

Содержание.

Раздел 1 Общие сведения о самолете.	3
1.1. Классификация.	3
1.2. Основные конструктивные особенности.	3
1.3. Геометрические характеристики самолета.	4
1.4. Общий вид самолета "Дельфин-2".	5
1.5. Приборная доска самолета и описание органов управления.	6
Раздел 2 Летно-технические характеристики и эксплуатационные ограничения	7
2.1. Летно-технические характеристики.	7
2.2. Характеристики двигателя М-332.	7
2.3. Весовые и центровочные данные.	8
2.4. Ограничения условий эксплуатации.	8
2.5. Эксплуатационные ограничения.	9
2.6. Минимальный состав экипажа, максимальное количество людей на борту.	9
Раздел 3 Подготовка к полету	10
3.1. Внешний осмотр самолета.	10
3.2. Осмотр двигателя.	12
3.3. Осмотр кабины.	13
3.4. Подготовка двигателя к запуску.	13
3.5. Запуск двигателя.	14
3.6. Прогрев двигателя.	14
3.7. Опробывание двигателя.	14
3.8. Остановка двигателя.	15
Раздел 4 Выполнение полетов	16
4.1. Подготовка к выруливанию и руление.	16
4.2. Полет по кругу.	16
4.2.1. Взлет.	16
4.2.2. Взлет с боковым ветром.	17
4.2.3. Характерные ошибки на взлете.	17
4.2.4. Набор высоты до первого разворота.	17
4.2.5. Первый разворот.	17
4.2.6. Полет от первого до второго разворота.	18
4.2.7. Второй разворот.	18
4.2.8. Полет от второго к третьему развороту.	18
4.2.9. Расчет на посадку. Третий разворот.	18
4.2.10. Полет от третьего до четвертого разворота.	19
4.2.11. Четвертый разворот.	19
4.2.12. Снижение после четвертого разворота.	19
4.2.13. Исправление расчета на посадку.	19
4.2.14. Уход на второй круг.	19
4.2.15. Характерные ошибки при расчете и заходе на посадку.	19
4.2.16. Посадка.	20
4.2.17. Посадка с боковым ветром.	21
4.2.18. Характерные ошибки при посадке, их причины и порядок исправления.	22
4.2.19. Действия после посадки.	23
4.3. Полет в зону.	23
4.3.1. Порядок выполнения полета в зону.	23
4.3.2. Пилотирование в зоне.	24
4.3.3. Виращ с креном до 45°, общие правила.	24
4.3.4. Восьмерка.	26
4.3.5. Пикирование.	26

Руководство по летной эксплуатации самолета "Дельфин-2"

4.3.6.	Горка.	27
4.3.7.	Спираль.	27
4.3.8.	Скольжение.	28
4.3.9.	Общие правила выхода из зоны.	29
4.4.	Полет по маршруту.	29
Раздел 5 Особые случаи в полете		30
5.1.	ДЕЙСТВИЯ ПИЛОТА ПРИ ОТКАЗЕ ДВИГАТЕЛЯ	30
5.2.	ДЕЙСТВИЯ ПИЛОТА ПРИ ПАДЕНИИ ДАВЛЕНИЯ МАСЛА В ДВИГАТЕЛЕ	30
5.2.1.	ДЕЙСТВИЯ ПИЛОТА ПРИ УВЕЛИЧЕНИИ ТЕМПЕРАТУРЫ МАСЛА ВЫШЕ ДОПУСТИМОЙ.	31
5.3	ДЕЙСТВИЯ ПИЛОТА ПРИ ПАДЕНИИ ДАВЛЕНИЯ ТОПЛИВА И НЕРАВНОМЕРНОМ РАСХОДЕ ТОПЛИВА ИЗ БАКОВ	31
5.4	ДЕЙСТВИЯ ПИЛОТА ПРИ ПОЯВЛЕНИИ ТРЯСКИ ДВИГАТЕЛЯ	31
5.5.	ДЕЙСТВИЯ ПИЛОТА ПРИ ВОЗНИКНОВЕНИИ ПОЖАРА В ВОЗДУХЕ.	32
5.6.	ДЕЙСТВИЯ ПИЛОТА ПРИ ВЫНУЖДЕННОЙ ПОСАДКЕ.	32
5.7.	ОТКАЗ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ.	33
5.8.	ПОСАДКА С УБРАННЫМ ЗАКРЫЛКОМ.	33
5.9.	ДЕЙСТВИЯ ПИЛОТА ПРИ ОТКАЗЕ РАДИОСТАНЦИИ.	34
5.10.	РАЗРУШЕНИЯ ПНЕВМАТИКА.	34
5.11.	ДЕЙСТВИЯ ПИЛОТА ПРИ ОТКАЗЕ УКАЗАТЕЛЯ СКОРОСТИ	34
5.12.	ОТКАЗЫ СИСТЕМ ПИТАНИЯ ПРИБОРОВ ПОЛНЫМ И СТАТИЧЕСКИМ ДАВЛЕНИЯМИ И ДЕЙСТВИЯ ПИЛОТА ПРИ ЭТИХ ОТКАЗАХ.	34
5.13.	ДЕЙСТВИЯ ПИЛОТА ПРИ ОТКАЗЕ ГЕНЕРАТОРА.	35
5.14.	ПРЕКРАЩЕНИЕ ВЗЛЕТА ПО ПРИЧИНАМ, НЕ СВЯЗАННЫХ С ОТКАЗОМ ДВИГАТЕЛЯ.	35

РАЗДЕЛ 1 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЕТЕ.

1.1. Классификация.

Самолет "Дельфин-2" относится к категории *"Единый экземпляр воздушного судна"* (ЕЭВС), может использоваться с наземных аэродромов с подготовленной ГВПП или ИВПП.

Самолет "Дельфин-2" предназначен для выполнения учебно-тренировочных, туристических, демонстрационных и других неакробатических полетов в светлое время суток по правилам визуального полета.

1.2. Основные конструктивные особенности.

Самолет "Дельфин-2" представляет собой цельнометаллический моноплан клепанной конструкции с нижним расположением крыла нормальной аэродинамической схемы. Самолет оснащен поршневым двигателем, расположенным в передней части фюзеляжа с тянущим винтом. Винт изменяемого шага, металлический.

Самолет имеет трехколесное неубирающиеся в полете шасси с передней стойкой. Шасси рессорного типа с самоориентирующимся передним колесом и дифференциальными гидравлическими дисковыми тормозами.

Кабина самолета однообъемная, представляет собой отсек фюзеляжа, расположенного между шпангоутами 2 и 8, и предназначена для размещения двух человек в один ряд. Кабина закрывается фонарем, который состоит из двух частей: подвижной передней и неподвижной – задней. Открытие и закрытие подвижной части фонаря производится кнопкой установленной на запоре щеколды.

Система управления самолетом прямого типа, спаренная. По каналу руля высоты – смешанного типа: жесткое между шпангоутами 3-4 и 14-15, и гибкое (троссовое) между шпангоутами 4-14, по каналу элеронов – смешанного типа: жесткая с помощью тяг и качалок в центроплане, и троссовая в крыле, по каналу руля направления – троссовая проводка. Управление закрылками механическое с тремя фиксированными положениями 0 - 20 - 45°.

Хвостовое оперение однокилевое с нижним расположением стабилизатора. Горизонтальное оперение цельноповоротное с триммерсервокомпенсатором, управляемым электромотором.

Запас топлива размещается в двух баках в носке корневой части отъемной части крыла, общей емкостью 90 литров.

Самолет оснащен двигателем М-332, четырехцилиндровым, четырехтактным, безкарбюраторным, максимальной мощностью 140 л.с, воздушного охлаждения с двухлопастным металлическим винтом изменяемого шага, механизм перестановки электромеханический.

Настоящее "Руководство по летной эксплуатации самолёта "Дельфин-2" с двигателем М-332 составлено по результатам летных испытаний. Руководство содержит основные рекомендации по технике пилотирования и эксплуатации самолета на земле и в воздухе.

1.3. Геометрические характеристики самолета.

Габаритные размеры

Размах, м.	9,1
Длина, м.	6,65
Высота, м.	2,5

Крыло

Размах крыла, м.	9,1	
Площадь крыла, м ²	12,25	
Удлинение	6,75	
Хорда крыла, м.	1,35	
Профиль крыла	NASA-2415	
Угол установки крыла, °	3	
Угол поперечного V крыла, °	5	
Геометрическая крутка крыла, °	1,5	
Размах элерона, м.	1,66	
Площадь элеронов, м ²	1,23	
Угол отклонения элерона:	вверх, °	28+1
	вниз, °	10+1
Размах закрылка, м.	2,08	
Площадь закрылков, м ²	1,54	
Площадь механизированной части крыла, м ²	5,62	
Угол отклонения закрылков:	на взлете, °	20
	на посадке, °	45

Горизонтальное оперение

Размах, м.	2,67	
Площадь горизонтального оперения, м ²	2,136	
Хорда, м.	1,25	
Угол установки горизонтального оперения, °	0	
Угол отклонения руля высоты:	вверх, °	13
	вниз, °	10

Вертикальное оперение

Высота, м.	1,25	
Площадь, м ²	1,21	
Площадь руля направления, м²	0,62	
Угол отклонения руля направления:	влево, °	28+1
	вправо, °	28+1

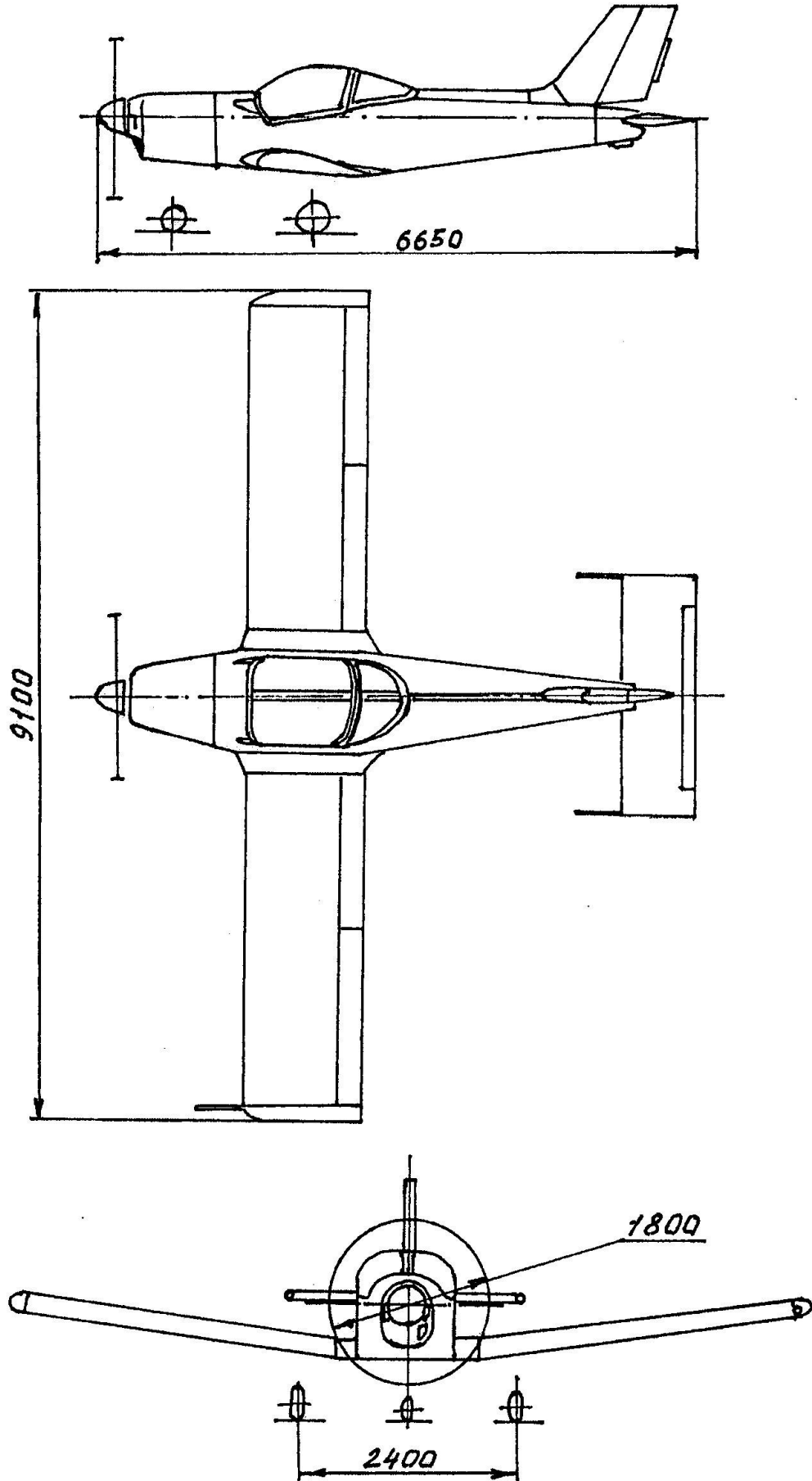
Прочие размеры

Наибольшая высота кабины, м.	1,12
Наибольшая ширина кабины, м.	1,06
Стояночный угол самолета, °.	0
Количество мест (включая места пилотов)	2

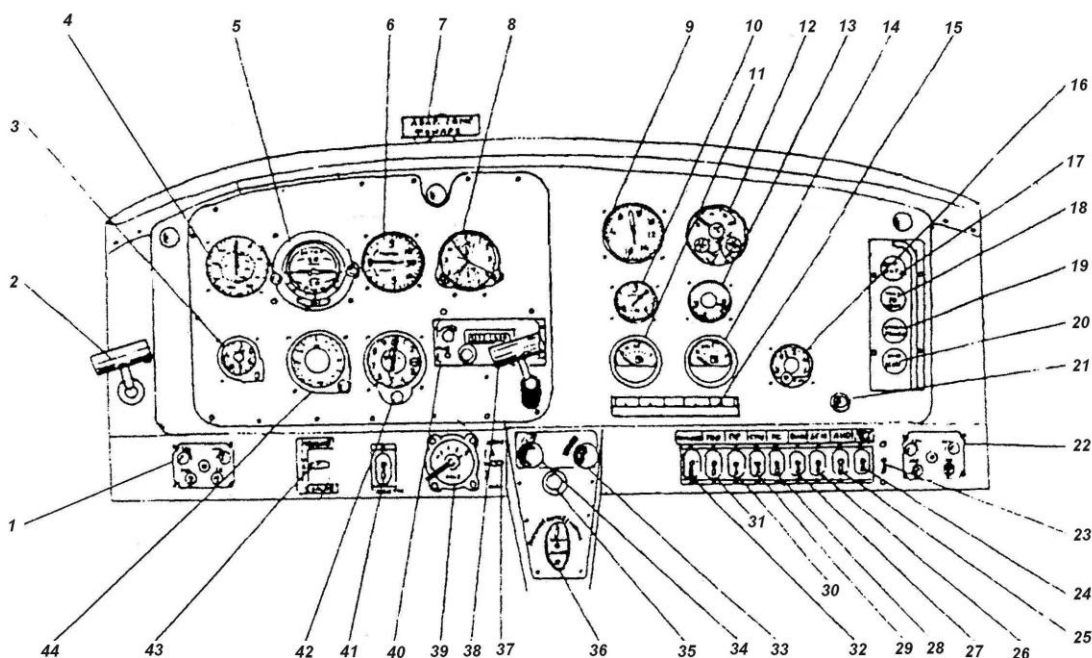
Шасси

База, м.	1,45
Колея, м.	2,4
Размер основных колес,	400*150
Размер носового колеса	300*125
Тип амортизации	рессорная

1.4. Общий вид самолета "Дельфин-2".



1.5. Приборная доска самолета и описание органов управления



- | | | | |
|-----|--|-----|---|
| 1. | Щиток СПУ-9 левого пилота | 22. | Щиток СПУ-9 правого пилота |
| 2. | Рычаг управления двигателем (РУД) левого пилота | 23. | АЗС «КУРС» |
| 3. | Акселерометр АМ-10 | 24. | АЗС «ОбогрПВД» |
| 4. | Указатель скорости | 25. | АЗС «АНО» |
| 5. | Авиагоризонт | 26. | АЗС «АГИ» |
| 6. | Вариометр | 27. | АЗС «ВИШ» |
| 7. | Рычаг аварийного сброса фонаря кабины | 28. | АЗС «РС» (радиостанция) |
| 8. | АЧС-1 | 29. | АЗС «СПУ» |
| 9. | Мановакуумметр МВ-16 | 30. | АЗС «ПР» (приборы) |
| 10. | Указатель оборотов двигателя | 31. | АЗС «ГЕН» (генератор) |
| 11. | Указатель топливомера левого бака | 32. | АЗС «ТРИММ» |
| 12. | Трехстрелочный указатель ЭМИ-3К (температура и давление масла, давление топлива) | 33. | Рукоятка корректора смеси |
| 13. | Указатель температуры головок цилиндров ТЦТ-13 | 34. | Рукоятка управления нагнетателем |
| 14. | Указатель топливомера правого бака | 35. | Кнопка запуска двигателя |
| 15. | Контрольная таблица остатка топлива | 36. | Заливочный шприц |
| 16. | Вольтамперметр ВА-2С | 37. | Нажимной переключатель управления триммером РВ |
| 17. | Сигнальное табло «АЭР ПИТ» (аэродромное питание включено) | 38. | Рычаг управления двигателем (РУД) правого пилота |
| 18. | Сигнальное табло «РАЗР БАТ» | 39. | Переключатель магнето ПМ-1 |
| 19. | Сигнальное табло «ВИШ МИН» | 40. | Пульт управления УКВ станцией «Баклан» |
| 20. | Сигнальное табло «ТРИМ» (триммер нейтрально) | 41. | Выключатель аккумулятора |
| 21. | Кнопка проверки ламп | 42. | Высотомер ВД-10 |
| | | 43. | Нажимной переключатель управления механизмом шага винта |
| | | 44. | Указатель магнитного курса |

РАЗДЕЛ 2 ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ И ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

2.1. Летно-технические характеристики.

Скорость сваливания, км/ч:		
посадочная конфигурация, закрылки 45 град		90
взлетная конфигурация, закрылки 20 град		95
крейсерская конфигурация		100
Скорости, км/ч:		
отрыва		90
набора высоты		120
крейсерская		170
максимальная в горизонтальном полете		190
максимальная допустимая		280
захода на посадку		130
максимальная во взлетной конфигурации		160
максимальная в посадочной конфигурации		140
Скороподъемность максимальная, м/сек:		
во взлетной конфигурации / при скорости		3,6 / 120
в крейсерской конфигурации / при скорости		3 / 130
в посадочной конфигурации / при скорости		2 / 120
Длина разбега, м.		200
Взлетная дистанция (до Н=15м.), м.		450
Длина пробега, м.		250
Посадочная дистанция (с Н=15м.), м.		450
Максимальная дальность полета, км.		750
при скорости, км/ч		160
Максимальная продолжительность полета, ч		7
при скорости, км/ч		150
Практический потолок, м.		3600
Эксплуатационная перегрузка, n_y (закрылки убраны)	Положительная	6
	Отрицательная	-3

2.2. Характеристики двигателя М-332.

Охлаждение		воздушное
Количество цилиндров		4
Режимы работы двигателя, (мощность/об.мин):	Взлетный, не более 5 мин	140/2700
	Номинальный неогр. по времени	115/2550
	Крейсерский максимальный	100/2400
	Холостой	-/500
Температура головок цилиндров, °С:	минимально допустимая	70
	максимально / допустимое время	190/5 мин
	рекомендуемый диапазон	150-170
Давление топлива, кг/см ² :	минимальное	0,1
	нормальное	0,2-0,3
	максимальное	0,3
Давление масла, кг/см ² :	минимальное	2,5
	нормальное	3,0-4,0
	максимальное	4,0
Температура масла, °С:	минимально допустимая	30
	нормальная	40-80
	максимальная, не более 5 минут	85

Зависимость оборотов, наддува и расхода топлива двигателя.

Обороты, об/мин	1900	2000	2100	2200	2300	2400	2500
Наддув Р _н , мм рт.ст.	563	589	608	636	666	692	736
Расход, л/час	17	20	22	24	26	29	34

2.3. Весовые и центровочные данные.

Максимальная взлетная масса, кгс	815
Нормальная взлетная масса, кгс	770
Масса пустого, кгс	545
Масло, кгс	5
Топливо, кгс	70
Экипаж, кгс	150
Полезная нагрузка, кгс	45
Предельно передняя центровка, % САХ	19
Предельно задняя центровка, % САХ	26
Диапазон допустимых центровок, % САХ	19 - 26

2.4. Ограничения условий эксплуатации.

Самолет Дельфин-2 относится к категории ЕЭВС, может использоваться с наземных аэродромов с подготовленной ГВПИ или ИВПИ и предназначен для выполнения учебно-тренировочных, туристических, демонстрационных и других неакробатических полетов в светлое время суток по правилам визуального полета.

При выполнении полетов разрешены любые маневры, необходимые для осуществления нормального полета, при которых угол крена не превышает 60 градусов.

Метеорологический минимум для взлета и посадки:

высота нижней границы облаков, м	150
видимость, м	3000
Максимальная допустимая высота полета, м	3600
Высота аэродрома над уровнем моря.....	1500 м
Температура наружного воздуха на аэродроме, °С	+35 -30
Влажность при температуре +35 °С	80
Максимально допустимые значения встречной составляющей скорости ветра при взлете и посадке.....	12 м/с
Максимально допустимые значения боковой составляющей скорости ветра при взлете и посадке.....	9 м/с
Максимально допустимые значения попутной составляющей скорости ветра при взлете и посадке.....	2 м/с
Плотность грунта.....	6 кг/см

ВНИМАНИЕ! ПОЛЕТ В ЗОНЕ ГРОЗОВОЙ АКТИВНОСТИ И ОБЛЕДЕНЕНИЯ, А ТАКЖЕ В БЛИЗИ МОЩНО-КУЧЕВЫХ И КУЧЕВО-ДОЖДЕВЫХ ОБЛАКОВ -ЗАПЕЩЕН!

2.5. Эксплуатационные ограничения.

Максимально допустимая скорость полёта по прибору:

- с закрылками, выпущенными на 20° 160 км/ч
- с закрылками, выпущенными на 45° 140 км/ч

Максимальная скорость пилотирования по прибору: 230 км/ч

Минимально допустимая скорость полёта по прибору с убранными закрылками 120 км/ч

ВНИМАНИЕ! Скорость сваливания в Г.П. по прибору: 100 км/ч

Допустимые маневренные перегрузки в полете:

- максимально допустимая эксплуатационная перегрузка +6,0
- минимальная перегрузка по работоспособности двигателя (кратковременно) -1,5
- диапазон эксплуатационных перегрузок: -1,5...+6,0

Ограничения по маневрированию

- допускается выполнение виражей с креном не более 60°

ВНИМАНИЕ! *Выполнение, выполнение акробатических полетов на самолете "Дельфин-2" – запрещается!*

2.6. Минимальный состав экипажа, максимальное количество людей на борту.

Разрешается выполнение полета при минимальном составе экипажа самолета Дельфин-2 состоящего из одного пилота.

При выполнении полетов на борту самолета не может находиться более 2 человек. Количество привязных ремней соответствует нахождению на борту самолета не более 2 человек.

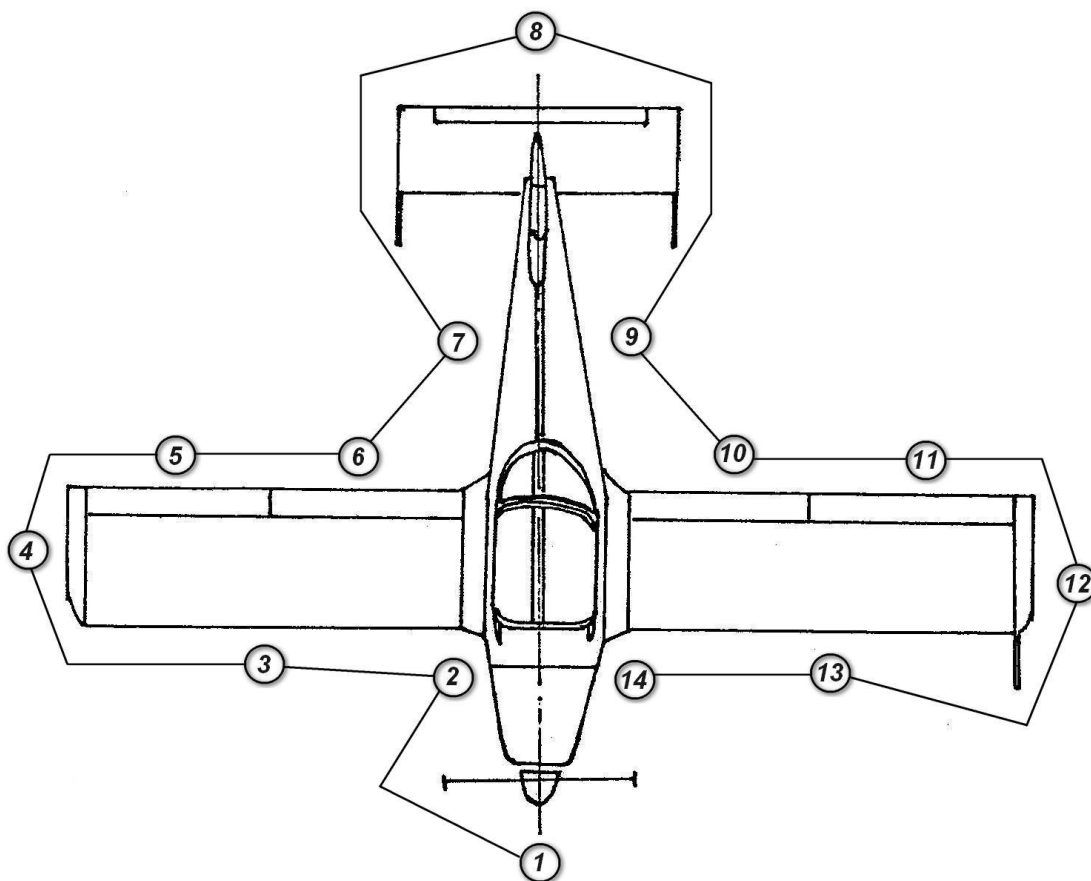
РАЗДЕЛ 3 ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ

3.1. Внешний осмотр самолета.

Получив доклад от техника самолёта о проделанных на самолёте работах, заправке топливом и маслом, проведении предполётной подготовки и о готовности самолёта к полёту, приступить к осмотру самолёта.

Необходимо убедиться в том, что:

- самолёт - **отшвартован**,
- все чехлы, струбцины и заглушки - **сняты**,
- внешних повреждений фюзеляжа, остекления фонаря, крыла, хвостового оперения, капота, антенны, АНО - **нет**,
- все лючки и замки створок капота - **закрыты**,
- следов течи масла и топлива - **нет**,
- колодки под колёса - **установлены**,
- площадка перед винтом - **очищена**,
- противопожарные средства у самолёта - **установлены**.



Маршрут осмотра самолета:

1. – воздушный винт – не поврежден, отсутствие трещин, сколов и вмятин
– лобовая часть капота – отсутствие трещин и вмятин, среза и ослаблений заклепок
2. – правая сторона капота – отсутствие трещин, вмятин, деформаций

Руководство по летной эксплуатации самолета "Дельфин-2"

- передняя стойка шасси – крепление не повреждено, вилка колеса не повреждена, обжатие покрышки колеса – 15-20 мм
- правая сторона фонаря кабины – остекление не имеет повреждений
- правая стойка шасси – рессора не имеет повреждений, тормозной цилиндр закреплен, подтекания тормозной жидкости нет, обжатие покрышки колеса – 15-20 мм
- нижняя поверхность крыла – отсутствие трещин, вмятин, деформаций
- 3. – правый носок крыла – отсутствие трещин, вмятин, деформаций
- правый крыльевой бак – отсутствие подтекания топлива, количество топлива согласно задания, заправочная горловина закрыта
- 4. – правая законцовка крыла – отсутствие трещин, вмятин, деформаций
- правый крыльевой АНО – не поврежден
- 5. – правый элерон – не поврежден, люфты в креплениях отсутствуют, проверить плавность хода
- триммер элерона не имеет повреждений
- 6. – правый закрылок – проверить надежность крепления, люфты в креплениях отсутствуют
- замок крыльевой ленты установлен на упор, лента обтянута
- 7. – правая сторона фюзеляжа – отсутствие трещин, вмятин, деформаций
- антенна – повреждения отсутствуют
- киль и форкиль – отсутствие трещин, вмятин, повреждений и деформаций
- килевой АНО – повреждения отсутствуют
- 8. – стабилизатор – не поврежден, проверить плавность хода, люфты в креплениях отсутствуют
- сервокомпенсатор стабилизатора – не поврежден
- руль направления – повреждения отсутствуют, люфты в креплениях отсутствуют
- триммер руля направления – не поврежден
- 9. – киль и форкиль – отсутствие трещин, вмятин, повреждений и деформаций
- килевой АНО – повреждения отсутствуют
- левая сторона фюзеляжа – отсутствие трещин, вмятин, деформаций
- розетка аэродромного питания – закрыта
- 10. – левый закрылок – проверить надежность крепления, люфты в креплениях отсутствуют
- замок крыльевой ленты установлен на упор, лента обтянута
- 11. – левый элерон – не поврежден, люфты в креплениях отсутствуют, проверить плавность хода
- 12. – левая законцовка крыла – отсутствие трещин, вмятин, деформаций
- левый крыльевой АНО – не поврежден
- ПВД – чехол снят, отверстия не засорены
- 13. – левый носок крыла – отсутствие трещин, вмятин, деформаций
- левый крыльевой бак – отсутствие подтекания топлива, количество топлива согласно задания, заправочная горловина закрыта
- 14. – левая стойка шасси – рессора не имеет повреждений, тормозной цилиндр закреплен, подтекания тормозной жидкости нет, обжатие покрышки колеса – 15-20 мм
- нижняя поверхность крыла – отсутствие трещин, вмятин, деформаций
- левая дверь – петли двери работают нормально, не повреждены, замки дверей исправны, работают нормально

3.2. Осмотр двигателя.

1. Рама двигателя – отсутствие трещин, надежность крепления рамы к узлам крепления. Сочленение подкосов с балками рамы двигателя, исправность узлов амортизации.
2. Маслосистема – гибкие шланги подвода масла от маслобака в двигатель – отсутствие течи масла, повреждения, вмятин, потертостей. Маслобак – отсутствие трещин, особенно в местах сварки, не ослаблены ли его крепления. Редукционный клапан и маслонасос – нет ли оборванных шпилек и повреждений контровки, отсутствие подтекания масла. Проверить количество масла в маслобаке и при необходимости дополнить.
3. Топливная система – трубопроводы, гибкие шланги и трубки впрыска низкого давления, их соединения, отсутствие трещин, потертостей, скручивания, подтекания топлива. Впрыскивающий насос – надежность крепления, отсутствие подтекания топлива и масла из соединений корпуса штуцеров. Крепление рычага коррекции – нет ли ослаблений, исправность пружины рычага коррекции и лимба, контровка соединений.
4. Воздушный коллектор, дефлекторы цилиндров – нет ли трещин, вмятин, повреждений, ослабления винтов.
5. Управление двигателем – состояние и крепление кронштейнов, тяг, промежуточных качалок и рычагов, их соединений с нормальным газом, коррекцией смеси, нагнетателем. Контровка контргаек наконечников тяг. На рычагах и качалках – сферические подшипники и их заделка, отсутствие люфта и ослабления крепления.
6. Коллектора выхлопа – отсутствие трещин, прогара, особенно в местах сварки, крепление коллекторов – нет ли ослабления.
7. Всасывающий трубопровод – отсутствие потертостей, пробоин, вмятин и трещин, особенно у сварных швов, герметичность в соединениях, крепление участков всасывающего трубопровода между собой, к нагнетателю и к головкам цилиндров. Трубки сливных клапанов на всасывающих патрубках – нет ли засорения.
8. Система зажигания. Магнето – нет ли трещин на корпусе и фланце крепления, обрыва шпилек крепления. Стяжной пояс крепления магнето – нет ли обрыва, исправность контровки. Прочность крепления магнето к двигателю. Трубки коллектора проводов зажигания – отсутствие трещин, вмятин и не ослабло ли крепление. Свечи зажигания – нет ли цветов побежалости, надежность соединения свечей и проводов зажигания.
9. Двигатель. Нет ли вмятин, трещин, поломок и перегрева ребер охлаждения гильз и головок цилиндров. Нет ли прорыва газов (следов копоти) по месту соединения головки с гильзой цилиндра. Нет ли трещин, вмятин на коробке кулачкового вала, нет ли подтекания масла из-под пробок регулировки зазоров и по месту сочленения коробки кулачкового вала с головками цилиндров. Корпус, верхняя и передняя крышки картера – нет ли трещин, пробоин, отсутствие течи масла по местам разъемов.
10. Механизм перестановки лопастей воздушного винта – надежность крепления, отсутствие механических повреждений и ослаблений крепления, состояние шарниров и валик механизма перестановки.
11. Нет ли подтекания масла из-под сальника и фланца привода генератора, надежность крепления привода генератора.
12. Нагнетатель, стартер, тахометр и его привод – нет ли течи масла из мест разъемов, надежность крепления, нет ли трещин и пробоин. Рычаг управления нагнетателем – нет ли трещин и механических повреждений.

3.3. Осмотр кабины.

1. Перед посадкой в кабину проверить:

- общее состояние кабины и остекления,
- внешнее состояние пилотажно-навигационных и других приборов,
- в кабине нет посторонних предметов,
- замки открытия дверей кабины исправны,
- переключатель магнето установлен в положение "0".

Расправить привязные ремни, сесть в кабину. При полёте одного лётчика – закрепить привязные ремни второго кресла.

2. После посадки в кабину:

- подогнать и застегнуть привязные ремни,
- проверить лёгкость хода педалей ножного управления,
- проверить лёгкость хода ручного управления,
- проверить усилие на ручке тормозов,
- проверить лёгкость хода РУД, нагнетателя, корректора,
- установить стрелки высотомера на "0" - давление в окошке должно соответствовать давлению на аэродроме,
- включить аккумулятор и проверить его напряжение по вольтметру - не ниже 24 В,
- включить АЗС "ПР" (приборы), стрелки приборов контроля устанавливаются на "0", указатель температуры головок цилиндров показывает фактическую температуру головок цилиндров,
- проверить работу триммера руля высоты и установить его в нейтральное положение - должно загореться зеленое табло ТРИМ (триммер нейтрально),
- проверить работу механизма установки лопастей винта и установить его в положение малого шага - должно загореться зелёное табло ВИШ МИН.

Осмотрев самолёт, лётчик делает запись о приёмке самолёта в журнале подготовки самолёта.

3.4. Подготовка двигателя к запуску.

1. При подготовке к запуску двигателя, необходимо убедиться в том, что:

- колодки под колёса установлены,
- противопожарные средства находятся у самолёта,
- фонарь кабины закрыт,
- на площадке впереди и позади самолёта нет людей и посторонних предметов,
- рычаг управления двигателем установлен в положение, соответствующее 1000 об/мин,
- топливный кран установлен в положение ОТКРЫТО,
- включить выключатели "АККУМ" и "ПР". Заливочным шприцом создать давление в топливной системе 0,3 - 0,5 кг/см².

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ! При подготовке к запуску холодного двигателя необходимо заливать топливо в цилиндры заливочным шприцом 2-3 раза с одновременным проворачиванием коленчатого вала двигателя за винт (на 2-4 оборота). **При этом положение переключателя магнето – "0".**

КАТЕГОРИЧЕСКИ ЗАПРЕЩАЕТСЯ проворачивать винт горячего двигателя вручную!

2. После заливки двигателя:

- подать команду "От винта!",
- получив ответ техника: "Есть от винта!",

- включить АЗС: ГЕН, ВИШ, РС, СПУ, ТРИММ, включение АЗС АГИ, как правило, осуществляется после запуска двигателя,
- поставить педали и ручку в нейтральное положение,
- поставить переключатель магнето в положение "1+2",
- запросить у руководителя полётов разрешение на запуск.

3.5. Запуск двигателя.

Для запуска двигателя необходимо:

- получить разрешение руководителя полётов,
- включить нагнетатель,
- нажать кнопку стартера (кнопка "Запуск").

Запуск допускается производить до 3 раз подряд, с интервалом в 10 сек и с перерывом в 30 сек. Если двигатель не запускается, необходимо ждать охлаждения электростартера.

По достижении устойчивой работы двигателя при 1000 об/мин выключить нагнетатель. Если в течение 5 сек давление масла не достигнет $2,5 \text{ кг/см}^2$, двигатель остановить для выяснения причины.

3.6. Прогрев двигателя.

Предварительный прогрев двигателя осуществлять на оборотах 1000–1200 об/мин в течение 1–2 мин и достижения температуры головок цилиндров не менее 70° , после чего обороты двигателя плавно повысить до 1500 об/мин (при этом должен включиться генератор и погаснуть табло РАЗР БАТ).

По достижении температуры масла $+30^\circ\text{C}$ (давление его должно быть в пределах $3,0\text{--}4 \text{ кг/см}^2$) можно плавно повышать обороты двигателя до получения полного газа. Если в течение прогрева резко повышается температура масла или понижается его давление, двигатель остановить до выяснения причины.

3.7. Опробование двигателя.

Проверить работу магнето и свечей, для чего в положении РУД, соответствующее 2000 об/мин выключить поочередно каждое магнето не более чем на 20-30 сек. Двигатель должен работать устойчиво, без тряски, падение оборотов не должно превышать 50 об/мин.

Переместить рычаг управления газом вперёд до упора. При этом показания приборов должны быть следующие:

- давление масла - $3,0\text{--}4,0 \text{ кг/см}^2$,
- давление топлива - $0,2\text{--}0,3 \text{ кг/см}^2$,
- температура головок цилиндров - $150\text{--}170^\circ\text{C}$,
- обороты - 2400 ± 25 об/мин.

Время работы на этом режиме - не более 20 сек.

Проверить приемистость двигателя - переход от малого до полного газа должен совершаться плавно в течение 2-3 секунд без перебоев.

Проверить работу двигателя на малом газе. Двигатель должен устойчиво работать при 500-600 об/мин.

При этом показания приборов должны быть следующие:

- давление масла $3,0 - 4,0 \text{ кг/см}^2$,
- давление топлива $0,2 - 0,3 \text{ кг/см}^2$.

Проверить работу двигателя с нагнетателем. Включить нагнетатель, рычагом газа установить максимальный режим работы двигателя (не более 10 сек), убедиться, что двигатель развивает 2600 ± 25 об/мин при давлении наддува 875 мм.рт.ст. Убрать газ, выключить нагнетатель.

Проверить работу механизма "ВИШ". При этом в положении шага винта "МАХ" и рычага газа "ПОЛНЫЙ ГАЗ" число оборотов двигателя должно снизиться с 2400 об/мин до 1700±50 об/мин.

Проверить величину и стабильность напряжения генератора. Для этого надо отключить АЗС АККУМ, проверить подзаряд по отклонению стрелки вольтамперметра вправо от нулевого положения.

Проверить величину обратного тока отключения генератора от сети. Для этого, плавно убирая обороты, зафиксировать величину максимального отклонения стрелки вольтамперметра влево от нуля. Обратный ток должен быть не более 5 А.

3.8. Остановка двигателя.

Двигатель охладить в течение 2-3 минут при оборотах 1000-1200 об/мин до температуры головок цилиндров не более 100°C. После охлаждения двигателя увеличить на 5-6 сек его обороты до 1500 об/мин. Убрать газ. Установить переключатель магнето в положение "0".

Если требуется произвести кратковременную остановку, то после того, как двигатель охлажден, установить обороты 1500 на 5-6 сек, убрать газ, выключить зажигание и медленно полностью открыть дроссельную заслонку. После прекращения вращения винта установить дроссель в положение малого газа.

После остановки двигателя выключить все АЗС.

РАЗДЕЛ 4 ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТОВ

4.1. Подготовка к выруливанию и руление.

Получив разрешение на выруливание, осмотреться, уменьшить обороты до минимальных, затормозить колёса, подать команду "Убрать колодки". По сигналу техника "Рулить можно" отпустить тормоза, плавно увеличить обороты, чтобы самолёт сдвинулся с места. С началом руления уменьшить обороты и проверить исправность тормозов. НЕ РЕКОМЕНДУЕТСЯ излишне пользоваться тормозами. Направление руления выдерживать с помощью тормозов, нажимая соответствующую педаль, а затем ручку тормоза короткими импульсами. Ручка управления при этом взята на себя.

Подрулив к ВПП, убедиться, не заходят ли другие самолёты на посадку. Получив по радио разрешение для выруливания на ВПП, вырулить на линию старта.

После остановки на линии старта проверить положение шага винта и триммера (по световой сигнализации), положение топливного крана - "ОТКРЫТО". Проконтролировать выпуск закрылков во взлётное положение 20°. Получив разрешение на взлёт, прожечь свечи (удерживая самолёт на тормозах), проверить показания приборов и начать взлёт.

4.2. Полет по кругу.

4.2.1. Взлет.

Установив самолет по оси ВПП плавно зажать тормоза и убедиться:

- в правильности работы пилотажно-навигационного оборудования (МКвзл.),
- параметры работы двигателя (наддув, давление топлива и масла, обороты двигателя),
- горят табло ВИШ МИН, ТРИМ,
- включить часы, растормозить колеса.

Плавно увеличить обороты и начать разбег. Направление взлёта выдерживать движениями педалей ножного управления, и, при необходимости, с применением тормозов. Учитывать тенденцию самолёта к развороту вправо, что легко предотвращается дачей левой ноги.

При разбеге внимание распределять:

В первой половине разбега:

- сохранение направления движения самолета по оси ВПП,
- на полную дачу газа и проверка работы двигателя на слух,
- определение момента подъема носового колеса ($V=40$ км/ч).

Во второй половине разбега:

- определение степени подъема носового колеса до заданного 5-7°,
- сохранение направления взлета,
- работа двигателя на слух,
- определение момента отрыва.

После отрыва:

- определение интенсивности отхода от земли с целью сохранения постоянства угла взлета (5-7°),
- сохранение направления и отсутствия крена,
- определение момента уборки закрылков $V=120$ км/ч, $H=50$ м (при уборке парировать незначительный кабрирующий момент),
- контроль параметров двигателя ($t_m=40-80^\circ$, $P_m=3,0-4,0$ кг/см², $P_t=0,2-0,3$ кг/см², $t_{гц}=140-170^\circ\text{C}$, обороты не более 2700 об/мин, $P_k=700$ мм.рт.ст.).

После подъема носового колеса от земли (5-10 см) плавным движением ручки от себя соизмеримо с ростом скорости удерживать самолёт с взлетным углом до отрыва.

Отрыв самолета от земли происходит при стандартных условиях, на скорости 90 км/ч. После отрыва перенести взгляд на землю влево на 25-30° и вперед на 25-30 м. Увеличение скорости до 120 км/ч производить с постепенным набором высоты, следить за высотой, направлением, отсутствием крена.

По достижении скорости 120 км/ч плавно перевести самолёт в набор высоты и, продолжать полет на скорости 120 км/ч, НЕ ДОПУСКАЯ заброса оборотов более 2700 об/мин.

Одновременно с началом набора высоты перенести взгляд вперед на горизонт и капот, имея в поле зрения ориентир для сохранения направления взлёта. На высоте 50м и скорости 120 км/ч убрать закрылки. Переключателем изменения шага винта установить обороты 2400±50 об/мин, наддув 700 мм рт. ст. Продолжить набор высоты на скорости 120 км/ч.

4.2.2. Взлет с боковым ветром.

Особенностью взлета с боковым ветром является то, что с самого начала разбега ручку управления нужно отклонить в сторону, откуда дует ветер. Это необходимо для сохранения равномерной нагрузки на основные колеса шасси, а также в целях предупреждения образования крена. Стремление к развороту против ветра необходимо парировать отклонением руля направления. По мере нарастания скорости и возрастания эффективности элеронов ручка управления постепенно возвращается к нейтральному положению, с тем, чтобы не допустить отрыва самолета от земли с одного колеса.

По достижении приборной скорости 80 км/ч плавным движением ручки управления уточнить степень подъема носового колеса, который должен быть на 2-3⁰ менее заданного. Скорость отрыва самолета при взлете с боковым ветром должна быть на 5-10 км/ч больше.

Направление при взлёте с боковым ветром необходимо удерживать точно, не допуская разворачивания самолёта.

4.2.3. Характерные ошибки на взлете.

- Не полностью или резко даётся газ - увеличивается длина разбега, возможны перебои в работе двигателя.
- Преждевременный отрыв от земли с большим углом – возможно грубое повторное касание о ВПП.
- Преждевременный перевод в набор высоты (при скорости, меньшей 120 км/ч) – возможна быстрая потеря скорости.
- ВИШ не в положении "ШАГ МАЛЫЙ" – увеличивается длина разбега.

4.2.4. Набор высоты до первого разворота.

На высоте 50м убрать закрылки, установить скорость 120 км/ч при 2400±50 об/мин, наддув 700 мм рт. ст. проконтролировать показания приборов:

- температура масла 40-80°,
- давление масла 3,0 - 4,0 кг/см²,
- давление топлива 0,2 - 0,3 кг/см².

Осмотреться, в наборе высоты скорость (120 км/ч) контролировать по прибору, режиму работы двигателя и по положению капота относительно горизонта. Крены контролировать визуально относительно горизонта и по АГИ. Направление контролировать по выбранному ориентиру и Мк.

4.2.5. Первый разворот.

Перед первым разворотом на высоте 100м незначительным движением ручки от себя увеличить скорость до 130 км/ч и, осмотревшись, плавно ввести самолёт в разворот на выбранный под углом 90° ориентир с креном 30°.

Внимание распределять:

- на соблюдение режима полета и параметров двигателя ,
- на положение шарика,
- на сохранение крена,
- на положение капота по горизонту,
- вести осмотренность, особенно в сторону разворота.

Вывод из разворота начинать за 10-15° до намеченного ориентира. При выводе из разворота внимание распределять:

- на сохранение правильного положения капота по горизонту,
- на контроль скорости и положение шарика.

Характерные ошибки при выполнении разворотов

- Излишнее отклонение руля направления – увеличение крена больше 30°.
- Уменьшение скорости на развороте.
- Увеличение скорости на развороте.

4.2.6. Полет от первого до второго разворота.

После вывода из разворота установить самолёт в режим набора высоты на скорости 120 км/ч. Доложить руководителю полётов местонахождение. Проверить направление вывода относительно посадочных знаков, осмотреться, определить момент начала второго разворота и контролировать высоту, скорость и $M_k = M_{Kвзл} \pm 90^0$.

4.2.7. Второй разворот.

Перед вторым разворотом осмотреться. Начинать второй разворот нужно в тот момент, когда угол, заключённый между продольной осью самолёта и линией визирования на посадочные знаки, будет равен 135°.

Выполнение второго разворота в режиме набора высоты необходимо производить на скорости 120 км/ч и крене 30°. Вывод из разворота должен быть произведён в направлении, параллельном линии посадочных знаков.

4.2.8. Полет от второго к третьему развороту.

Продолжая полёт с набором высоты, следить за моментом перевода самолёта в горизонтальный полёт. Набрав высоту 300 м, ручкой управления перевести самолёт в горизонтальное положение. Переключателем изменения шага винта и рычагом газа установить режим работы двигателя – наддув 610 мм рт.ст., обороты 2100 об/мин, соответствующий скорости полёта 150 км/ч. Триммером снять усилие с РУС.

На прямой осмотреться и проконтролировать:

- параллельность линии пути относительно посадочных знаков ($M_{кпос} \pm 180^0$),
- высоту полёта,
- скорость полёта,
- показания приборов контроля работы двигателя.

4.2.9. Расчет на посадку. Третий разворот.

При правильном расчёте третий разворот следует начинать в тот момент, когда угол между продольной осью самолёта и линией визирования на посадочные знаки будет равен 135°. Третий разворот выполнять в режиме горизонтального полёта на скорости 150 км/ч, с креном 30°. Линия пути самолёта до четвёртого разворота должна быть перпендикулярна посадочным знакам. Доложить руководителю полётов местонахождение.

4.2.10. Полет от третьего до четвертого разворота.

После выполнения третьего разворота перевести самолёт в режим планирования. Переключателем шага винта установить минимальный шаг винта (облегчить винт), должно загореться зелёное табло ВИШ МИН, РУДом установить обороты, соответствующие скорости самолёта 140 км/ч (2000 об/мин) при вертикальной скорости снижения 1,5-2 м/с. Выпустить закрылки на 20°. Триммером снять усилия с РУС.

Осмотреться, проверить направление полёта. Следить за режимом работы двигателя. Своевременно определить начало четвертого разворота.

4.2.11. Четвёртый разворот.

Перед выполнением четвертого разворота осмотреться. Вводить самолёт в разворот нужно в тот момент, когда угол, заключённый между осью створа ВПП и точкой визирования (МС) самолета равен 20°, а угол между осью ВПП и продольной осью самолета 70°. Крен не более 35°.

Разворот выполнять на скорости 140 км/ч, вывод из разворота должен быть закончен на высоте не ниже 150 м и дальности до начала ВПП – 1300-1400м.

4.2.12. Снижение после четвертого разворота.

После выполнения четвертого разворота установить угол планирования, соответствующий скорости 130 км/ч и выпустить закрылки на 45°. Триммером снять давление на ручку. Осмотреться. После выпуска закрылков на 45° установить скорость планирования 120 км/ч и уточнить расчёт по намеченной точке выравнивания.

Скорость планирования выдерживать в зависимости от скорости ветра:

- при встречном ветре 3-5 м/с 120 км/ч,
- при встречном ветре 6-9 м/с 130 км/ч,
- при встречном ветре 10-12 м/с 140 км/ч.

Доложить руководителю полётов местонахождение и запросить разрешение на посадку.

4.2.13. Исправление расчёта на посадку.

Уточнение расчёта производить изменением наддува двигателя при сохранении приборной скорости не менее 120 км/ч.

Расчёт с недолётом исправляется за счёт увеличения числа оборотов двигателя и уменьшения угла планирования на скорости 120 км/ч. Расчёт с перелётом исправляется путём увеличения угла планирования с одновременным уменьшением оборотов двигателя при сохранении скорости 120 км/ч при этом не допускать увеличения $V_y > 5$ м/с. Если исправить расчёт не удалось, то необходимо уйти на второй круг.

4.2.14. Уход на второй круг.

Уход на второй круг выполняется, как правило, с высоты не ниже 30 м, но в случае крайней необходимости - с любой высоты, вплоть до высоты начала выравнивания. Для ухода на второй круг необходимо, не отрывая взгляда от земли, плавно, но энергично увеличить обороты двигателя до максимальных, перевести самолет в горизонтальный полет на скорости не менее 120 км/ч, после чего перевести самолёт в набор высоты, не допуская потери скорости менее 120 км/ч. На высоте 50 м на скорости 130 км/ч убрать закрылки. Продолжать полёт с набором высоты до первого разворота.

4.2.15. Характерные ошибки при расчете и заходе на посадку.

- позднее начало четвертого разворота (разворот выполняется с большим креном, заход производится не в створе посадочной полосы),

Руководство по летной эксплуатации самолета "Дельфин-2"

- планирование не по оси ВПП - самолёт приобретает инерцию бокового смещения (посадка со сносом),
- неправильное исправление расчёта подтягиванием - вначале уменьшается угол планирования, а затем увеличиваются обороты (быстро уменьшается скорость),
- непостоянство угла планирования и несоответствие режима снижения заданному на предпосадочном планировании - неправильное определение точки снижения самолета на земле (50-100м от торца ВПП, в зависимости от силы ветра).

Ошибки при исправлении расчета на посадку скольжением:

- велик крен или недостаточно отклонен руль направления в сторону, обратную скольжению – самолет разворачивается в сторону крена,
- излишне взята на себя или отдана от себя ручка управления – не сохраняется заданная скорость.

Ошибки при уходе на второй круг:

- отвлечение взгляда от земли при уходе на второй круг с малой высоты приводит к потере контроля за высотой - возможен грубый удар колёс о землю или выход самолета на второй режим,
- сначала уменьшается угол планирования, а затем увеличивается наддув – это приводит к недопустимой потере скорости,
- не дан полностью наддув или не облегчен винт – уменьшается скорость, медленно набирается высота.

4.2.16. Посадка.

Выравнивание.

На высоте 50 м еще раз убедиться в том, что посадочная полоса свободна, проверить по прибору скорость и перенести взгляд на землю с левой стороны капота в точку начала выравнивания. Не отрывая взгляда от земли, сохраняя угол планирования, непрерывно контролировать и выдерживать направление снижения, следить за отсутствием кренов и сносов и за приближением самолета к земле, с тем, чтобы своевременно определить высоту начала выравнивания.

На высоте 5-6м, плавно выбирая ручку управления на себя начать выравнивание с таким темпом, чтобы темп взятия ручки управления был, соизмерим интенсивности приближения самолета к земле. На высоте 0,5-0,7м вывести самолет из угла планирования.

Одновременно с началом выравнивания в зависимости от интенсивности приближения самолета к земле плавно уменьшать наддув с расчетом, чтобы к моменту вывода самолета из угла планирования на высоте 0,5-0,7м рычаг газа был взят полностью на себя. Во время выравнивания внимание необходимо сосредоточить на определении расстояния до земли. По перемещению земли относительно деталей самолета определяются крены и отклонения. Взгляд на выравнивании должен быть направлен на 20-25° влево от продольной оси самолета и на 25-30 м вперед. Во время выравнивания не нужно провожать глазами землю, взгляд должен скользить по земной поверхности. Значительно легче определить высоту, если не всматриваться в какую-либо точку на земле, а просматривать целую полосу на ее поверхности.

В процессе выравнивания внимание должно распределяться следующим образом:

- определение высоты и вертикальной скорости снижения самолета,
- плавное уменьшение наддува,
- определение кренов и сносов,
- контролировать направление полета.

Выдерживание.

После выравнивания проверить высоту и определить, не высоко ли закончено выравнивание. Высота должна быть не более 0,5—0,7 м. С этой высоты необходимо

выдерживать самолет для погашения скорости перед приземлением. Нужно иметь ввиду, что после окончания выравнивания, при полностью убранном наддуве скорость самолета быстро уменьшается, и процесс выдерживания довольно скоротечен.

Во время выдерживания нельзя изменять положение головы, наклонять ее набок или поворачивать, так как это вызывает неправильное представление о положении самолета относительно земли и может привести к непроизвольному созданию крена и к потере контакта с землей. Сидеть необходимо прямо, слегка повернув голову влево. Также необходимо знать, что из-за поперечного V крыла, может, создаться ложное впечатление о появлении правого крена.

Возникающие крены устраняются элеронами и отклонением педали в сторону, противоположную крену. Как только самолет начнет выходить из крена, рули сразу нужно поставить нейтрально.

Приземление.

По мере снижения самолета с высоты 0,5—0,7 м плавным и соразмерным движением ручки управления на себя самолету создается посадочное положение с таким расчетом, чтобы приземление произошло с высоты 0,15—0,25 м, без кренов на два основных колеса. Переднее колесо должно быть при этом приподнято над землей на 15—20 см. Ручку управления в момент посадки задержать (как правило, в полностью взятом на себя положении) и удерживать, пока переднее колесо само не опустится на ВПП.

В случае приземления самолета на три колеса необходимо ручку управления на пробеге плавно подбирать на себя, уменьшая этим нагрузку на переднее колесо, не допуская отделения самолета. В трехточечном положении на пробеге самолёт устойчив и стремления к разворотам не имеет. При этом отделять от земли переднее колесо **запрещается.**

При приземлении с высоты более 0,25 м самолет может энергично опуститься на переднее колесо. Во избежании грубого касания передним колесом о землю ручку управления отдавать от себя недопустимо.

Пробег.

После приземления, когда самолет "опустил" переднее колесо и будет устойчиво бежать при скорости около 50 км/ч, можно использовать тормоза для сохранения направления и сокращения длины пробега.

При торможении следить за тем, чтобы педали находились в нейтральном положении. Торможение производить короткими пульсирующими движениями тормозной гашетки. Направление на пробеге сохранять по ориентирам на оси ВПП.

На пробеге самолет устойчив как на двух, так и на трех колесах. и стремления к развороту не имеет.

При посадке на мягкий и вязкий грунт тормозами следует пользоваться осторожно. Длина пробега на грунте с выпущенными закрылками и с применением тормозов составляет 200-250 м.

4.2.17. Посадка с боковым ветром.

При снижении на посадку с боковым ветром снос устраняется созданием крена против ветра, а от разворота вследствие крена самолет удерживается отклонением руля направления в противоположную сторону. Величина крена должна быть такой, чтобы полностью устранить снос. На выравнивании крен сохранять такой же величины, какой был на планировании.

Во время выдерживания плавно выводить самолет на посадочный угол и одновременно уменьшать крен с таким расчетом, чтобы к моменту приземления он был полностью устранен. Для сохранения направления полета необходимо по мере уменьшения крена одновременно уменьшать отклонение педали. Если в самом конце выдерживания вновь появился снос, нужно непосредственно перед приземлением на два

основных колеса (но не раньше) плавно дать педаль по сносу, чтобы уменьшить боковую нагрузку на шасси.

Скорость приземления при боковом ветре должна быть на 5-10 км/ч больше, чем при стандартных условиях.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:

1. Пользоваться тормозами на скорости более 50 км/ч не рекомендуется.
2. Применять тормоза до опускания переднего колеса ЗАПРЕЩАЕТСЯ.
3. При посадке на полосу со снежным, ледяным покровом или на мокрую ВПП - тормозить ТОЛЬКО импульсами.

4.2.18. Характерные ошибки при посадке, их причины и порядок исправления.

Высокое выравнивание.

Причинами высокого выравнивания могут быть:

1. Неправильное определение расстояние до земли.
2. Неправильное направление взгляда при посадке (слишком близко к крылу или фюзеляжу).
3. Стремление быстрее посадить самолет без учета высоты и скорости (при расчете, с перелетом).
4. Излишняя осторожность (когда нет достаточной уверенности в том, что расстояние до земли определено точно).

Действия: Если выравнивание начато слишком высоко, необходимо задержать движение РУС на себя, дать самолету снизиться, а затем продолжить выравнивание с таким темпом выгибания ручки управления, чтобы закончить его на высоте 0,5-0,7 м. В том случае, когда выравнивание закончено высоко (на высоте более 1 м), необходимо незначительным движением ручки управления от себя снизить самолет до высоты 0,7 м, а затем, добывая РУС на себя, произвести нормальное приземление на два основных колеса. Следует помнить, что самолет после высокого выравнивания, когда полностью убран наддув, приближается к земле с увеличенной вертикальной скоростью, поэтому движение ручкой управления на себя должно быть более энергичным, но не резким.

Взмывание.

Причинами взмывания могут быть:

1. Большая, чем требуется, скорость на снижении (обычно при расчете с перелетом).
2. Не полностью убранный наддув на выдерживании, что приводит к увеличению скорости.
3. Поздний перенос взгляда на землю.
4. Неправильное направление взгляда (слишком близко к передней кромке крыла).
5. Отвлечение взгляда от земли.
6. Позднее начало выравнивания, вследствие чего оно произведено одним энергичным движением ручки управления на себя.

Действия: Если самолет взмыл на высоту не более 1,5 м – РУС задержать, дать самолету снизиться до высоты 0,5-0,7 м и далее соразмерным движением РУС на себя произвести нормальное приземление на два основных колеса. При взмывании в пределах 1,5—2 м необходимо движением ручки управления от себя прекратить дальнейшее удаление самолета от земли и затем, по мере приближения самолета к земле, произвести нормальное приземление. После взмывания самолет приближается к земле с увеличенной вертикальной скоростью, поэтому ручку управления надо выбирать на себя в более быстром темпе с таким расчетом, чтобы успеть придать самолету посадочное положение на высоте 0,15—0,25 м. При этом необходимо следить за сохранением направления, не допускать крена и перетягивания РУ на себя.

Если взмывание своевременно не было прекращено, и самолет взмыл на высоту 2м и более, необходимо, не отрывая взгляда от земли, увеличить обороты двигателя до максимальных и уйти на второй круг.

"Козёл"

Козел – вертикальные колебательные движения самолета, являющиеся причиной грубой посадки с большой вертикальной скоростью и опережением на носовое колесо.

Причина:

1. Взятие ручки на себя в момент касания с землей.
2. Неправильное исправление взмывания, с грубым касанием на носовое колесо.
3. Чрезмерная потеря скорости на выдерживании.

Порядок исправления:

При отходе самолёта после удара колёсами о землю ручкой управления прекратить дальнейшее удаление от земли и действуя педалями не допускать сваливания самолета на крыло затем, добирая ручку управления на себя соразмерно приближению земли, произвести приземление на основные колёса. Для уменьшения амплитуды последующих вертикальных колебаний целесообразно в момент приземления плавно зажимать тормоза.

При выполнении посадки соблюдать следующие правила:

1. Не отвлекать взгляда от земли.
2. Во время взмывания не отдавать ручку управления от себя больше, чем это требуется.
3. При потере скорости удерживать самолёт от сваливания на крыло, действуя ручкой управления и педалями.
4. При снижении ручку добирать соразмерно приближению самолёта к земле, в момент касания задержать ручку.

4.2.19. Действия после посадки.

После пробега убрать закрылки, зарулить на линию стоянки, установить триммер в нейтральное положение, выключить все потребители тока, выключить двигатель, выключить аккумулятор.

4.3. Полет в зону.

4.3.1. Порядок выполнения полета в зону.

Перед полетом в зону пилот должен:

1. Продумать порядок выполнения задания в зоне.
2. Наметить место выхода из круга и входа в круг, порядок входа и выхода из зоны
3. Знать запасные площадки в районе зоны, правила ведения и восстановления ориентировки.
4. Оценить метеорологические условия и продумать действия на случай ухудшения погоды.
5. Пройти контроль готовности к полету, осмотреть самолет.

Порядок выполнения полета в зону.

1. После взлета и набора высоты 50 м убрать закрылки, установить наддув 700 мм.рт.ст. и обороты 2400 ± 50 об/мин. Выдерживая скорость 120 км/ч, осмотреться и проверить показания приборов, контролирующих работу двигателя.

Показания приборов должны быть:

- давление масла $P_m=3,0-4,0$ кг/см²,
- давление бензина $P_t=0,2-0,3$ кг/см²,
- температура масла на входе в двигатель 40-80⁰С
- температура головок цилиндров 150-170⁰С

При превышении указанных температур масла или головок цилиндров необходимо перевести самолет в горизонтальный полет, увеличить скорость полета и снизить режим работы двигателя.

2. Набирать высоту вначале по кругу, затем по маршруту в зону или в зоне. Маршрут в зону и из зоны строить так, чтобы не проходить вблизи границ соседних зон. Выходить из круга следует по касательной с одного из разворотов в направлении зоны. При следовании от круга до зоны вести постоянный контроль своего места относительно аэродрома, просматривать воздушное пространство, вести визуальную и радио осмотрительность, выполняя отвороты вправо и влево на 15—20° с креном 20—25°.

3. В наборе высоты (до 3000 м) выдерживать скорость по прибору 130 км/ч.

4. При низких температурах воздуха (зимой) во избежание замерзания масла в цилиндре втулки винта периодически, не реже чем через 25 мин полета, переводить винт два-три раза с малого шага на большой и обратно. При атмосферных условиях способствующих обледенению, включить обогрев ПВД

5. При подходе к зоне оценить погоду (высоту нижней границы облаков и видимость), осмотреться и проверить не занята ли зона другим самолетом. Убедившись, что зона свободна, занять ее и проконтролировать свое местонахождение по ориентирам. Проверить параметры работы двигателя, сбалансировать самолет на скорости 150-160км/ч в горизонтальном полете и с таким положением триммера выполнять задание в зоне. О занятии зоны, готовности выполнить задание доложить РП. Получив разрешение, приступить к выполнению пилотажа.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:

1. Для предупреждения недопустимой раскрутки двигателя при выполнении фигур пилотажа не превышать скорость 250км/ч.

2. При выполнении пилотажа в случае непреднамеренного уменьшения скорости необходимо отдать РУС от себя за нейтраль, увеличить скорость до 130 км/ч, убрать крен, удерживая шарик в центре, вывести самолет из снижения.

3. При потере скорости и выходе самолета на режим срыва (скорость менее 100 км/ч) – *самолет не имеет предупредительной тряски.*

4.3.2. Пилотирование в зоне.

При выполнении задания в зоне ввод в фигуру производить, как правило, в направлении на аэродром или от аэродрома. При сильном ветре ввод должен производиться против ветра. При правильном выполнении фигур пилотажа и выводе самолета из пикирования перегрузка не превышает 3,0-3,5. Превышение максимально допустимой эксплуатационной перегрузки (6,0ед) запрещается.

После выполнения фигуры или комплекса фигур осмотреться, проверить свое местонахождение в зоне, сориентироваться относительно аэродрома, проверить показания приборов, контролирующую работу двигателя и высоту. При потере высоты набрать ее восходящей спиралью, не выходя из границ зоны. После окончания пилотажа уточнить место и направление выхода из зоны.

Если поблизости от зоны появится другой самолет и будет мешать пилотированию, необходимо прекратить пилотаж и отойти в сторону от него. Не прекращая наблюдения за этим самолетом, доложить руководителю полетов и действовать согласно его указаниям.

4.3.3. Виращ с креном до 45°, общие правила.

Виращ с креном 15-45° выполняется во всем диапазоне высот на скорости полета 150-170 км/ч (в зависимости от величины крена).

Перед вводом в виращ необходимо:

- проверить, свободно ли воздушное пространство и проконтролировать показания приборов,
- наметить ориентир для ввода в виращ и вывода из него или запомнить курс,

Руководство по летной эксплуатации самолета "Дельфин-2"

- установить обороты и наддув, соответствующий приборной скорости 150-170 км/ч,
- сбалансировать самолет триммером,
- плавным, координированным движением РУ и педалей ввести самолет в вираж.

При вводе в вираж следить:

- за сохранением правильного положения капота самолета относительно горизонта,
- за плавным вводом в крен одновременно с началом разворота самолета,
- за сохранением нормальных показаний приборов (скорость, положение шарика указателя скольжения, вариометра),
- за выдерживанием заданного крена в конце ввода.

Величину крена определять по положению крыла и передних частей фонаря самолета относительно горизонта и контролировать это положение по АГИ.

Когда заданный крен и необходимая угловая скорость будут достигнуты, установленные параметры следует сохранять крен - отклоняя РУ, а скольжение – отклонением педалей против вращения, чтобы устранить стремление самолета увеличить угловую скорость. Координацию проверять по положению "шарика".

На вираже внимание уделять:

- сохранению правильного положения капота относительно горизонта,
- сохранению заданной величины крена,
- сохранению установившейся угловой скорости,
- контролю за показаниями приборов (скорость, ру, положение "шарика", высота, показания вариометра и АГИ),
- осмотрительности (воздушное пространство в направлении виража),
- наблюдению за ориентиром вывода.

За 20—25° до намеченного ориентира координированным движением педали и РУ в сторону, обратную вращению самолета, начать вывод из виража.

При выводе из виража особое внимание обращать на:

- сохранение правильного положения капота относительно горизонта (не должно быть подъема носа самолета),
- на одновременность уменьшения крена и угловой скорости самолета,
- на контроль за показаниями приборов режима полета.

Когда самолет прекратит вращение и выйдет из крена, поставить рули нейтрально. При выходе из виража самолет стремится поднять нос, поэтому для сохранения скорости полета РУ необходимо слегка отжимать от себя.

Самолет на виражах устойчив и легко переходит из одного виража в другой. На правом вираже заметна небольшая тенденция к увеличению крена и скорости вращения.

Характерные ошибки на вираже:

1. Несоответствие мощности двигателя величине крена — самолет теряет или набирает высоту.

2. Перетягивание РУ на себя – превышение перегрузки $n_{у.расп} > n_{у.доп}$ – самолет теряет скорость, возможен срыв.

3. Капот самолета не удерживается педалями по горизонту; излишнее давление на педаль в сторону виража вызывает опускание носа самолета, увеличение скорости и потерю высоты; недостаточное давление на педаль в сторону виража приводит к подъему носа самолета, уменьшению скорости и набору высоты.

4. Некоординированные действия рулями управления и рычагом газа при вводе в вираж и выводе из виража приводят к внутреннему или внешнему скольжению, к увеличению или потере скорости.

5. Резкий ввод самолета в вираж и резкий вывод из него приводят к отклонениям по скорости и высоте.

6. Неточный по направлению вывод.

4.3.4. Восьмерка.

Восьмерка – это два виража противоположного направления, осуществляемые быстрым и энергичным переключением рулей из одного виража в другой. Из виража в вираж самолет переводится легко, но при переключении необходимо незначительно отжимать РУ от себя, чтобы сохранить скорость.

По мере уменьшения крена при выводе из первого виража наддув двигателя уменьшается до 500-600 мм.рт.ст, а при вводе во второй вираж снова увеличивается.

Выполнение восьмерки требует повышенного внимания и точной координации движения рулями управления. Распределение внимания на восьмерке такое же, как и на виражах. Восьмерка с креном 60° выполняется на скорости 160км/ч.

4.3.5. Пикирование.

Перед вводом в пикирование нужно осмотреть воздушное пространство в направлении пикирования. Проверить показания приборов и убедиться, что высота соответствует заданной. Ввод в пикирование, как правило, производится с разворота. Пикирование разрешается выполнять с "газом" и без "газа" до приборной скорости в конце вывода не более 250км/ч. При пикировании следить за температурным режимом двигателя, не допуская падения температуры головок цилиндров ниже 70°C . Вывод самолета из пикирования выполнять плавным движением РУ на себя с созданием заданной перегрузки 2,0 – 3,5 ед за 2-3сек, приборная скорость при этом не должна превышать 250км/ч.

Пологое пикирование на самолете выполняется с углами $7-10^{\circ}$ во всем диапазоне высот на скорости ввода 120 км/ч с $n_y > 0$ и скорости вывода не более 250км/ч.

Пикирование с углами $10-20^{\circ}$ – ввод выполняется во всем диапазоне высот на скорости ввода в разворот 120 км/ч с последующим опусканием "носа" самолета при угле визирования на "цель" 20° и увеличением крена до 45° , двигатель на малом газу, винт "затяжелен", скорость вывода не более 250км/ч, а высота и перегрузка должны обеспечить вывод самолета на установленную безопасную высоту.

Пикирование с углами $20-30^{\circ}$ – ввод выполняется в диапазоне высот 1500-600м, на скорости ввода в разворот 120 км/ч с последующим опусканием "носа" самолета при угле визирования на "цель" $20-40^{\circ}$ и увеличении крена до 60° , двигатель на малом газу, винт "затяжелен", скорость вывода не более 250км/ч, а высота и перегрузка должны обеспечить вывод самолета на установленную безопасную высоту. Необходимо знать, что при опускании "носа" и увеличении крена происходит энергичное увеличение скорости и уменьшение высоты, если данный маневр выполнять вяло.

Порядок действий при выполнении пикирования:

- сбалансировать самолет,
- осмотреть пространство в направлении пикирования,
- проверить показания приборов, убедиться, что высота полета заданная,
- установить скорость 120 км/ч,
- плавно ввести самолет в пикирование, не допуская отрицательных перегрузок,
- зафиксировать угол пикирования (не более 30°).

Следить:

- за температурным режимом двигателя (температура головок цилиндров — не менее 70°),
- за высотой и скоростью (не более 250км/ч),
- вывод из пикирования начинать при скорости не более 250 км/ч, плавным движением РУ на себя, скорость законченного вывода не должна быть выше 250 км/ч.

Характерные ошибки при пикировании:

1. При вводе в пикирование с разворота не соблюдается координация движения рулями и перетягивается РУ управления на себя — возможна потеря скорости.

2. Резкий ввод в пикирование с прямой — возникает значительная отрицательная перегрузка, могущая привести к падению давления масла, топлива и к раскрутке винта.

3. Резкое движение рулями управления во время пикирования — не сохраняется постоянный угол пикирования.

4. Не контролируется высота при пикировании — вывод из пикированной производится на высоте ниже заданной.

5. Резкий вывод из пикирования с перетягиванием РУ—возникают большие перегрузки (превышающие эксплуатационную $> +6,0$), появляется тряска вследствие потери скорости, выход самолета на срывной режим.

6. Вялый вывод из пикирования — нарастание скорости и большая потеря высоты.

7. Вывод из пикирования производится с креном, приводит к увеличению потери высоты за вывод.

4.3.6. Горка.

На данном типе самолета "Горка" как фигура простого пилотажа выполняется с углами $20-30^0$. Перед вводом нужно установить обороты двигателя, дать полностью наддув и с небольшим снижением увеличить приборную скорость полета до 250 км/ч, затем плавно, с созданием $n_y=2,0-3$ ед. на 2 сек. установить заданный угол подъема и зафиксировать его. Величина угла определяется по положению передних частей самолета относительно горизонта и по АГИ. Вывод из горки необходимо начинать на приборной скорости 140 км/ч с одновременным вводом в разворот и уменьшением угла при постоянном наддуве двигателя самолет перевести в горизонтальный полет. Взгляд в ходе разворота должен быть направлен в сторону разворота на горизонт. Угол крена определяется по АГИ и по положению передних частей самолета относительно горизонта. Координацию действий рулями и скорости полета контролировать по приборам. Вывод в горизонтальный полет должен быть закончен на скорости не менее 120 км/ч.

Горка. Порядок действий:

- осмотреться, проверить показания приборов,
- дать полностью наддув,
- в режиме снижения увеличить скорость до 250 км/ч,
- вывести в горизонтальный полет, проверить отсутствие крена и скольжения,
- плавным движением РУС на себя установить заданный угол и зафиксировать его,
- величину угла горки контролировать по частям самолета относительно горизонта и по АГИ,
- вывод из горки начинать на приборной скорости 140 км/ч, для чего одновременно уменьшать угол подъема и вводить самолет в разворот,
- перевести самолет в горизонтальный полет на скорости не менее 120 км/ч.

Характерные ошибки при выполнении горки:

1. Резкий перевод самолета в угол набора — большие перегрузки и преждевременная потеря скорости.
2. Не контролируется положение самолета относительно горизонта — мал или велик угол горки.
3. Резкий вывод из горки — создаются отрицательные перегрузки.
4. Запаздывание при выводе из горки — происходит потеря скорости.

4.3.7. Спираль.

Спираль на самолете выполняется на установившихся режимах работы двигателя как восходящая, так и нисходящая во всем диапазоне высот и скоростей полета.

Нисходящая спираль выполняется с кренами $15-30^0$ при установившейся скорости 160-180 км/ч с вертикальной скоростью снижения 4 м/с, обороты двигателя "Малый газ", винт "затяжелен", наклон траектории спирали $10-20^0$.

Восходящая спираль выполняется с креном $15-30^{\circ}$ на скоростях 120-130 км/ч с вертикальной скоростью набора 3-4 м/с, обороты максимальные 2400 об/мин наддув около 700 мм рт.ст., винт "облегчен", наклон траектории спирали около $7-10^{\circ}$.

Спираль. Порядок действий.

- сбалансировать самолет,
- произвести круговую осмотрительность, особое внимание уделять нижней полусфере и внутренней части спирали,
- установить режим планирования на скорости $V=160$ км/ч,
- проверить показания приборов контроля двигателя,
- координировано РУ и педалями ввести самолет в разворот с креном до 30° с последующим опусканием носа и установления $V_y=3$ м/с,
- устранить стремление самолета к увеличению крена, угловой скорости и скорости по траектории небольшими отклонениями рулей в сторону, противоположную развороту и от себя,
- величину крена выдерживать по положению капота и передних частей фонаря кабины относительно горизонта и по АГИ,
- не допускать падения температуры головок цилиндров ниже 70° ,
- следить за координацией на спирали, за скоростью, высотой и величиной крена по приборам и по положению капота относительно горизонта,
- за $25-30^{\circ}$ до намеченного ориентира координированным движением рулей в сторону, обратную вращению самолета, начать вывод из спирали,
- вывод из спирали выполняется в следующей последовательности – вначале убирается крен, а затем выводится самолет из угла планирования,
- когда самолет выйдет из крена и прекратит вращение, поставить рули нейтрально и установить приборную скорость 160 км/ч.

Характерные ошибки при выполнении спирали:

1. Некоординированный ввод в спираль — самолет разворачивается с внешним или внутренним скольжением.
2. После ввода в спираль не поддерживается крен — увеличивается скорость, возможен переход самолета в крутую спираль.
3. Пилот не контролирует температурный режим двигателя — возможно переохлаждение двигателя и его отказ.

4.3.8. Скольжение.

Скольжение в зоне обрабатывается как с выпущенными, так и с убранными закрылками. Скольжение с убранными и выпущенными закрылками производится на скорости 150 км/ч. Перед выполнением скольжения нужно выбрать ориентир для выдерживания направления, установить самолет в режим планирования. На скорости 150 км/ч координировано отвернуть от ориентира на $10-15^{\circ}$ и плавным движением РУ создать крен не более 20° в сторону скольжения, удерживая при этом самолет от разворота отклонением педали в сторону, противоположную крену. При скольжении направление полета сохраняется по ориентиру, скорость проверяется и выдерживается по положению капота относительно горизонта и по указателю скорости, заданный крен — по наклону крыла самолета относительно горизонта. Вывод из скольжения осуществляется одновременным движением РУ в сторону, противоположную крену, и несколько от себя. По мере уменьшения крена, необходимо соразмерным движением отклонить педали в нейтральное положение и установить скорость планирования 150 км/ч. Остаточный снос самолета после скольжения устраняется кратковременным созданием самолету обратного крена. При скольжении не допускать падения температуры головок цилиндров ниже 70°C .

Характерные ошибки при скольжении:

1. При вводе самолета в скольжение преждевременно отклоняется педаль в противоположную сторону — самолет разворачивается в сторону, обратную скольжению.
2. Несоразмерно большой крен на скольжении — самолет разворачивается в сторону крена.
3. Излишнее взятие РУ на себя — самолет теряет скорость.
4. Нарушение последовательности действий рулями управления при вводе или выводе — не выдерживается направление.
5. После вывода из скольжения не создается обратный крен — самолет планирует с остаточным сносом.

4.3.9. Общие правила выхода из зоны.

Общие правила выхода из зоны не отменяют конкретно установленные "Инструкцией по производству полетов" аэродрома полетов, а дают рекомендации пилоту:

- перед выходом из зоны доложить РП об окончании работы в зоне и получить от него разрешение на снижение и подход к аэродрому (высоту и место входа в круг),
- произвести разворот в сторону аэродрома с таким расчетом, чтобы войти в круг с курсом, отличающимся не более чем на 30° от направления полетов находящихся на круге самолетов,
- Установить режим снижения: скорость по прибору 160 км/ч, наддув 580 мм.рт.ст, винт на малом шаге,
- В процессе снижения поддерживать температуры: головок цилиндров не менее 70°C , масла $50-80^\circ$, регулировку указанных параметров в заданных пределах производить изменением режима двигателя и скорости полета.

Перед входом в круг получить на это разрешение РП, произвести круговую и радиоосмотрительность воздушного пространства, визуально и путем анализа радиосвязи бортов с РП. Убедиться, что в районе входа в круг не произойдет опасного сближения с другими самолетами на дистанции <2 км. После входа строить нормальный прямоугольный маршрут (или его оставшуюся до посадки часть) и выполнять заход на посадку обычным порядком.

4.4. Полет по маршруту.

Навигационные полеты на самолете выполняются как по замкнутому маршруту, так и на перелет с одного аэродрома на другой. Максимальная дальность полета составляет около 1000км.

Основным способом маршрутных полетов является счисления пути по курсу, времени и пройденного расстояния с учетом метеорологических условий полета и сличением этих расчетов с местностью и по карте, а так же GPS.

Расчет топлива осуществлять в зависимости от режима полета (H,V) и режима работы двигателя, который определяется по таблице на приборной доске. Наивыгоднейшим режимом полета по маршруту является $H=2.5\text{км}$ и $V_{\text{пр}}=160-180\text{км/ч}$, что соответствует надуву $P_{\text{н}}=580-620$ мм рт.ст.

Обороты, об/мин	1900	2000	2100	2200	2300	2400	2500
Надув $P_{\text{н}}$, мм рт.ст.	563	589	608	636	666	692	736
Расход, л/час	17	20	22	24	26	29	34

РАЗДЕЛ 5 ОСОБЫЕ СЛУЧАИ В ПОЛЕТЕ

Психофизическая суть состояния пилота, попавшего в опасную ситуацию, не в самой аварийной ситуации, а в неготовности к ее ликвидации из-за природных психофизиологических ограничений человеческой психики в целом, требующих от пилота в кратчайшее время (порой за доли секунд) принять единственно правильное решение и действовать на уровне подсознания.

Деятельность пилота не может быть обеспечена только знаниями и навыками, она обеспечивается и психофизической подготовленностью его к действию, и способностью анализировать и контролировать ситуацию - постоянно быть в готовности к действию. Это достигается умением методически грамотно построить сам процесс освоения данного типа самолета в конкретных условиях.

5.1. ДЕЙСТВИЯ ПИЛОТА ПРИ ОТКАЗЕ ДВИГАТЕЛЯ

1. При отказе двигателя на разбеге до отрыва самолета:

Пилот должен немедленно установить обороты двигателя МАЛЫЙ ГАЗ, приступить к энергичному торможению, стараясь удержать самолет на ВПП, выключить магнето.

В случае, если не удастся избежать встречи с препятствиями, необходимо торможением одного из колес шасси развернуть самолет так, чтобы избежать лобового удара.

2. При отказе двигателя в наборе высоты:

- До первого разворота немедленно перевести самолет на планирование, установить переключатель магнето в положение "0", выключить АККУМ, ГЕН, топливный кран установить в положение ЗАКРЫТО, открыть двери кабины и удерживать их в открытом положении, посадку производить прямо перед собой, избегая лобового удара.
- После первого разворота: немедленно перевести самолёт в режим планирования, установить переключатель магнето в положение "0", выключить АККУМ, ГЕН, топливный кран установить в положение ЗАКРЫТО, открыть двери кабины и удерживать их в открытом положении, и произвести посадку на площадку, предусмотренную инструкцией или подобранную с воздуха. Закрылки выпускать только при полной уверенности в правильном расчёте на посадку. Расчёт производить с избытком высоты с последующим уточнением расчёта, скольжением и выпуском закрылков.
- После второго разворота: произвести посадку на свой аэродром или на площадку, предусмотренную инструкцией. Если посадка по прямой явно угрожает жизни экипажа из-за возможности лобового удара о препятствие, пилот должен изменить направление посадки.

5.2. ДЕЙСТВИЯ ПИЛОТА ПРИ ПАДЕНИИ ДАВЛЕНИЯ МАСЛА В ДВИГАТЕЛЕ

1. В случае падения давления масла менее 1 кгс/см^2 – *двигатель М-332 самопроизвольно выключается.*

2. При падении давления масла менее $2,5 \text{ кгс/см}^2$ при полете в районе аэродрома немедленно выполнить посадку на аэродром.

3. При падении давления масла менее $2,5 \text{ кгс/см}^2$ при полете вне района аэродрома произвести посадку на запасной аэродром, быть готовым к останову двигателя. В случае останова двигателя произвести вынужденную посадку на выбранную площадку.

4. В случае отказа указателя давления масла (давление масла менее 1 кгс/см^2 , а двигатель продолжает работать) выполнить посадку на свой или запасной аэродром, быть

готовым к останову двигателя. В случае останова двигателя произвести вынужденную посадку на выбранную площадку.

Примечание. При выполнении вынужденной посадки пилоту руководствоваться указаниями, приведенными в подразделе 5.6 настоящего Руководства.

5.2.1.ДЕЙСТВИЯ ПИЛОТА ПРИ УВЕЛИЧЕНИИ ТЕМПЕРАТУРЫ МАСЛА ВЫШЕ ДОПУСТИМОЙ.

1. При увеличении температуры масла необходимо перевести самолет в горизонтальный полет, уменьшить режим работы двигателя.

2. Если температура масла продолжает увеличиваться, а давление масла уменьшается, пилоту необходимо руководствоваться указаниями, приведенными в подразделе 5.2.

В случае повышения температуры масла более 85°С и падении давления масла прекратить выполнение задания, доложить руководителю полетов и произвести посадку на свой или запасной аэродром.

5.3 ДЕЙСТВИЯ ПИЛОТА ПРИ ПАДЕНИИ ДАВЛЕНИЯ ТОПЛИВА И НЕРАВНОМЕРНОМ РАСХОДЕ ТОПЛИВА ИЗ БАКОВ

Признаками падения давления топлива могут быть:

- перебои в работе двигателя, сопровождаемые падением числа оборотов,
- падение давления бензина по прибору менее 0,1атм.

При падении давления топлива пилот должен:

1. Докладить руководителю полетов.

2. Повернуть рукоятку заливочного шприца влево в положение В СИСТЕМУ, и начать подкачивать бензин в бензосистему, контролируя давление по манометру (0,2 – 0,3кг/см², но не более 0,5 кг/см²).

3. Прекратить выполнение задания и произвести посадку на свой или ближайший запасный аэродром (площадку).

4. При возникновении разницы показаний топлива в баках необходимо проверить положение переключателя топливных баков, установить его в положение "ОБА" или в сторону бака с наибольшими показаниями, контролировать давление топлива по прибору.

5. При падении давления бензина и появлении в кабине его запаха, что свидетельствует о нарушении герметичности бензопровода, необходимо **НЕМЕДЛЕННО** произвести посадку.

Примечание. Действия экипажа, направленные на восстановление работы двигателя, должны быть прекращены до высоты не менее 50м. В случае невозможности восстановления работы двигателя экипажу произвести вынужденную посадку, как указано в подразделе 5.6.

5.4 ДЕЙСТВИЯ ПИЛОТА ПРИ ПОЯВЛЕНИИ ТРЯСКИ ДВИГАТЕЛЯ

При появлении тряски двигателя пилот должен:

- во всех случаях (за исключением падения давления масла) убрать рычаг управления двигателем полностью на себя и, переведя самолет на планирование, установить необходимую скорость полета,
- если после этого тряска прекратится, плавно переместить рычаг управления двигателем вперед и установить необходимый для горизонтального полета режим работы двигателя,
- если после изменения режима работы тряска двигателя не прекратится, то необходимо рычагом управления двигателем увеличить наддув до величины, обеспечивающей скорость горизонтального полета 140 км/ч, прожечь свечи увеличением оборотов до 2400об/мин,

- если тряска и после этого не прекратится, то рычагом управления двигателем и рычагом управления шагом винта подобрать обороты, при которых она будет минимальной, и на этом режиме произвести посадку на своем или запасном аэродроме, предварительно доложив по радио руководителю полетов.

5.5. ДЕЙСТВИЯ ПИЛОТА ПРИ ВОЗНИКНОВЕНИИ ПОЖАРА В ВОЗДУХЕ.

При пожаре, возникшем на самолете в полете, пилот обязан:

- установить переключатель магнето в положение "0", топливный кран установить в положение ЗАКРЫТ,
- при возможности доложить руководителю полетов по радио о случившемся, указать местонахождение самолета,
- выключить АЗС АККУМ, ГЕН,
- перевести самолет на планирование и применить, если необходимо, скольжение для срыва пламени,
- при невозможности посадки на аэродром выбрать площадку и произвести посадку вне аэродрома (см. подраздел 5.6).

В случаях, когда источником загорания (дыма) являются неисправности бортовой электрической сети или потребителей электроэнергии, в первую очередь необходимо выключить неисправное оборудование и соответствующие автоматы защиты сети.

Если дымление не прекратилось, при полете днем в условиях хорошей видимости необходимо выключить генератор и аккумуляторную батарею.

Если в результате этих операций поступление дыма в кабину не прекратилось, необходимо действовать, как указано выше при возникновении пожара.

5.6. ДЕЙСТВИЯ ПИЛОТА ПРИ ВЫНУЖДЕННОЙ ПОСАДКЕ.

1. После принятия решения о вынужденной посадке пилот обязан сообщить об этом по радио руководителю полетов.

2. При вынужденной посадке на аэродром с неработающим двигателем планировать при заходе на посадку на приборной скорости 140 км/ч. Закрылки выпускать только при полной уверенности в правильном расчете на посадку, а при посадке на неизвестную (неподготовленную) площадку – решением командира экипажа в зависимости от конкретных условий. При посадке на водную поверхность **закрылки не выпускать.**

3. При вынужденной посадке вне аэродрома на неизвестную площадку необходимо:

- установить приборную скорость планирования 140 км/ч,
- установить переключатель магнето в положение "0", топливный кран установить в положение ЗАКРЫТО,
- выключить АЗС АККУМ, ГЕН (при плохой или ухудшенной видимости днем аккумуляторную батарею не выключать),
- наметить площадку для посадки,
- при полной уверенности в расчете на выбранную площадку выпустить закрылки,
- открыть двери кабины и удерживать их в открытом состоянии до посадки,
- расчет на посадку производить с небольшим избытком высоты для уточнения расчета скольжением,
- после посадки покинуть кабину.

Посадку на пашню лучше производить вдоль борозд, а если ветер более 10 м/с, то против ветра. При посадке на посевах пилот должен принимать верхушки растений за поверхность земли и производить нормальную посадку.

При вынужденной посадке на лес или кустарник пилот должен выбрать участок с наименее высокими деревьями, имеющими наиболее густую крону: посадку производить с нормальным профилем, принимая верхушки деревьев за поверхность земли.

Посадку на пересеченной местности, в горах и оврагах нужно производить на более ровную площадку (на русло мелкой реки), выполняя приземление в направлении подъема земной поверхности.

Вынужденная посадка на воду, как правило, выполняется против ветра. При наличии наката (зыби), если ветер не превышает 8—10 м/с (море покрыто барашками), но пена не срывается с гребней волны, посадка производится вдоль гребня независимо от направления ветра. При более сильном ветре, а также при любой ветровой волне без наката, садиться следует против ветра на восходящий склон волны. Перед посадкой на воду для уменьшения посадочной скорости и увеличения плавучести самолета весь груз и легкоъемное оборудование выбрасывается за борт. **Перед посадкой на воду закрылки не выпускать**, так как при посадке на воду шасси и закрылки создают сильный пикирующий момент и способствуют зарыванию самолета в воду. Приводнение должно выполняться на минимальной скорости с нормальным профилем посадки.

Экипажи, выполняющие полеты над водным пространством, должны иметь индивидуальные спасательные средства. Перед посадкой на воду расстегнуть воротники, снять все ремни и проверить готовность спасательных средств. После посадки на воду командир принимает все меры для сохранения жизни экипажа.

Вынужденная посадка на болото производится в направлении берега, выбираются места, покрытые кустарником или камышом. Посадку производят так же, как и на воду. При вынужденной посадке в пустынной, малонаселенной, таежной местности командир должен принять меры к сохранению жизни экипажа, действуя в каждом случае в соответствии с конкретными условиями.

5.7. ОТКАЗ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ.

При отказе управления элеронами тенденция самолёта к образованию кренов парируется отклонением руля направления в сторону, противоположную крену.

При отказе управления руля направления устранение произвольных разворотов производится созданием крена с помощью элеронов в сторону, противоположную развороту. Необходимо иметь ввиду, что при полёте на больших углах атаки тенденция к образованию кренов и разворотам увеличивается, поэтому скорость полёта лучше выдерживать на 5-10 км/ч выше установленной. Не следует допускать кренов более 5°.

При отказе систем управления рулём высоты можно использовать его триммер. Для увеличения угла атаки тумблер управления триммером нажать **вниз**, а для уменьшения **наоборот**. Эффективность триммера незначительна, поэтому все действия по сохранению нужного угла должны быть своевременными и точными (двойными – отклонил, убрал, опять отклонил).

5.8. ПОСАДКА С УБРАННЫМ ЗАКРЫЛКОМ.

Если в полете закрылок не выпускается или самолет начинает крениться, немедленно поставить управление в положение УБРАНО. Посадку выполнять с убраннным закрылком. Приборная скорость планирования после четвертого разворота должна быть 130 км/ч. Техника выполнения посадки с убраннным закрылком не имеет существенных отличий от посадки с выпущенным. В этом, случае необходимо иметь ввиду, что скорость приземления будут несколько больше, чем при посадке с выпущенным на 5-10 км/ч .

5.9. ДЕЙСТВИЯ ПИЛОТА ПРИ ОТКАЗЕ РАДИОСТАНЦИИ.

1. Во всех случаях внезапного прекращения радиосвязи пилот должен:

- проверить соединение разъема переходного шнура авиагарнитуры или шлемофона,
- проверить, переведен ли регулятор громкости на максимальную слышимость,
- проверить радиосвязь на других каналах связи,
- проверить, не выключились ли автоматы защиты сети РАД и СПУ, выключить подаватель шумов ПШ на пульте управления радиостанцией (появление шумов свидетельствует о работе р/ст).

Убедившись в отказе радиосвязи, пилот обязан:

- принять решение о порядке выхода на аэродром посадки (согласно ИПП),
- усилить осмотрительность и следовать на аэродром посадки,
- радиообмен вести постоянно на установленных местах полета,
- после выхода на аэродром посадки обозначить себя покачиванием с крыла на крыло на высоте, установленной ИПП.

5.10. РАЗРУШЕНИЯ ПНЕВМАТИКА.

1. При разрушении пневматика основного колеса в первой половине разбега – прекратить взлёт, удерживая направление тормозом неразрушенного колеса, предварительно опустив переднее колесо.

2. При разрушении пневматика основного колеса в конце разбега – продолжать взлёт, выдерживая направление только рулём направления.

3. При посадке парировать разворачивающий момент торможением неразрушенного колеса.

5.11. ДЕЙСТВИЯ ПИЛОТА ПРИ ОТКАЗЕ УКАЗАТЕЛЯ СКОРОСТИ

При отказе указателя скорости необходимо:

- прекратить выполнение задания, доложить руководителю полетов и следовать на свой аэродром посадки;
- режим полёта сохранять по показаниям вариометра, авиагоризонта, указателя числа оборотов и наддува двигателя.

Особое внимание обратить на положение капота относительно горизонта при планировании, чтобы не допустить потери скорости.

5.12. ОТКАЗЫ СИСТЕМ ПИТАНИЯ ПРИБОРОВ ПОЛНЫМ И СТАТИЧЕСКИМ ДАВЛЕНИЯМИ И ДЕЙСТВИЯ ПИЛОТА ПРИ ЭТИХ ОТКАЗАХ.

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

Эта неисправность при условии герметичности статической магистрали приборов обнаруживается по следующим признакам:

- стрелка вариометра устанавливается в нулевое положение и не изменяет его при изменении высоты полета;
- высотомер не изменяет своих показаний с изменением высоты полета;
- указатель скорости при наборе высоты будет давать заниженные показания, а при снижении завышенные.

Действия пилота.

При отказах высотомера, указателя скорости и вариометра пилот должен доложить об этом руководителю полетов, прекратить выполнение задания и следовать на аэродром посадки, используя показания авиагоризонта АГК и линии естественного горизонта.

Скорость полета контролируется по режиму работы двигателя (по показаниям мановакуумметра и тахометра).

2. Закупорка, или обледенение приемника полного давления.

Основной причиной закупорки входного отверстия ПВД является обледенение носка приемника, которое происходит при отказе электрообогревательного элемента или при его невключении. При обледенении ПВД может произойти закупоривание его входного отверстия, а отверстия для стока влаги остаются открытыми. В этом случае в камере полного давления приемника устанавливается давление, равное атмосферному, и приемник полного давления становится приемником статического давления.

При закупорке входного отверстия ПВД показания указателя скорости будут уменьшаться до нуля.

3. Закупорка входного отверстия и отверстий для стока влаги ПВД, то это обнаруживается по следующим признакам:

- указатель скорости сохраняет установившиеся показания и не реагирует на изменение скорости в горизонтальном полете;
- при наборе высоты показания указателя скорости будут увеличиваться, а при снижении уменьшаться (работает как высотомер).

Действия пилота.

Проверить включение обогревательного элемента ПВД (АЗС ОБ. ПВД должен быть включен). Если через 2-3 мин. после включения обогрева ПВД показания указателя скорости не восстановились, то пилот должен доложить об этом руководителю полетов, прекратить выполнение задания и следовать на аэродром посадки. Скорость полета контролировать по показаниям вариометра и режиму работы двигателя, используя показания мановакуумметра и тахометра.

5.13. ДЕЙСТВИЯ ПИЛОТА ПРИ ОТКАЗЕ ГЕНЕРАТОРА

Отказ генератора определяется по загоранию сигнальной лампы с красным светофильтром на световом табло ОТКАЗ ГЕН и по показаниям амперметра. Амперметр покажет появление тока разрядки аккумулятора.

В случае отказа генератора пилот должен:

- доложить по радио руководителю полётов,
- выключить генератор,
- выключить все АЗС, за исключением АККУМ и ПРИБ, разрешается кратковременное, по мере надобности, включение радиостанции РАД и СПУ,
- прекратить выполнение задания и произвести посадку на аэродром.

Примечание. Бортовая аккумуляторная батарея обеспечивает питание электропотребителей в течение 25 мин при выключенном генераторе.

5.14. ПРЕКРАЩЕНИЕ ВЗЛЕТА ПО ПРИЧИНАМ, НЕ СВЯЗАННЫХ С ОТКАЗОМ ДВИГАТЕЛЯ.

При возникновении на разбеге до отрыва обстоятельств или неисправностей, которые по оценке пилота могут создать угрозу безопасности продолжения взлета или последующего завершения полета, взлет следует прекратить.

Действия пилота для прекращения взлета не отличаются от предписанных для случая отказа двигателя на разбеге до отрыва (см. разд. 5.1, п. 1).