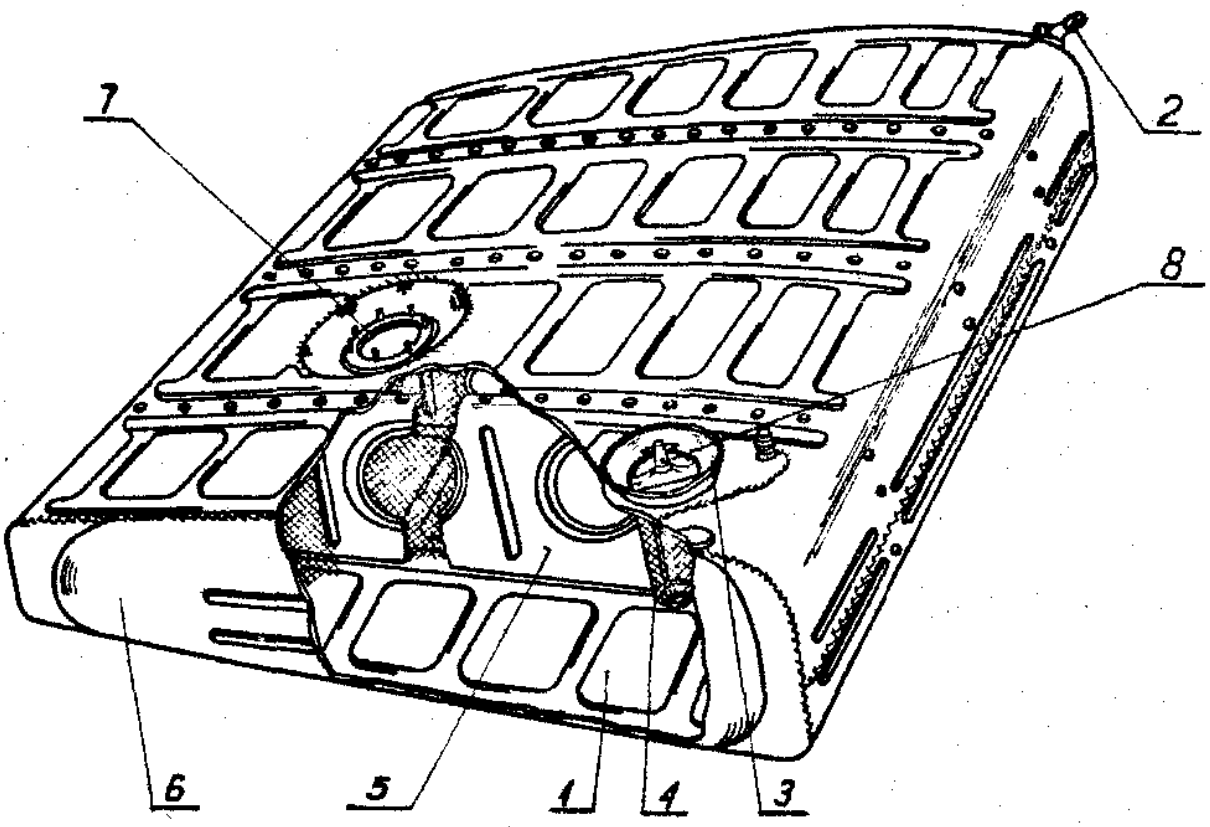


Рисунок 8.3. Топливный бак

1 – обечайка; 2 – соединительный штуцер; 3 – заливная горловина; 4 – фильтр; 5 – перегородка; 6 – донышко; 7 – горловина топливомера; 8 – крышка заливной горловины.

8.5. Подкачивающий топливный насос (агрегат ЭЦН-40)

Приводной топливный насос, который предназначен для создания подпора топлива на входе в топливный насос низкого давления двигателя. Насос имеет корпус, центробежную крыльчатку, предвключенный шнек и радиальное манжетное уплотнение.

Основные технические характеристики:

Рабочая жидкость – топливо Т-1, ТС-1

Температура рабочей жидкости – от -45 до +40°С.

Перепад давлений при производительности 2 100 л/ч – не менее 0,7 кгс/см^2.

Тип электродвигателя – МЛ-1О0Б1-2С.

Направление вращения – левое.

Напряжение питания – 27 В +10% постоянного тока.

Потребляемый ток – не более 7,2 А

Условия эксплуатации

Высотность ~ до 20 000 м.

Температура окружающей среды – от -60 до +60 °С.

Защитные покрытия и материалы насоса соответствуют инструкции ВИАМ № 842-63 для возможной эксплуатации в различных климатических условиях.

Масса – не более 2,85 кг.
Долговечность гарантийный ресурс – 400 летных часов на протяжении 5 лет и 1 год хранения и транспортирования.
Условия установки и монтажа рабочее положение насоса – от вертикального, электродвигателем вниз, до горизонтального, с расположением дренажа в нижней точке.

8.6. Краткая инструкция по эксплуатации указателя расхода топлива Shadin

Рисунок 8.4. Указатель расхода топлива Shadin

После включения питания прибора проводится его тестирование. Для запуска режима тестирования необходимо нажать и удержать кнопку «Enter/Test» в течение нескольких секунд. После этого сегменты табло начнут мигать. По окончании будет выведена надпись «GOOD» в случае успешного окончания теста или «BAD» – в результате появления ошибки.

В левом углу дисплея (рис.8.4.) отображается мгновенный расход топлива (в л/ч), в правом углу – количество израсходованного топлива (в литрах).

1. Настройка максимального количества потребляемого топлива. Данная настройка определяет максимальное значение количества топлива, которое можно ввести после заправки.

1.1. Перевести переключатель «ADD/FULL» в положение «*FULL*» и удерживать в течение всей процедуры.
1.2. Одновременно нажать кнопку «Enter/Test» и перевести переключатель «USED/REM» в положение «*REM*». Через 15 секунд появится надпись «FULL» и отобразится текущее значение топлива. После этого можно отпустить кнопку «Enter/Test» и переключатель «USED/REM», но продолжать удерживать переключатель «ADD/FULL».
1.3. Перемещая переключатель «USED/REM» в положение «*REM*» увеличиваем значение топлива, в положение «USED» – уменьшаем значение топлива.
1.4. Чтобы сохранить значение топлива нажимаем кнопку «Enter/Test». Появится надпись «FULL» и прибор вернется в рабочий режим. После этого отпускаем переключатель «ADD/FULL». Проверить значение максимального количества топлива можно, запустив тест. В процессе выполнения теста будет отображена надпись «FULL» и значение количества топлива.

2. Просмотр количества израсходованного топлива.

Выполняется перемещением переключателя «USED/REM» в положение «*USED*».

3. Просмотр количества оставшегося топлива.

Выполняется перемещением переключателя «USED/REM» в положение «*REM*».

4. Ввод максимального значения количества топлива после заправки.

4.1. Переместить переключатель «ADD/FULL» в положение «*FULL*» и удерживать.
4.2. Нажать кнопку «Enter/Test».
4.3. Отпустить переключатель «ADD/FULL».
4.4. Проверить значение количества топлива перемещением переключателя «USED/REM» в положение «*REM*».

5. Ввод значения количества топлива после частичного добавления топлива в результате заправки.

5.1. Переместить переключатель «USED/REM» в положение «*REM*» и удерживать.
5.2. Нажать и удерживать кнопку «Enter/Test» для увеличения значения количества топлива.
5.3. Выставив нужное значение, отпустить кнопку «Enter/Test» и переключатель «USED/REM».
5.4. Если необходимо скорректировать значение, то переместить переключатель «USED/REM» в положение «*USED*» и удерживать.
5.5. Нажать и удерживать кнопку «Enter/Test» для уменьшения значения количества топлива (до 4 секунд).
5.6. Выставив нужное значение, отпустить кнопку «Enter/Test» и переключатель «USED/REM».

После любого из методов добавления количества топлива значение количества израсходованного топлива обнуляется.

Раздел 9

СИСТЕМА ОТБОРА ВОЗДУХА, ОТОПЛЕНИЯ И ВЕНТИЛЯЦИИ КАБИНЫ

СОДЕРЖАНИЕ

9.1. Отопительная система 9.1

9.2. Вентиляция 9.5

9.1. ОТОПИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА

На самолёте установлена воздушная система отопления кабины экипажа и грузовой кабины. Систему отопления можно разделить на две подсистемы: система обогрева и вентиляции воздуха в полете, и система обогрева воздуха на стоянке.

Принципиальная схема системы представлена на рис.21.1.

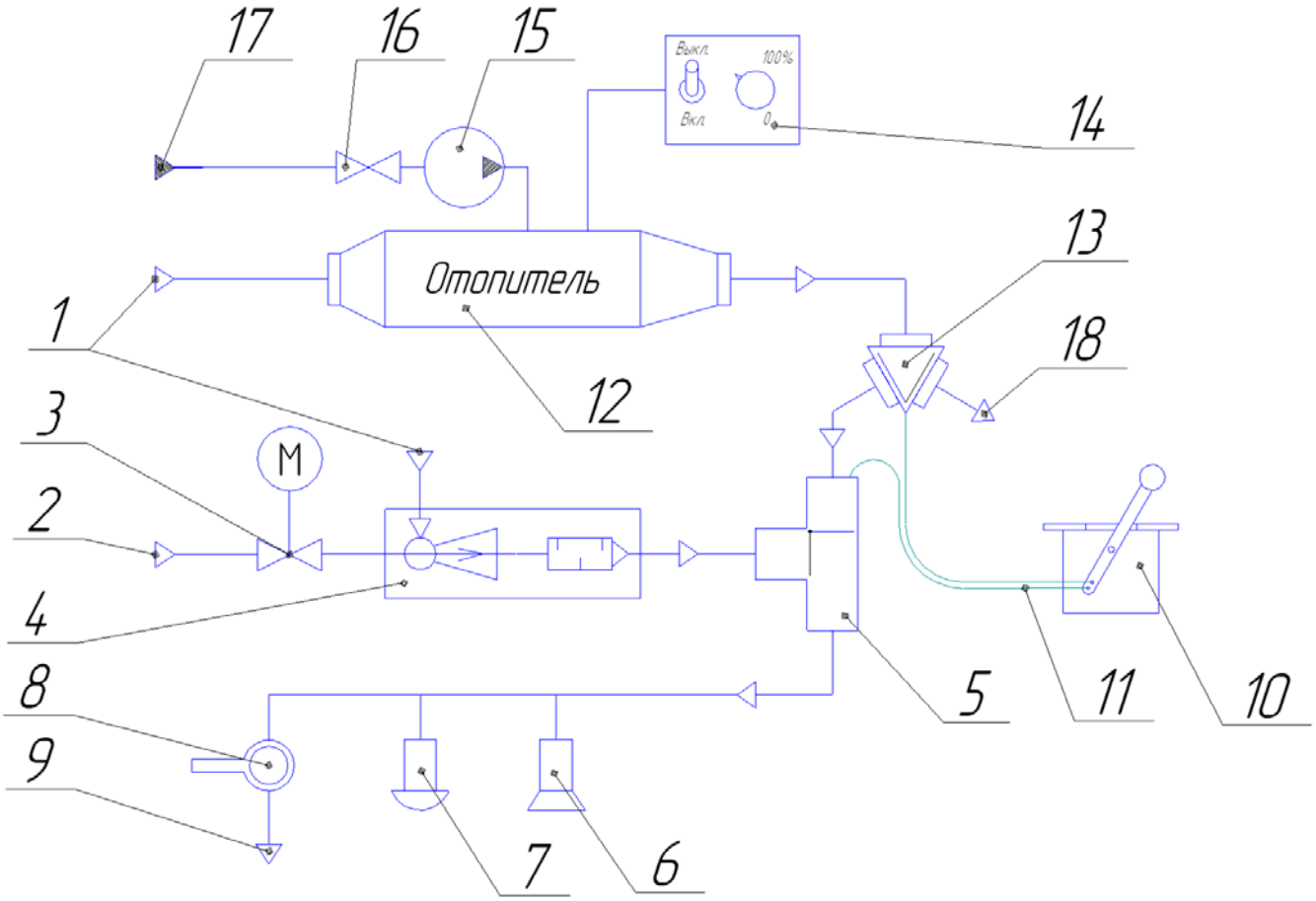


Рис.21.1. Принципиальная схема системы обогрева и вентиляции воздуха

1 – заборник холодного воздуха; 2 – заборник горячего воздуха от двигателя; 3 – заслонка регулирующая 1919Т; 4 – смеситель; 5 – распределитель Ш6801-152; 6 – кран отопления грузовой кабины; 7 – кран отопления кабины экипажа; 8 – кран обогрева стекла фонаря; 9 – к обогреваемому стеклу; 10 – сектор управления заслонками; 11 – тросы управления заслонками распределителей; 12 – отопитель «ПЛАНАР 8ДМ-24»; 13 – распределитель; 14 – пульт управления отопителем; 15 – топливный насос; 16 – кран; 17 – отбор топлива; 18 – патрубок выхода теплого воздуха под капот.

Система обогрева и вентиляции воздуха в полете

Система (рис.21.1) состоит из заборника холодного воздуха (1), смесителя (4), заслонки (3), распределителя теплого воздуха (5), трубопроводов и кранов (6, 7, 8).

Равномерный обмет воздуха в пилотской кабине и во всех участках пассажирского салона обеспечивается за счет нагнетания его в носовую часть фюзеляжа и организованного сброса отработанного воздуха в атмосферу из хвостовой части.

Для общей вентиляции атмосферный воздух от набегающего потока через воздухозаборник, расположенный в воздухозаборнике маслорадиатора, поступает в смесительную камеру. Из

смесительной камеры воздух поступает в глушитель шума и далее по трубопроводам, – в распределительные короба.

За глушителем шума установлен переходник, к которому подсоединен трубопровод подачи воздуха в пилотскую кабину. В трубопроводе установлен распределитель. Он переключает подачу воздуха в пилотскую кабину от двигателя, либо от автономного подогревателя (Рис.21.4).

Для отопления пилотской кабины и пассажирского салона горячий воздух отбирается от двигателя за последней ступенью компрессора. Запорный кран (Рис.21.3) дросселирует горячий воздух, поступающий в смесительную камеру, где он смешивается с холодным воздухом, поступающим из воздухозаборника. Регулировка температуры подаваемого в кабину воздуха осуществляется тумблером (Рис.21.2), который изменяет степень дросселирования горячего воздуха, подаваемого в камеру смешения.

Рис.21.2. Тумблер управления заслонкой 1919Т «ОТБОР»

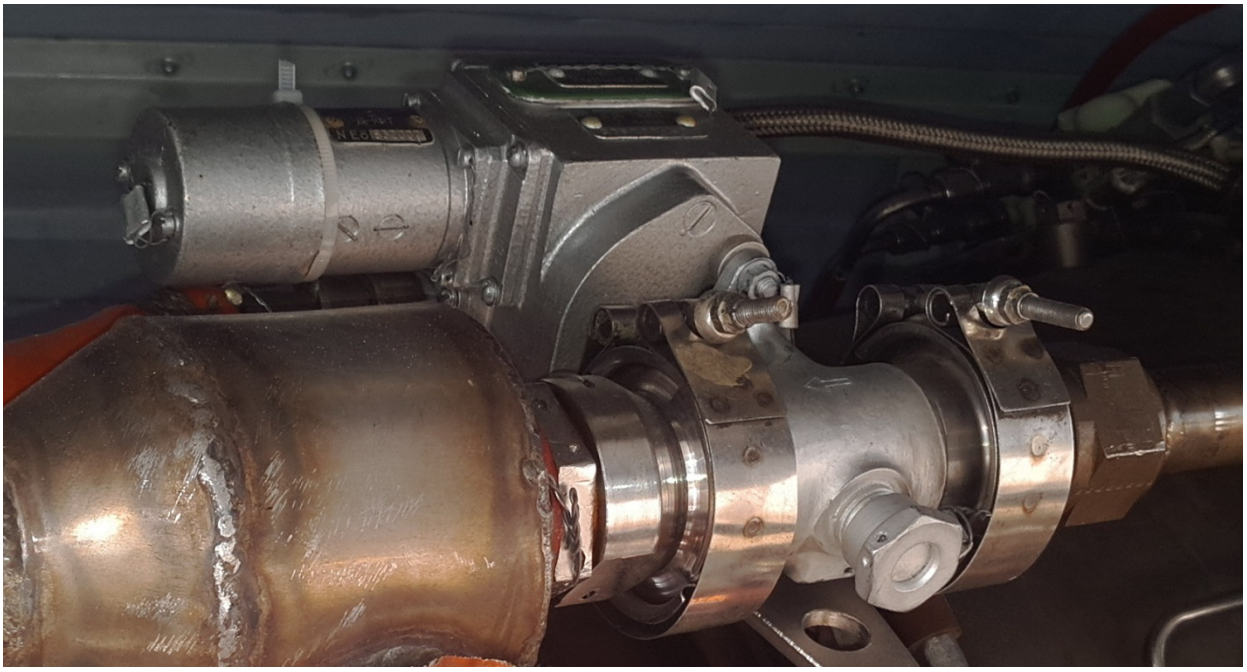


Рис. 21.3. Заслонка регулирующая 1919Т

.

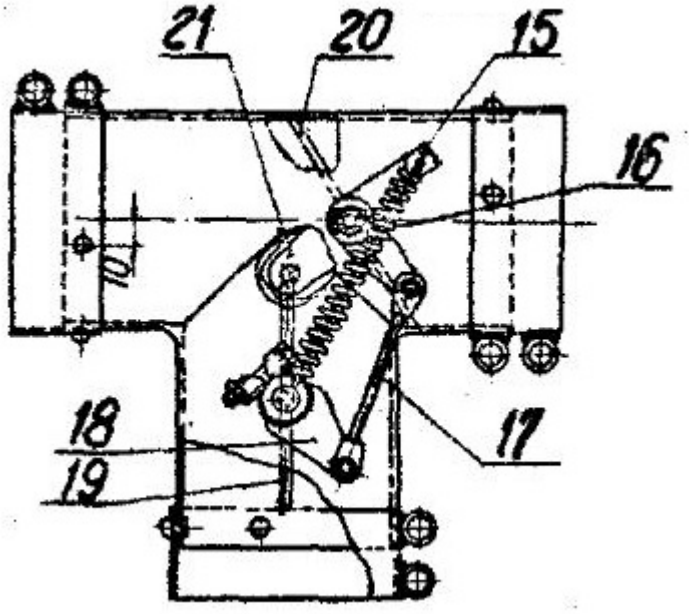


Рис. 21.4. Распределитель

15 – рычаг; 16 – пружина; 17 – тяга; 18 – рычаг; 19 – заслонка; 20 – заслонка; 21 – рычаг.

Система обогрева воздуха на стоянке

Система состоит из заборника холодного воздуха (1), отопителя (12), распределителя (13), пульта управления отопителем (14), сектора управления заслонками (10), топливного насоса (15), топливного крана (16), тросов управления (11), трубопроводов и кранов.

Система предназначена для подогрева подкапотного пространства или отопления пилотской кабины и пассажирского салона на стоянке.

Система подключается к системе обогрева воздуха в полете и пользуется её трубопроводами, распределителями, кранами.

Для запуска отопителя необходимо открыть топливный кран (Рис.21.5) и на пульте управления (Рис.21.6) выставить необходимый режим. Воздух по трубопроводу от фланца на шпангоуте попадает в отопитель и подогревается, прокачка воздуха осуществляется за счет турбины отопителя. В трубопроводе после отопителя установлен распределитель (Рис.21.7), через который по трубопроводу воздух попадает в подкапотное пространство и подогревает маслобак, коробку приводов двигателя.

Переключив ручку управления заслонками (Рис.21.8) в положение «отопитель», заслонки распределителя изменят свое положение, и подогретый воздух будет попадать в кабину и салон. Одновременный подогрев подкапотного пространства и кабины невозможен.

Рис.21.5. Кран топливный

Рис.21.6. Пульт управления отопителем

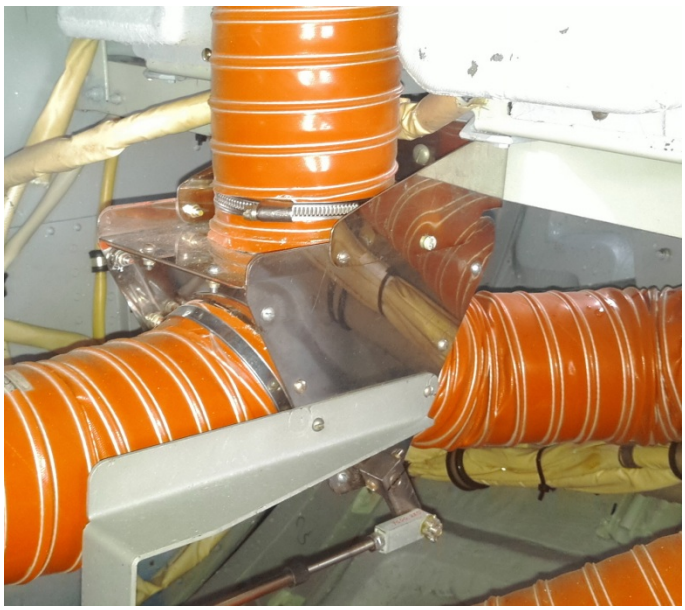


Рис.21.7. Распределитель

Рис.21.8. Селектор управления заслонками

Управление дроссельными заслонками распределителей тросовое, двухстороннее; по всей магистрали тросы заключены в боуденовскую оболочку.

9.2. ВЕНТИЛЯЦИЯ

Все кабины самолёта имеют вентиляцию с притоком свежего воздуха (рис.21.9).

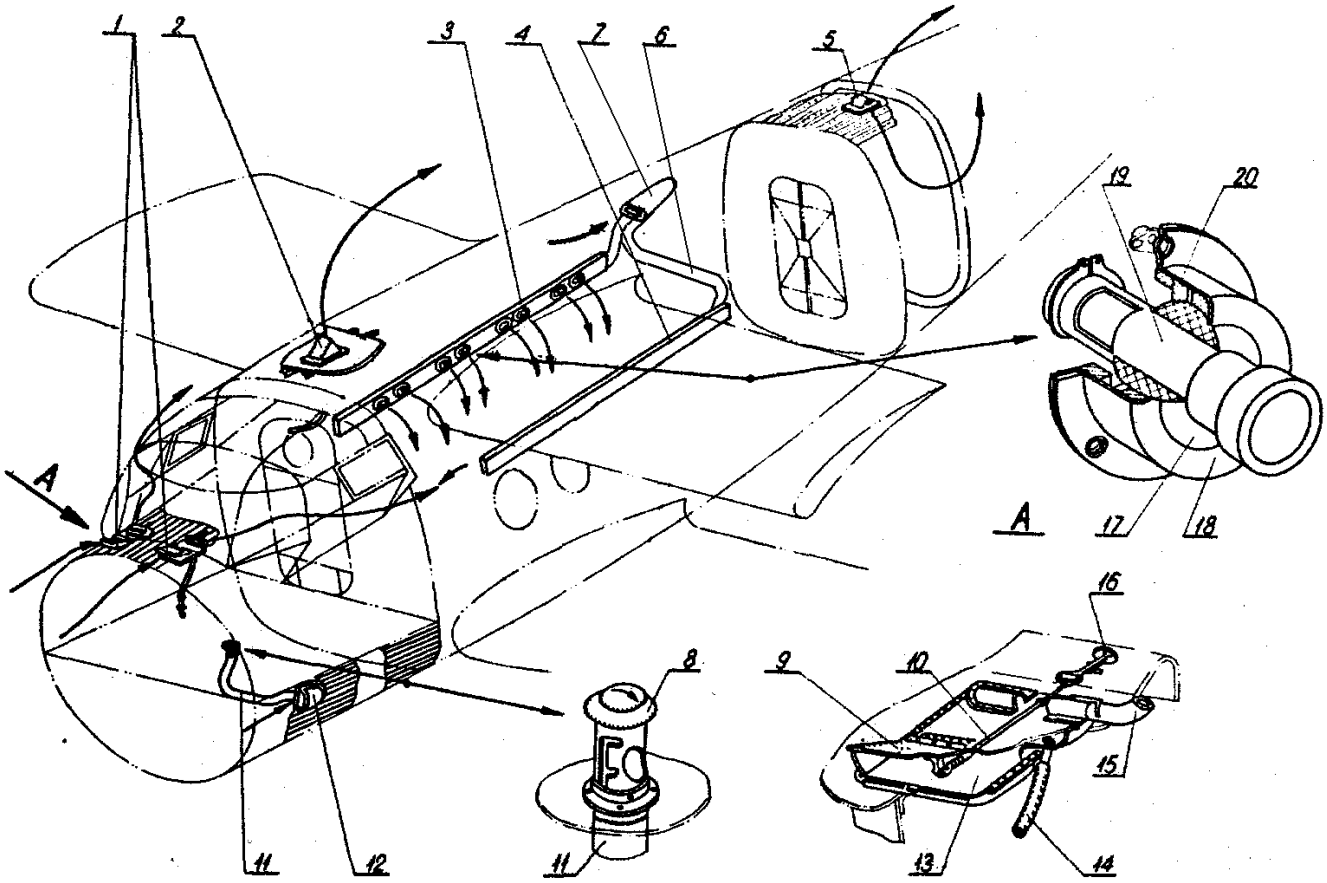


Рис. 21.9. Вентиляция кабин

1 – вентиляция кабины лётчиков; 2 – вытяжной вентилятор грузовой кабины; 3, 4 – вентиляционная камера; 5 – вытяжной вентилятор хвостового отсека; 6 – вентиляционная труба; 7, 12 – воздухозаборник; 8 – грибок; 9 – крышка; 10 – тяга; 11 – труба продува; 13 – чашка; 14 – сливная трубка; 15 – поворотный патрубок; 16 – рукоятка; 17 – шаровой вкладыш; 18 – корпус; 19 – наконечник; 20 – обойма.

В кабину экипажа воздух поступает через заборники, находящиеся впереди фонаря на верхней панели капота, и выходит через боковые створки. Приток свежего воздуха регулируется открытием крышки вентилятора, рукоятка которого установлена в верхней части приборной доски.

Кроме того, в кабине лётчиков установлены два вентилятора ДВ-302ТВ и дополнительная вентиляция нижней части кабины для обдувания членов экипажа.

Грузовая кабина оборудована индивидуальной приточной вентиляцией.

В систему вентиляции багажной кабины входят: два воздухозаборника, трубы с угольниками, соединяющие заборники с камерами, две камеры с установленными наконечниками. Заборники воздуха установлены в верхней части фюзеляжа за центропланом, по левому борту в районе кабины пилотов, откуда воздух поступает трубопроводами к вентиляционным камерам. Вентиляционные камеры установлены на обоих бортах над сидениями, имеют прямоугольную форму и оборудованы вентиляционными наконечниками.

Индивидуальные вентиляционные наконечники позволяют регулировать направление и интенсивность струи воздуха в зависимости от желания пассажира. Регулируемая заслонка в потолке кабины делает возможным отсос отработанного воздуха изнутри кабины.

Раздел 10

ПРОТИВОПОЖАРНАЯ СИСТЕМА

На самолете установлено стандартное противопожарное оборудование, состоящее из стационарного противопожарного устройства и переносных баллонов.

В комплект стационарного противопожарного оборудования входят: баллон емкостью 2,5 л с пиротехнической головкой, распределительный коллектор с трубопроводом и управлением противопожарным оборудованием и три датчика пожаротушения тина ДПС-1АГ, расположенных в зоне двигателя.

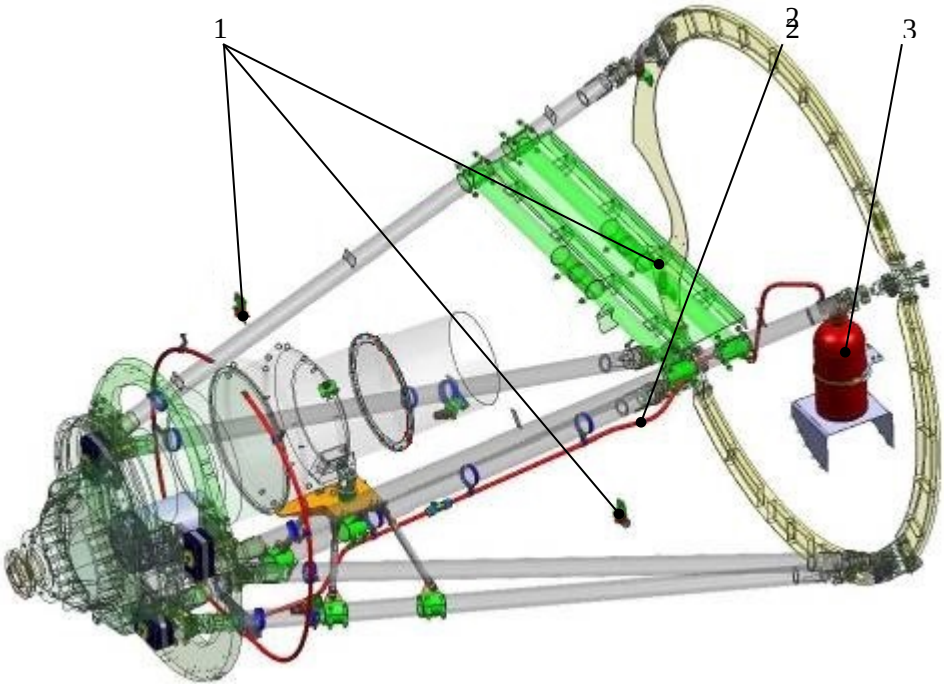


Рисунок 10.1. Схема противопожарного оборудования

1 – датчики ДПС-1АГ; 2 – трубопроводы; 3 – баллон с пироголовкой С6602-560.

Противопожарные баллоны с пироголовкой (готовое изделие) наполнены углекислотой CO_2 под давлением 150 кг/см^2. Вес пустого баллона – около 4 кг, вес CO_2 – 2…2,2 кг, вес баллона с CO_2 — около 6 кг. Вес CO_2 и вес баллона с CO_2 нанесены черной краской на баллоне. Наличие CO_2 в баллоне проверяют ежемесячно путем взвешивания.

Закреплен баллон на шпангоуте № 2 (справа) в специальном седле и кронштейне стяжными хомутами.

Распределительный коллектор установлен сзади двигателя и укреплен хомутами на дефлекторе внутреннего капота. Коллектор представляет собой разомкнутое кольцо, изготовленное из трубок сплава АМгМ сечением 12×10 мм.

На основной панели приборной доски сверху установлены: кнопка проверки исправности лампы сигнализации пожара, красная лампа сигнализации пожара СЛЦ-45, желтая лампа СМ-31 сигнализации исправности пиротехнической головки и кнопка тушения пожара.

Кнопка тушения пожара (П02) закрыта защитным колпачком с надписью «Пожар». Колпачок кнопки тушения пожара должен быть опломбирован. На центральном щитке приборной доски расположен АЗС-5 цепи противопожарного оборудования.

Все трубопроводы и монтажные детали противопожарного оборудования окрашены в красный цвет.

Перед каждым запуском двигателя и вылетом самолета необходимо проверить исправность лампы сигнализации пожара и наличие пломб на пиротехнической головке противопожарного баллона и защитном колпачке с надписью «Пожар».

Для проверки исправности лампы сигнализации пожара надо:

- включить аккумулятор;
- включить АЗС-5 противопожарного оборудования. При этом загорится желтая лампа СМ-31, сигнализирующая об исправности пиротехнической головки пожарного баллона;
- нажать на нажимной выключатель «КОНТРОЛЬ ЛАМП», при этом красная лампа сигнализации пожара должна загореться тремя светящимися лепестками. В этом положении (дневное освещение) колпачок лампы сигнализации пожара должен быть законтрен.

АЗС-5 противопожарной системы и во время опробования двигателя и в полете должен быть все время включен.

При возникновении пожара на двигателе датчики будут охвачены средой, температура которой нарастает не ниже чем 2 °С/сек.

В термобатареях этих датчиков возникает термо-ЭДС, вызывающая ток в обмотке поляризованного реле в блоке исполнения БИ-2АЮ, достаточной для срабатывания этого реле. Реле срабатывает и включает лампу сигнализации пожара. После ее загорания пилот должен нажать кнопку (П02) тушения пожара.

При этом подается питание на пиротехническую головку (П05), которая взрывается и открывает доступ пожаротушащей смеси от баллона к распределительному коллектору на двигателе, желтая лампа СМ-31 сигнализации исправности пироголовки (П08) гаснет.

Углекислота, находящаяся в баллоне под давлением, выходит из баллона через распределительный коллектор в виде тумана и заполняет отсек двигателя, вследствие чего локализуется пожар.

Раздел 11

ВОЗДУШНАЯ СИСТЕМА

Воздушная система самолёта ТВС-2МС

Конструкция воздушной системы отличается от самолёта Ан-2 источником сжатого воздуха. В качестве источника применена автономная компрессорная установка на базе компрессора типа Nardi Atlantik P100, смонтированная в верхней части мотоотсека непосредственно перед кабиной (шпангоут № 1) и реле давления (прессостата) типа Danfoss KPS 47. Реле давления установлено в подкабинном отсеке на стенке шпангоута №3. Компрессорная установка предназначена для зарядки и пополнения запаса сжатого воздуха в баллоне бортовой воздушной системы. Включение установки ручное и автоматическое (по сигналам реле давления). Отключение может быть выполнено из кабины экипажа с помощью переключателя ВОЗДУШНЫЙ КОМПРЕССОР на левой боковой панели в кабине пилота, который разрывает электрическую цепь электродвигателя. Для выбора режима работы компрессорной установки необходимо переключатель режимов компрессора установить в одно из двух положений: АТОМАТИЧЕСКИЙ или РУЧНОЙ (используется при проверке контроля работы или при отказе режима АВТОМАТ).

Реле давления отключает электродвигатель компрессорной установки при достижении максимального заданного давления (примерно 38-40атм) и включает компрессор при падении давления в баллоне ниже заданного (примерно 28атм). Регулировка диапазона срабатывания выполняется согласно инструкции по эксплуатации реле давления (прессостата KPS 47).

Контроль работы компрессора выполняется по манометру в кабине экипажа на левом пульте. Время наполнения бортового баллона 5-7минут, время непрерывной работы компрессорной установки не более 10минут, во избежание перегрева электродвигателя. После 10 минут непрерывной работы требуется перерыв не менее 30минут.

Внимание: - экипажу до решения вопроса по использованию АВТОМАТИЧЕСКОГО режима работы компрессора, в целях безопасности полётов, подкачку воздушной системы производить полностью под контролем экипажа, по манометру:

– при достижении 35атм принудительно ВЫКЛЮЧАТЬ компрессор или по контролю работы компрессора по времени не более 5минут, необходимо ВЫКЛЮЧИТЬ компрессор.

Раздел 12

МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА ДВИГАТЕЛЯ

Масляная система двигателя ТРЕ331-12 регулируемая с сухим картером служит для смазки и охлаждения трущихся деталей двигателя (подшипников турбины и планетарного механизма) управления воздушным винтом и автоматикой двигателя.

В состав системы входят:

- насос высокого давления;
- три насоса откачки;
- масляный фильтр с перепускным клапаном;
- регулятор давления;
- масляный бак;
- масляный температурный зонд;
- магнитный дефлектор стружки;
- лампа сигнализации «*СТРУЖКА В ДВИГАТЕЛЕ*»;
- воздушный маслорадиатор с механизмом управления створкой маслорадиатора.

Общая ёмкость масляной системы – 12,5 литров.

Ёмкость масляного бака – 5,91 литр.

Эксплуатационная ёмкость маслобака – 4,96 литров.

Контрольно-измерительные приборы маслосистемы обеспечивают:

- контроль давления масла в двигателе;
- контроль температуры масла в двигателе;
- контроль положения заслонки маслорадиатора;

СИСТЕМА СИГНАЛИЗАЦИИ ВЫСОКОЙ ТЕМПЕРАТУРЫ МАСЛА И НАЛИЧИЕ СТРУЖКИ В МАСЛЕ ДВИГАТЕЛЯ

Включает в себя:

- масляный температурный зонд;
- магнитный дефлектор стружки;
- лампа сигнализации «*СТРУЖКА В ДВИГАТЕЛЕ*».

Система предназначена для сигнализации момента появления стружки в масле и превышения температуры масла в двигателе.

Рабочие параметры масляной системы:

Рабочее давление в полете	44,1…63 PSI
Минимальное давление «ЗМГ»	16,8 PSI
Максимальное давление «ЗМГ»	34,3 PSI

Раздел 13

ОБСЛУЖИВАНИЕ САМОЛЕТА ЭКИПАЖЕМ ПРИ КРАТКОВРЕМЕННОЙ СТОЯНКЕ В АЭРОПОРТАХ, ГДЕ ОТСУТСТВУЕТ ТЕХНИЧЕСКИЙ СОСТАВ

АЛГОРИТМ ДЕЙСТВИЙ ЭКИПАЖА

1. После останова двигателя выключить все АЗС потребителей электроэнергии и аккумуляторы. Установить рукоятку топливного крана в положение «баки выключены». Колеса шасси затормозить стояночным, тормозом.
2. Установить стопор штурвала и ножного управления. При сильном ветре более 6 м/с установить струбцины на рули. Установить упорные колодки под колеса спереди и сзади. Провернуть винт 5 оборотов (25 лопастей). Зачехлить ПВД. Зимой закрыть створку маслорадиатора и установить заглушку в ВНА.
3. Слить отстой из фильтра отстойника воздушной системы, закрыть и законтрить кран.
4. Проверить мерной линейкой количество масла в маслобаке.
5. Осмотреть дренажные и сливные трубопроводы топливной и масляной систем, проверить, нет ли загрязнения выходных отверстий трубопроводов или закупорки снегом или льдом зимой.
6. При температурах воздуха ниже -25°С и стоянке свыше 4 часов снять с самолета аккумуляторы и хранить их в теплом помещении.

Работы перед вылетом самолета

1. Выполнить осмотр самолета согласно РЛЭ пункта 3.4.1
2. Снять струбцины с рулей. Снять стопор контровки штурвала и ножного управления.
3. Снять чехол с ПВД.
4. Слить отстой
5. Установить на самолет аккумуляторы, если они были сняты для хранения в теплом помещении.
6. Убрать заглушку с ВНА. Убрать колодки, запустить двигатель.

Предполетный осмотр двигателя

АГРЕГАТ НАЗЕМНОГО ПИТАНИЯ	ПРОВЕРИТЬ
ЗАГЛУШКА ВНА	СНЯТА
ЗАГЛУШКА ТУНЕЛЯ МАСЛОРАДИАТОРА	СНЯТА

Проверить уровень масла и крышку заливной горловины.
Для достоверной проверки уровня масла, если использовался насос расфлюгирования, необходимо провернуть винт руками по ходу вращения не менее 40-50 полных оборотов ВВ, (либо использовать стартер (холодную прокрутку) до достижения 15% оборотов), чтобы перелить масло из редуктора обратно в масляный бак до появления минимального уровня. Лучшее время для проверки уровня масла – в пределах одного часа после остановки двигателя, когда масло распределено по двигателю так, как это происходит при рабочей или близкой к ней температуре.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ
ПЕРЕД ВКЛЮЧЕНИЕМ СТАРТЕРА ДЛЯ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ ВИЗУАЛЬНО УБЕДИТЕСЬ, ЧТО ПРОСТРАНСТВО ВОЗЛЕ ВИНТА СВОБОДНО ДАТЬ КОМАНДУ ОТ ВИНТА

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ
ДОСТАВАЯ МАСЛОМЕРНУЮ ЛИНЕЙКУ ИЗ МАСЛОБАКА СРАЗУ ПОСЛЕ ОСТАНОВКИ ДВИГАТЕЛЯ, БУДЬТЕ ЧРЕЗВЫЧАЙНО ОСТОРОЖНЫ, ТАК КАК ГОРЯЧЕЕ МАСЛО МОЖЕТ ВЫЗВАТЬ ОЖОГ.

ПЕРЕПУСКНОЙ КЛАПАН МАСЛЯНОГО ФИЛЬТРА	ПРОВЕРИТЬ

Выступающий красный указатель или конус указывает на то, что элемент фильтра забит. При температуре наружного воздуха ниже минус 15°С, из-за повышенной вязкости масла, перепад давления на элементе фильтра может быть больше, чем на перепускном клапане, что вызовет моментальное открытие перепускного клапана.

ТОПЛИВНЫЕ ДРЕНАЖНЫЕ ТРУБКИ ПРОВЕРИТЬ

ВОЗДУХОЗАБОРНИК МАСЛЯНОГО РАДИАТОРА ПРОВЕРИТЬ

Должен быть чистым, без признаков утечек

ЛОПАСТИ ВОЗДУШНОГО ВИНТА ПРОВЕРИТЬ

Перед запуском двигателя убедиться, что лопасти воздушного винта установлены на стартовые замки (малый угол установки лопастей -1,8°). Если лопасти во флюгере (82,5°), установить и удерживать рычаг управления мощностью (РУД) в положении максимального реверса, а потом задействовать насос расфлюгирования, пока не услышите характерные щелчки срабатывания замков. Помните, что масло из масляного бака используется для установки лопастей винта в положение блокировки на стартовые замки. Другими словами, расфлюгирование приводит к перетеканию масла из масляного бака в редуктор, поэтому последующая проверка уровня масла может быть недостоверной (см. процедуры проверки уровень масла и крышки заливной горловины).

Проверить передние кромки воздушного винта на наличие эрозии, зазубрин, трещин и изгибов. Любые изменения со временем могут усугубиться и вызвать разбалансировку воздушного винта. Недостаточная балансировка винта приводит к ускоренному износу двигателя.

КОРПУС ОБТЕКАТЕЛЯ ВОЗДУШНОГО ВИНТА ПРОВЕРИТЬ СОСТОЯНИЕ

Проверить надежность крепления и наличие утечек масла (смазки). Неправильное обслуживание может вызвать утечку смазки и разбалансировку воздушного винта.

ВНИМАНИЕ: ПОВРЕЖДЕННЫЕ ИЛИ ЗАБЛОКИРОВАННЫЕ ДАТЧИКИ МОГУТ ПОСЫЛАТЬ ОШИБОЧНЫЕ СИГНАЛЫ В СИСТЕМУ SRL/TTL И ВЫЗВАТЬ ПРЕРЕБОИ В РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЯ.

ВОЗДУХОЗАБОРНИК ДВИГАТЕЛЯ ПРОВЕРИТЬ:

- отсутствие повреждений датчика температуры наружного воздуха;
- отсутствие посторонних предметов и чистоту;
- проверьте, нет ли обесцвечивания поверхности воздухозаборника [1]
- и остатков масла на нем.[2]
- датчик Рт.2 Тт.2 [3] (только Т2 для БУПТ Bendix) необходимо проверить на надежность крепления и убедиться в его чистоте и отсутствии повреждений.

ДАТЧИК Tt2[4] СИСТЕМУ SRL ПРОВЕРИТЬ

Необходимо проверить общее состояние и надежность крепления датчика.

ВОЗДУХОЗАБОРНИК ДВИГАТЕЛЯ 1-я СТУПЕНЬ ПРОВЕРИТЬ КОМПРЕССОР

[1]Обесцвечивание может свидетельствовать о перегреве при наземных операциях.
[2] Допускаются небольшие утечки через уплотнения компрессора, которые не влияют на летную годность двигателя. Однако их необходимо фиксировать и доводить до сведения отдела технического обслуживания или сервисной службы.
[3]Рт.2 Тт.2 (Полное давление в точке 2 и Полная температура в точке 2).
[4] Tt2: T = Temperature (температура), t = total (полная), 2 = Station 2 (точка 2).

Осмотреть всю видимую часть первой ступени компрессора/крыльчатки на 360°, медленно поворачивая винт в направлении нормального вращения[5]. При наличии любых признаков повреждений, зазубрин, трещин, изгибов или отсутствия лопастей нужно сообщить об этом квалифицированному специалисту до запуска двигателя.

ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ ВРАЩАТЬ ВРУЧНУЮ

Необходимое действие для того, чтобы послушать характерный звук двигателя и почувствовать его сопротивление вращению; помогает уяснить соотношение между усилием, движением и звуком, так, чтобы в дальнейшем, если при вращении воздушного винта будут отмечаться изменения, можно было своевременно инициировать техническое обслуживание или осмотр.
Если отмечается необычное сопротивление[6], вращение вручную следует остановить в той точке, где сопротивление наиболее явственно ощутимо; повернуть на 180° основной вращающийся узел (для нейтрализации разбалансировки, вызванной температурой, в ходе продолжающегося охлаждения). Приблизительно через три минуты охлаждения необходимо снова проверить плавность вращения.

ПРИМЕЧАНИЕ. Сопротивление вращению бывает необычным в течение нескольких первых часов работы после замены воздушных уплотнений между ступенями.

ВНИМАНИЕ: ЕСЛИ ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ НЕ МОЖЕТ СВОБОДНО ВРАЩАТЬСЯ, ЗАПУСКАТЬ ДВИГАТЕЛЬ **ЗАПРЕЩАЕТСЯ.**

ДАТЧИК ТЕМПЕРАТУРЫ НАРУЖНОГО ВОЗДУХА ПРОВЕРИТЬ

Проверить надежность крепления и чистоту.

ПРИМЕЧАНИЕ: мощность двигателя и эксплуатационные характеристики являются функцией OAT (температуры наружного воздуха) и PA (барометрической высоты). Датчик OAT может улавливать отраженное землей тепло и может показывать более высокую температуру, чем в официальной метеорологической сводке. Погрешность зависит от положения солнца и вида земной поверхности.

ПВД ПРОВЕРИТЬ

Проверить снятие чехла и включение обогрева ПВД при необходимости

ПРИМЕЧАНИЕ: ПЕРЕД ЗАПУСКОМ ДВИГАТЕЛЯ, ПРИ ВЕТРЕ БОЛЬШЕ 8 М/С, САМОЛЁТ ДОЛЖЕН БЫТЬ УСТАНОВЛЕН ПРОТИВ ВЕТРА

Сильный попутный ветер во время наземного запуска может создать чрезмерную нагрузку на воздушный винт, направленную против нормального направления вращения. Кроме того, он создает обратное давление в выхлопной трубе и может вызвать всасывание выхлопных газов.
Встречный ветер обеспечивает авторотацию, поступление воздуха в воздухозаборник и свободную выхлопную магистраль.

[5] Нормальное направление вращения винта против часовой стрелки по полету это нужно для того, чтобы не повредить угольные щетки стартера/генератора.
[6] Например, кабрирование вала.