

**МИНИСТЕРСТВО ОБОРОНЫ СССР
ВОЕННО-ВОЗДУШНЫЕ СИЛЫ**

САМОЛЕТ Л-39

**РУКОВОДСТВО
ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ**

*Введено в действие заместителем главнокомандующего
ВВС по боевой подготовке*

МОСКВА

ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО

1988

САМОЛЕТ Л-39

РУКОВОДСТВО
ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

МОСКВА

ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО

1988

С выходом в свет настоящего Руководства ранее изданная Инструкция летчику самолета Л-39 (Воениздат, 1976), дополнения и изменения к ней, кроме дополнения № 1 (Воениздат, 1981), утрачивают силу и подлежат уничтожению в установленном порядке.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Эксплуатационные ограничения	9
------------------------------------	---

Глава I. Подготовка к полету

Предполетный осмотр самолета	12
Осмотр кабины	14
Проверка оборудования после посадки в кабину	15
Проверка командной радиостанции	19
Проверка радиовысотомера РВ-5	20
Проверка и настройка радиокompаса РКЛ-41	20
Проверка радионавигационной станции РСБН-5С («Искра-К»)	21
Проверка работы САРПП-12	22
Проверка работы СРО-2М	22
Проверка кислородного оборудования	22
Буксировка самолета	23
Подготовка к запуску двигателя	23
Запуск двигателя	24
Прогрев и опробование двигателя	26
Подготовка к вырубиванию и вырубивание	30

Глава II. Полеты днем

Полет по кругу	32
Взлет	32
Набор высоты	33
Первый разворот	34
Второй разворот	35
Полет от второго к третьему развороту	36
Третий разворот	37
Полет от третьего к четвертому развороту	37
Четвертый разворот	37
Снижение после четвертого разворота	38
Посадка	39
Характерные ошибки и отклонения при посадке	40
Останов двигателя	41
Уход на второй круг	41
Взлет «конвейером»	42
Взлет и посадка при боковом ветре	42
Особенности выполнения полетов с грунтовых и заснеженных ВПП	43
Расчет на посадку с задросселированным двигателем	44
Пилотаж	45
Общие положения	45
Набор высоты при полете в зону	47
Виращ с креном до 45°	47
Виращ с креном 60°	49
Восьмерка	50
Боевой разворот	50
Переворот	52

Бочка	53
Петля Нестерова	55
Косая петля	56
Полупетля	57
Горка	58
Поворот на горке	59
Переворот на горке	60
Пикирование	60
Спираль	61
Штопор	62
Поведение самолета на минимальных скоростях полета	63
Поведение самолета при перетягивании ручки управления на пилотаже	63
Нормальный штопор	64
Ввод самолета в штопор	64
Поведение самолета в штопоре	64
Вывод самолета из штопора	64
Ошибки при выполнении штопора	65
Перевернутый штопор	66
Ввод в перевернутый штопор	66
Вывод самолета из перевернутого штопора	67
Вывод самолета из непонятного положения	67
Полет на высоту более 4000 м	67
Горизонтальный полет	69
Полеты на предельно допустимых приборных скоростях и числах М полета	70
Полеты по приборам под шторкой	71
Горизонтальный полет	71
Набор высоты	72
Планирование	73
Развороты и виражи	74
Вывод самолета из сложного положения	75
Пикирование с углом 20°	75
Горка с углом 20°	76
Пилотирование по дублирующим прибора	76

Глава III. Полеты в сложных метеорологических условиях

Подготовка к полету	79
Заход и расчет на посадку с прямой	80
Заход и расчет на посадку по большой коробочке	81
Заход и расчет на посадку двумя разворотами на 180°	82
Исправление отклонений на посадочном курсе	83
Заход и расчет на посадку по радиопеленгатору	84

Глава IV. Самолетовождение

Подготовка к полету по маршруту	85
Полет по маршруту	85
Взлет и выход на исходный пункт маршрута	85
Выход на линию заданного пути	86
Контроль и исправление пути	88
Выход на цель (контрольный ориентир)	90
Выход на КПП и аэродром посадки	90

Использование аппаратуры «Искра-К» для решения задач самолетовождения	91
Управление аппаратурой «Искра-К» из второй кабины	92
Действия летчика при потере ориентировки	93
Расчет дальности и продолжительности полета	93

Глава V. Групповые полеты

Действия ведущего и ведомых перед взлетом	96
Взлет по одному	96
Взлет в паре	97
Пристраивание	97
Прямолинейный полет	98
Перестроение пары	98
Развороты и виражи группой	99
Пикирование в паре	100
Горка в паре	101
Посадка в паре	102

Глава VI. Полеты ночью

Подготовка к ночным полетам	103
Полеты по кругу	103
Полеты в зону	105
Виращ с креном до 45°	105
Пикирование	105
Горка	106
Спираль	106

Глава VII. Действия экипажа в особых случаях в полете

Отказ двигателя на взлете	107
Самовыключение двигателя в полете	107
Запуск двигателя в полете	108
Колебания оборотов двигателя	111
Самопроизвольное изменение или зависание оборотов двигателя	111
Особенности управления двигателем с включенной аварийной системой топливopитания (включенном выключателе АВАР. ТОПЛ.)	111
Помпаж двигателя	112
Полет в условиях обледенения	112
Отказ подкачивающего топливного насоса	113
Падение давления масла на входе в двигатель. Стружка в масле или высокая температура масла (по сигналу от ТСС)	114
Отказ регулятора температуры	114
Засорение топливного фильтра в ТМА	114
Резервный остаток топлива	114
Повышенная вибрация двигателя	115
Пожар в отсеке двигателя	115
Неуборка шасси	116
Невыпуск шасси от основной системы (аварийный выпуск шасси)	116
Невыпуск шасси от аварийной системы	117
Аварийная уборка шасси	117
Невыпуск закрылков от основной гидросистемы	118

Неуборка тормозных щитков	118
Отказ основной системы торможения колес	119
Разгерметизация кабины в полете	119
Отказ системы автоматического регулирования температуры воздуха в кабине	120
Отказ системы автоматического регулирования температуры воздуха на входе в снаряжение (на выходе из насадка индивидуальной вентиляции)	120
Обмерзание фонаря	120
Отказ системы автоматического регулирования давления воздуха в кабине	121
Понижение избыточного давления в кабине	121
Повышение избыточного давления в кабине	121
Разрушение остекления фонаря. Срыв откидной части фонаря	121
Появление дыма или запаха гари в кабине	122
Отказ кислородного оборудования	122
Запотевание смотрового щитка гермошлема	122
Отказ системы противоперегрузочного костюма	123
Отказ основного генератора	123
Отказ основного и запасного генератора	123
Отказ преобразователя ЛУН 2457.8	124
Отказ преобразователя ЛУН 2456-01-8	124
Отказ одного преобразователя ЛУН 2458.8	124
Срабатывание сигнализатора аварийных режимов	125
Отказ авиагоризонта АГД-1	125
Отказ системы ПВД	125
Отказ гиромагнитного компаса ГМК-1АЭ	126
Отказ радиосвязи	126
Отказ радиокompаса РКЛ-41	127
Отказ аппаратуры ближней навигации и посадки РСБН-5С («Искра-К»)	128
Отказ навигационной части РСБН-5С при выполнении маршрутного полета по заданному азимуту	128
Отказ навигационной части РСБН-5С при выполнении полета в режиме «Пробивание облачности»	128
Отказ аппаратуры посадки РСБН-5С	129
Отказ в системе красного света светотехнического оборудования при ночных полетах	129
Отказ системы комбинированного освещения	129
Вынужденная посадка	129
Вынужденное покидание самолета	133
Покидание управляемого самолета катапультированием	133
Действия при приземлении	134
Действия при приводнении	135
Покидание неуправляемого самолета катапультированием	136
Покидание самолета без катапультирования	137
Покидание самолета на земле	137
Автономный сброс откидной части фонаря в полете	138

Глава VIII. Облет самолета

Облет после выполнения 100- и 200-ч регламентных работ	139
Первый полет после замены двигателя	140
Второй полет после замены двигателя (полет после замены агрегатов топливорегулирующей аппаратуры)	141
Облет самолета для оценки его балансировки, устойчивости и управляемости	141

Полет для проверки АГД-1	143
--------------------------------	-----

Глава IX. Боевое применение самолета Л-39

Условия эксплуатации самолета Л-39 в полетах на боевое применение	144
Подготовка к полету	145
Предполетный осмотр и проверка бомбардировочного вооружения	145
Предполетный осмотр и проверка учебного управляемого ракетного вооружения	146
Предполетный осмотр и проверка фотоконтрольного и прицельного оборудования (перед полетом на фотострельбу по воздушным и наземным целям или фотобомбометание)	148
Предполетный осмотр и проверка кассеты сигнальных ракет ЭКСР-46	149
Выполнение полетов на боевое применение	149
Полеты на бомбометание	149
Полеты на стрельбу неуправляемыми ракетами	151
Полеты на имитацию пуска управляемых ракет по воздушной цели	154
Полеты на фотострельбу по воздушной цели	155
Применение сигнальных ракет	158
Действия летчиков в особых случаях полета на боевое приземление	159
Основные сведения о выполнении прицеливания при боевом применении вооружения	160
Стрельба неуправляемыми ракетами	160
Расчет прицельных данных	160
Прицеливание	165
Особенности прицеливания по малоразмерным целям	166
Бомбометание	166
Расчет прицельных данных	166
Прицеливание	168
Имитация пуска управляемых ракет по воздушным целям	168
Фотострельба по воздушным целям	169

Глава X. Краткое описание самолета, двигателя, их систем, оборудования и вооружения

Самолет	170
Геометрические данные	170
Планер самолета	170
Взлетно-посадочное устройство	172
Гидравлическая система	173
Контур шасси	174
Контур закрылков	174
Контур тормозных щитков	174
Контур торможения колес шасси	176
Контур воздушной турбины	176
Аварийный контур	177
Воздушная система	177
Топливная система	178
Средства противопожарной защиты	180
Двигатель АИ-25ТЛ	180
Вспомогательный двигатель «Сапфир-5»	185
Авиационное и радиоэлектронное оборудование	187

Электрооборудование	187
Светотехническое и светосигнальное оборудование	191
Пилотажно-навигационное оборудование	192
Радиоэлектронное оборудование	194
Радионавигационное оборудование	195
Аппаратура ближней навигации и посадки РСБН-5С	195
Автоматический радиокompас РКЛ-41	196
Радиовысотомер малых высот РВ-5	197
Маркерный радиоприемник МРП-56ПС	198
Радиотехническое оборудование	198
Вооружение самолета	198
Расположение органов управления, вооружением в кабинах самолета	199
Бомбардировочное вооружение	200
Неуправляемое ракетное вооружение	201
Управляемое ракетное вооружение	203
Прицельное и фотоконтрольное оборудование	205
Установка кассеты сигнальных ракет ЭКСР-46	206
Герметическая кабина. Система кондиционирования воздуха кабины и снаряжения летчиков	206
Средства аварийного покидания	210
Кислородное оборудование и высотное спецснаряжение	211
Система противоперегрузочного костюма	214
Противообледенительная система	214

Глава XI. Летно-технические характеристики самолета

Летные данные	216
Центровка и весовые данные	217
Взлетно-посадочные характеристики	219
При полетах с бетонированных ВПП	219
Взлет	219
Посадка	220
Прекращенный взлет	221
При полетах с грунтовых ВПП	221
Взлет	221
Посадка	221
Аэродинамические поправки	221
Максимальные скорости горизонтального полета	224
Скороподъемность, практический потолок и время набора	224

«УТВЕРЖДАЮ»
генерал-полковник авиации

Л. Агурин

Двухместный учебно-тренировочный самолет Л-39 (рис. 1) с двухконтурным турбореактивным двигателем АИ-25ТЛ предназначен для первоначального обучения курсантов летных училищ ВВС и учебных организаций ДОСААФ технике пилотирования в простых и сложных метеоусловиях днем и ночью, обучения элементам боевого применения, связанным с перехватом воздушных целей визуально, действиям по наземным целям, а также для тренировки летного состава летных училищ и строевых частей ВВС.



Рис. 1. Общий вид самолета Л-39

Эксплуатационные ограничения

Ограничения	Чем ограничиваются
1. Максимальный взлетный вес: - с бетонированной ВПП – 4700 кгс; - с грунтовой ВПП – 4600 кгс	Прочностью самолета
2. Максимальный посадочный вес – 4500 кгс (в отдельных случаях – 4600 кгс)	Прочностью
3. Максимально допустимая скорость полета по прибору (до высоты 1300 м) – 900 км/ч	Прочностью самолета
4. Максимально допустимое число М полета по прибору (на высотах более 1300 м) – 0,8	Устойчивостью и управляемостью самолета
5. Максимально допустимые перегрузки: - для полетного веса 4200 кгс и менее: положительная – 8; отрицательная – 4; - для полетного веса более 4200 кгс: положительная – 7; отрицательная – 3,5; - для полета с выпущенными закрылками: положительная – 2; отрицательная – не допускается	Прочностью самолета
6. Минимально допустимая скорость полета по прибору – 200 км/ч	Запасом C_y до сваливания
7. Диапазон допустимых центровок: - предельно передняя – 21,0% САХ; - предельно задняя – 26,0% САХ	Устойчивостью и управляемостью самолета
8. Максимально допустимые скорости полета по прибору: - с выпущенным шасси – 340 км/ч;	Прочностью щитков шасси и узлов подвески закрылков

<p>- с выпущенными закрылками (во взлетном и посадочном положении) – 310 км/ч</p> <p>9. Максимально допустимая скорость полета по прибору для применения триммера руля высоты – 700 км/ч</p> <p>10. Максимальное время перевернутого полета – 20 с</p> <p>11. Минимальное время горизонтального полета для повторного выполнения перевернутого полета – 20 с</p> <p>12. Разрешенное количество витков штопора, выполняемого в учебных целях:</p> <ul style="list-style-type: none"> - нормального – до 2; - перевернутого – 1 <p>13. Максимально допустимая боковая составляющая скорости ветра при взлете и посадке – 10 м/с</p> <p>14. Максимальная скорость начала торможения колес – 190 км/ч</p> <p>15. Максимальная скорость руления на поворотах – 10 км/ч</p> <p>16. Максимальное количество последовательных посадок с торможением (с интервалом не менее 7 мин) – 10</p> <p>17. Допустимая прочность грунта при эксплуатации самолета с ГВП – не менее 7 кгс/см². Разрешается выполнение отдельных полетов с прочностью грунта от 6 до 7 кгс/см²</p> <p>18. Толщина снегового покрова на ГВП:</p> <ul style="list-style-type: none"> - свежеснежного – не более 15 см при температуре снега не выше -1°С; - укатанного – не более 20 см при температуре снега не выше -3°С <p>19. Скорости и высоты (над рельефом местности) аварийного покидания самолета:</p> <ul style="list-style-type: none"> - на скоростях 150-500 км/ч на разбеге, пробеге и в горизонтальном полете – на любой высоте, - на скоростях 500-900 км/ч в горизонтальном полете – на высотах от 50 м до практического потолка; - при пикирования самолета с углом до 90° на скоростях до 900 км/ч – с высоты не менее 1500 м <p>20. Максимально допустимая скорость полета по прибору со сброшенным фонарем – 350 км/ч</p> <p>21. Максимальная высота применения взлетного режима работы двигателя – 10000 м</p> <p>22. Максимальная продолжительность непрерывной работы двигателя на взлетном режиме – 20 мин</p> <p>23. Максимально допустимая температура газов за турбиной в полете:</p> <ul style="list-style-type: none"> - до высоты 8000 м – 685°С (при включенной противообледенительной системе – не более 705°С); - на высотах более 8000 м – 715°С; - на малом газе и при запуске на всех высотах – 600°С <p>24. Максимально допустимые обороты ротора КВД – 107,8%</p> <p>25. Максимальная продолжительность работы двигателя на аварийной системе топливопитания – 40 мин</p> <p>26. Минимальные обороты ротора КВД при работе двигателя на аварийной системе топливопитания:</p> <ul style="list-style-type: none"> - на высотах до 2000 м – 56%. - на высотах 2000 м и более – 60% <p>27. Максимальные обороты ротора КВД при работе двигателя на аварийной системе топливопитания:</p> <ul style="list-style-type: none"> - на высотах до 2000 м – 103%; - на высотах от 2000 до 8000 м – не более 99% 	<p>Чрезмерной эффективностью триммера на больших скоростях полета</p> <p>Количеством топлива в топливном аккумуляторе</p> <p>Продолжительностью заполнения топливного аккумулятора</p> <p>Устойчивостью работы двигателя при выполнении перевернутого штопора, а также большими переменными нагрузками на органах управления, ограниченным временем перевернутого полета</p> <p>Боковой устойчивостью и управляемостью самолета</p> <p>Энергоемкостью тормозов</p> <p>Устойчивостью самолета</p> <p>Нагревом тормозов и колес</p> <p>Условием сохранения поверхности ГВП и проходимостью самолета</p> <p>Условием обеспечения безопасности взлета и посадки</p> <p>Временем срабатывания элементов катапультной установки и парашютной системы</p> <p>Воздействием воздушного потока на летчика</p> <p>Теплонапряженностью двигателя</p> <p>Прочностью двигателя</p> <p>Теплонапряженностью двигателя</p> <p>Прочностью двигателя</p> <p>Надежностью работы автоматики</p> <p>Запасом устойчивости работы двигателя</p> <p>Запасом устойчивости работы двигателя</p>
---	--

<p>28. Максимальная высота полета при работе двигателя на аварийной системе топливопитания – 8000 м</p> <p>29. Максимальная высота полета с выключенным подкачивающим насосом – 6000 м</p> <p>30. Максимальная высота полета с включенной системой противообледенения – 8000 м</p> <p>31. Максимальная высота запуска двигателя в полете – 6000 м</p> <p>32. Минимальные обороты авторотации ротора КВД при запуске двигателя в полете без использования вспомогательного двигателя «Сапфир-5» – 15%</p> <p>33. Продолжительность работы двигателя на оборотах ротора КВД 74-77 и 86-89% – минимальная (использовать эти режимы как проходные)</p> <p>34. Максимальная скорость ветра со стороны реактивного сопла при запуске и опробовании двигателя – 10 м/с</p>	<p>Высотностью топливной системы</p> <p>Устойчивостью работы двигателя</p> <p>Теплонапряженностью двигателя</p> <p>Надежностью запуска двигателя</p> <p>Надежностью запуска двигателя</p> <p>Срабатыванием клапанов перепуска воздуха из компрессора</p> <p>Надежностью запуска и устойчивостью работы двигателя</p>
--	--

ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ

1. Перед полетом летчик обязан принять доклад от техника самолета о готовности самолета к полету, о заправке его систем топливом, маслом, воздухом, кислородом и жидкостью АМГ-10, а также о работах, проделанных на самолете после последнего полета.

ПРЕДПОЛЕТНЫЙ ОСМОТР САМОЛЕТА

2. Произвести внешний осмотр самолета по установленному маршруту (рис. 2); начинать с передней части самолета, после чего осмотреть правую, а затем левую сторону.

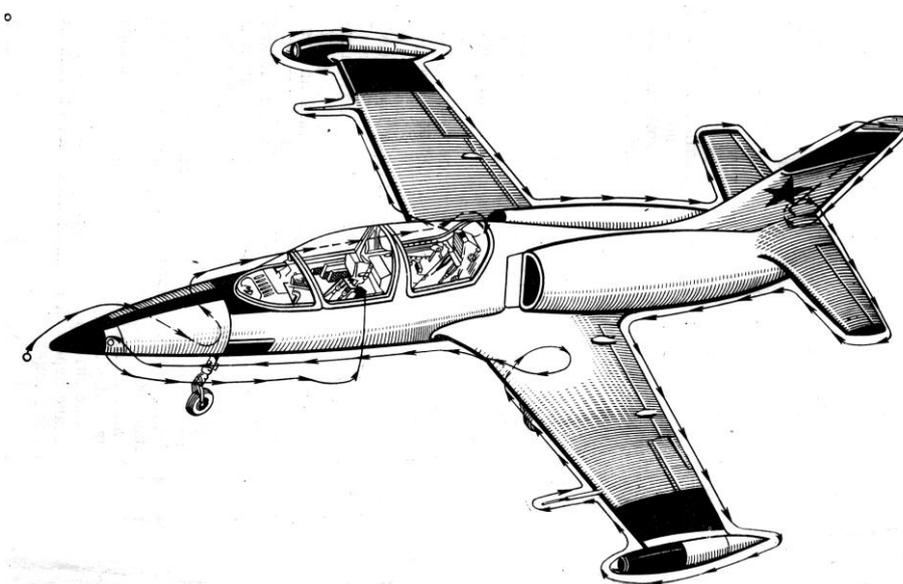


Рис. 2. Маршрут осмотра самолета

3. При осмотре передней части самолета проверить:

- имеются ли противопожарные средства около самолета;
- одинакова ли просадка основных стоек шасси (нет ли крена);
- установлены ли тормозные колодки под колеса самолета;
- состояние носовой части фюзеляжа (нет ли повреждений, закрыт ли лючок заправочных штуцеров воздушной и кислородной систем, исправен ли механический указатель положения передней стойки шасси и закрыты ли левая и правая откидные крышки люка отсека с оборудованием);
- давление воздуха в системе по манометру, расположенному над лючком заправки кислородом и воздухом; давление воздуха должно быть 120-150 кгс/см²;
- состояние антенны III диапазона изделия 020;
- состояние передней стойки шасси (нет ли течи из уплотнений ее штока);
- состояние арматуры внешней сигнализации выпущенного положения шасси;
- степень накачки пневматика переднего колеса (по обжатию – при полной заправке основных и концевых крыльевых топливных баков оно должно быть 18 мм), состояние покрывки и не провернулась ли она относительно реборды колеса (проверяется по рискам на реборде колеса и покрывке);
- закрыт ли лючок СРО-2М;

- состояние и чистоту остекления фонаря.
- 4. При осмотре правой стороны самолета проверить:
 - снят ли чехол с датчика температуры наружного воздуха;
 - закрыт ли лючок подсоединения рукава наземного кондиционера;
 - сняты ли заглушки с правого канала воздухозаборника и с воздухозаборников турбохолодильной установки;
 - состояние правого канала воздухозаборника двигателя (нет ли повреждений обшивки и нет ли в канале воздухозаборника посторонних предметов);
 - состояние радиопрозрачного обтекателя антенны РКЛ-41;
 - состояние тормозных щитков;
 - исправность правой стойки шасси (нет ли течи из уплотнений цилиндров и амортизационной стойки, повреждения гидравлических шлангов, механических повреждений и грязи на деталях амортизационной стойки, состояние щитков и тяг);
 - исправность правого колеса (состояние и отбортовку трубопроводов, тормозной системы); состояние покрышки;
 - состояние электропроводки и крепления датчика растормаживания колес;
 - степень накачки пневматика правого колеса по обжатию (при полной заправке основных и концевых топливных баков оно должно быть 38 мм);
 - состояние арматуры внешней сигнализации выпущенного положения шасси;
 - нет ли течи из трубопроводов и агрегатов гидросистемы;
 - исправность механического указателя положения правой стойки шасси;
 - крепление держателей, бомб, блоков к ним;
 - состояние обшивки правой плоскости (нет ли вмятин, трещин, отворачивания винтов, срезания заклепок и других повреждений);
 - состояние приемника ПВД и снят ли с него чехол;
 - состояние радиопрозрачных обтекателей;
 - состояние рулежно-посадочной фары;
 - состояние концевого бака (нет ли вмятин, трещин и других повреждений);
 - надежность закрытия и контрольку пробки заправочной горловины концевого топливного бака;
 - остекление БАНУ;
 - состояние электростатических разрядников;
 - состояние и крепление элеронов (в нейтральном ли положении находится триммер) и закрылков;
 - надежность закрытия смотровых лючков на нижней поверхности крыла и правой стороне фюзеляжа;
 - количество масла в маслобаке двигателя должно быть 4,5-7,5 л (по масломерному стеклу);
 - наличие сигнальных ракет в ракетницах;
 - закрытие нижних люков капотов осмотра двигателя;
 - состояние остекления хвостового светильника С-39;
 - отсутствие люфтов и легкость хода руля высоты;
 - отсутствие повреждений и чистоту обшивки хвостового оперения;
 - в нейтральном ли положении находятся триммеры руля высоты и направления;
 - состояние антенны РСБН-5С, радиопрозрачного обтекателя антенны УКВ радиостанции и антенны III диапазона СРО-2М;
 - состояние электростатических разрядников на хвостовом оперении.
- 5. Левую сторону самолета осмотреть в объеме, указанном для правой стороны, кроме того, проверить:
 - закрыт ли лючок блока САРПП-12ГМ;
 - снят ли чехол с выхлопной трубы двигателя «Сапфир-5»;

- закрытие лючка и убедиться, нет ли течи жидкости АМГ-10 из-под штуцеров под-соединения наземной гидротележки.

ОСМОТР КАБИНЫ

6. Перед посадкой в кабины проверить:

- установлены ли предохранительные чеки в головках телескопического стреляющего механизма и механизма сброса откидной части фонаря, а также в левой тяге системы управления катапультированием;
- сняты ли предохранительные чеки с порохового ракетного двигателя, ручки аварийного сброса фонаря, пиромеханизма стабилизирующего парашюта, пиромеханизма притяга плечевых ремней и правой тяги системы управления катапультированием кресла;
- включены ли все АЗС на дополнительном электрощитке в передней кабине;
- выключены ли все АЗС и выключатели на основном электрощитке в передней и на электрощитке в задней кабинах;
- нет ли посторонних предметов в кабинах;
- находятся ли в переднем положении и законтрены ли рычаги кранов аварийного управления шасси, закрылков, тормозных щитков и соединения гидравлических систем;
- уложены ли на кресле парашютная система и носимый аварийный запас;
- расправлена и подсоединена ли подвесная система к лентам плечевого притяга и к замкам, расположенным на боковых стенках чашки кресла;
- расправлены и закреплены ли ленты фиксации ног;
- подсоединен ли трос блокировки кресла с фонарем к откидной части фонаря и установлен ли «желудь» троса в гнезде на заголовнике катапультного кресла;
- правильно ли установлена чашка кресла по высоте (проверяется по указателю, расположенному на левой стороне заголовника кресла);
- соответствует ли весу летчика (с учетом веса обмундирования и спецснаряжения) положение сопел реактивного двигателя (проверяется по указателю положения механизма регулировки сопел, расположенного на левой стороне чашки кресла);
- подсоединен ли трос выключения концевого выключателя КВ-9 на правой панели к откидной части фонаря и к рычажку микровыключателя;
- находится ли давление кислорода в пределах $130-150 \text{ кгс/см}^2$ (по манометру парашютного кислородного прибора);
- подсоединен ли боуден механизма включения парашютного кислородного прибора КП-27М к верхней колодке объединенного разъема коммуникаций ОРК-9А, а шланг прибора КП-27М соединен ли со шлангом кислородного прибора КП-52М;
- установлены ли в положение МИН. головка и предохранительный клапан автомата давления АД-6Е при использовании высотного компенсирующего костюма ВКК-3М или противоперегрузочного костюма ППК-1У и в положение МАКС. – при использовании ВКК-6М;
- находится ли выключатель СИГНАЛ РАКЕТЫ в положении ОТКЛ.;
- находятся ли в неуполенном состоянии кнопки управления стрельбой ракет;
- закрыты ли краны вентиляции костюмов; рукоятки кранов ВЕНТИЛЯЦИЯ КОСТЮМА должны находиться в крайнем левом положении;
- нет ли погнутостей и других повреждений телескопических соединений подвода воздуха к шлангам герметизации откидных частей фонаря.

7. При выполнении полета одним летчиком из передней кабины в задней кабине проверить:

- правильно ли закреплены привязные ремни;
- находится ли рычаг управления шасси в положении «НЕЙТРАЛЬНО»;

- включен ли выключатель СЕТЬ;
- на коррекционном механизме КМ-8 проверить установку стрелки магнитного склонения на нулевую отметку шкалы;
- выключены ли переключатели схем введения отказов КРЕН, ТАНГАЖ, ГМК, АРК на среднем пульте;
- включен ли переключатель «УКАЗАТЕЛЬ ТВГ ЗАД./ПЕРЕД.» на переднюю кабину (на самолетах, оборудованных этим переключателем);
- открыты и законтрены ли перекрывные краны статической и динамической систем питания мембранно-анероидных приборов передней кабины;
- находятся ли выключатели СТОП Д-ЛЯ, СТОП ТУРБО, АВАР. ТОПЛ. в положении ВЫКЛЮЧЕНО, закрыты и законтрены ли их предохранительные колпачки;
- открыт ли вентиль КОЛЬЦЕВАНИЕ БАЛЛОНОВ;
- закрыт ли кран ВЕНТИЛЯЦИЯ КОСТЮМА и насадок индивидуальной вентиляции (душирования);
- находится ли рукоятка РАЗГЕРМЕТ. КАБИНЫ в выключенном положении (в верхнем крайнем положении);
- находится ли в нейтральном положении и законтрен ли переключатель КОНДИЦ. (КЛИМАТ) включения отбора воздуха от двигателя на систему кондиционирования;
- закрыта ли откидная часть фонаря задней кабины.

ПРОВЕРКА ОБОРУДОВАНИЯ ПОСЛЕ ПОСАДКИ В КАБИНУ

8. После посадки в кабину самолета летчик должен проверить:

- расконтрены ли все органы управления, легкость хода педалей и ручки управления, правильность отклонения рулей и элеронов, положение триммеров (должны гореть табло сигнализации их нейтрального положения);
- правильность установки чашки катапультного сиденья по высоте (глаза летчика должны быть на уровне риски – линии на левой стороне заголовника);
- находится и запломбирован ли в исходном положении рычаг аварийного сброса фонаря;
- включен и законтрен ли переключатель разблокировки кресла РАЗБЛ. КРЕСЛА, находящийся на правом пульте кабины;
- правильность установки педалей по длине ног, для чего поставить ноги на педали (под ремни) и при необходимости отрегулировать ножное управление по росту.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Карабин фала коробки носимого аварийного запаса НД-39 без предметов комплектации к обмундированию не присоединять.

С помощью техника надеть подвесную систему парашюта.

9. При выполнении полета в ВКК подсоединить шланг натяжного устройства костюма к прибору КП-52М.

Надеть пряжку натяжного устройства гермошлема и тесьму крепления гофрированного шланга кислородной маски (КМ) или гермошлема (ГШ) на пряжку левого ножного обхвата перед соединением ее с замком ТП. Закрыть замок ТП и вставить в него пряжки грудной перемычки и ножных обхватов. Поставить предохранительную планку в положение ЗАКРЫТО и проверить надежность закрытия замка (поверхность должна быть гладкой).

Подсоединить шланг ППК (ВКК) и шланг вентилируемого комбинезона ВК-3М к верхней колодке ОРК-9А, а шланг КМ (ГШ) – к прибору КП-52М, не допуская пережатия и переключения шланга подпора клапана выхода.

Закрепить прибор КП-52М на замке, установленном на левом ножном обхвате подвесной системы парашюта ниже большой полупетли.

10. Соединить электроразъемы обогрева стекла ГШ и радио со жгутом на ОРК-9А, предварительно пропустив этот жгут под подвесную систему парашюта.

Примечание. Перед полетом без ВКК вместо шланга, соединяющего прибор КП-52М с костюмом, установить предохранительный клапан, прилагаемый к комплекту кислородного оборудования.

При выполнении полета в ВМСК-4 (АСЖ-58 или АСП-74) подсоединить карабин фала НАЗа к полукольцу защитного снаряжения (ВМСК, ВК-3М) или полетного обмундирования, а также:

- при наличии радиомаяка «Комар-2М» состыковать электроразъем Ш-6 электрожгута блока питания с фалом НАЗ;
- при полете с использованием спасательного пояса убедиться, что лямки подвесной системы парашюта не закрывают поплавки и пусковые фишки, а поплавки находятся между соединительными лясками и ранцем парашютной системы;
- при полете с использованием жилета типа АСЖ-58 вывести мундштуки трубок поддува его камер наружу из-под лямок плечевых обхватов подвесной системы;
- при полете в ВМСК убедиться, что клапаны сброса воздуха КС-2М открыты;
- подсоединить шланги вентиляции спецснаряжения (ВМСК, ВК-3М) к верхней колодке разъема ОРК-9А;
- убедиться, что рукоятка ВЕНТИЛЯЦИЯ КОСТЮМА повернута против хода часовой стрелки до упора (вентиляция закрыта), если не будет использоваться вентиляция спецснаряжения от наземного кондиционера.

11. Подтянуть концы лямок ножных и наспинно-плечевых обхватов подвесной системы. Оставшиеся свободные концы уложить под резиновые шлевки.

12. Проверить работу механизма стопорения плечевых ремней, для чего:

- рычаг стопорения плечевых ремней, находящийся на левой стороне чашки кресла, переместить в крайнее переднее положение;
- наклонив корпус вперед, проверить степень натяжения ремней и возможность работы с переключателями и оборудованием кабины;
- придерживая рычаг стопорения плечевых ремней в переднем положении, прижаться к спинке кресла;
- отпустить рычаг стопорения плечевых ремней, который под действием пружины должен вернуться в исходное положение, и застопорить плечевые ремни;
- расстопорить ремни и убедиться, что предметы обмундирования и снаряжения не мешают работе в кабине и катапультированию.

13. Соединить разъемную колодку шлемофона с колодкой шнура радиостанции, а затем проверить:

- законтрен ли рычаг управления пожарным краном в положении ОТКРЫТО;
- открыт ли вентиль КИСЛОРОД;
- установлены ли рукоятки регулятора подачи кислорода РПК-52 100% O₂-СМЕСЬ и АВАРИЯ соответственно в положения СМЕСЬ и ВЫКЛ.;
- давление кислорода в системе по манометру индикатора кислорода ИК-52 должно быть в пределах 130-150 кгс/см²;
- установлена ли в положение ВЫКЛ. рукоятка крана ВЕНТИЛЯЦИЯ ШЛЕМА;
- установлена ли в положение, соответствующее температуре воздуха в кабине в полете, ручка реостата обогрева смотрового стекла ГШ, а переключатель обогрева смотрового стекла ГШ РУЧН.-АВТ. – в положение АВТ.;
- легкость хода, надежность стопорения и фиксации рычага управления двигателем (РУД) в различных положениях от малого газа до максимала; после проверки установить его в положение СТОП;
- находится ли флажок крана переключения основной и аварийной систем ПВД в положении РАБОТА, выключены ли лампы-кнопки обогрева ПВД;

- находятся ли выключатели СТОП Д-ЛЯ, СТОП ТУРБО, АВАР. ТОПЛ. в выключенных положениях, закрыты и законтрены ли их предохранительные колпачки;
- находится ли переключатель ХОЛОД. ПРОКР.-ЛОЖ. ЗАПУСК-ЗАПУСК в положении ЗАПУСК (предохранительный колпачок должен быть закрыт);
- законтрен ли предохранительный колпачок кнопки пожаротушения;
- находится и законтрен ли рычаг аварийного торможения АВАРИЙНЫЙ ТОРМОЗ в крайнем переднем положении (на самолетах с 37 серии в среднем положении);
- находятся ли рукоятки кранов управления уборкой и выпуском шасси в передней кабине в крайнем нижнем положении на выпуск, в задней кабине – в среднем положении;
- стоит ли переключатель сигнальных ракет в положении ОТКЛ., и находятся ли в исходном положении кнопки пуска сигнальных ракет;
- находятся ли в выключенном положении переключатели ОРУЖИЕ и АСП ФКП на среднем пульте;
- находится ли переключатель АВАР. СБРОС в среднем положении и законтрен ли его предохранительный колпачок;
- внешнее состояние оборудования и приборов на приборной доске кабины (состояние шкал, остекления, стрелок и положения последних);
- установилась ли стрелка указателя перегрузки на деление +1;
- установлены ли стрелки барометрического высотомера на нуль, при этом показания давления на шкале прибора должны совпадать с фактическим давлением у земли или отличаться от него на величину не более ± 2 мм рт. ст.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. Устранять рассогласования между показаниями давления на приборе и фактическим давлением у земли с помощью отворачивания гайки кремальеры прибора **запрещается**.

2. В случаях, когда расхождение между показанием давления на приборе и фактическим давлением у земли (по данным метеостанции) превышает ± 2 мм рт. ст., полет выполнять **запрещается**.

- правильность показания часов, подготовить их к полету;
- положение выключателя КВАНТ (должен быть в положении ВЫКЛ.);
- показания магнитного компаса (он должен показывать компасный курс самолета);
- крепление прицела АСП-ЗНМУ-39;
- давление в аварийной гидросистеме по манометрам (должно быть не менее 150 кгс/см²); если давления нет, необходимо; после запуска двигателя на оборотах КВД 85% убедиться, что давление в аварийной гидросистеме не менее 150 кгс/см²; если давления в аварийной гидросистеме нет, вылетать **запрещается**;
- контровку кранов аварийного выпуска шасси и закрылков;
- находится ли переключатель КОНДИЦ. (КЛИМАТ) в положении ЗАКР. (ВЫКЛ.), а переключатель АНТИОБЛЕД. – в положении ВЫКЛ. (на самолетах с 37 серии переключатель КОНДИЦ. (КЛИМАТ) отсутствует);
- установлены ли четырехпозиционные переключатели ТЕПЛО-АВТОМАТ автоматического регулятора температуры воздуха в кабине и на входе в снаряжение (на выходе из насадка индивидуальной вентиляции) в положение АВТОМАТ; установить задатчики на поддержание желаемой температуры в кабине и на входе в снаряжение (на выходе из насадка индивидуальной вентиляции);
- находится ли рукоятка КОНДИЦ.-ГЕРМЕТ. В крайнем заднем положении;
- закрыт ли предохранительный колпачок выключателя ВКЛЮЧЕНИЕ РТ-12.

14. Включить на основном электропитке передней кабины выключатель АК-КУМ. (при этом на указателе АГД-1 загорается красная лампа, сигнализирующая об отсутствии питания по 36 В 400 Гц), и АЗС ДВИГАТЕЛЬ (при этом включается топливный подкачивающий насос), на электропитке задней кабины – выключатель СЕТЬ

и проверить напряжение бортовой аккумуляторной батареи (оно должно быть не менее 24 В), выключить АЗС ДВИГАТЕЛЬ.

Проверку электроприборов и агрегатов производить от наземного источника электроэнергии.

15. Подать команду «Включить электропитание» и, получив от техника самолета ответ «Электропитание включено», проверить, горит ли сигнальное табло дымчатого цвета с символом тележки наземного источника.

16. Включить АЗС ДВИГАТЕЛЬ и проверить напряжение сети при подключенном источнике электроэнергии по бортовому вольтамперметру. Напряжение должно быть 27-29 В.

17. Проверить исправность цепи сигнализации пожара, для чего переключатель КОНТР. ССП на среднем пульте в передней кабине установить вверх (положение I) – должно загореться светосигнальное табло. Аналогично проверить сигнализацию установкой переключателя вниз (положение II).

18. Проверить работу измерителя вибрации двигателя, для чего включить АЗР ПРЕОБРАЗ. 115 В (АЗР-70 ПРЕОБРАЗ. I 115 В для самолетов с 37 серии) и нажать на кнопку КОНТРОЛЬ ИВ-300 на левом пульте, при этом стрелка указателя вибрации должна отклониться в положение 75-100 мм/с и на сигнальном табло высветится транспарант ВИБРАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ.

19. Проверить авиагоризонт АГД-1 и гиромагнитный компас ГМК-1АЭ, для чего:

- проверить, что переключатели на пульте управления ПУ-26Э установлены: СЕВ.-ЮЖН. в положение СЕВ., МК-ГПК в положение МК. Широта по потенциометру должна соответствовать широте аэродрома;
- на указателе АГД-1 рукояткой поправки шкалы тангажа установить треугольный индекс на нулевую отметку крена;
- включить АЗС АГД-ГМК, при этом за время не более 15 с красная лампа на указателе АГД-1 должна погаснуть, указатель должен показать нулевые углы крена и тангажа, через 1,5-2 мин – стояночные углы крена и тангажа, через 3 мин указатель НПП должен показать стояночный магнитный курс самолета.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При включенном авиагоризонте и нормальной его работе на земле и в полете пользоваться кнопкой арретирования **запрещается.**

На самолете, оборудованном СДУ, включить АЗС ИСКРА, СДУ и на правом пульте передней кабины – выключатель СДУ. При этом на приборах КПП командные стрелки тангажа перемещаются из крайнего нижнего положения в нейтральное, убираются флажки-сигнализаторы «Т» и «К».

20. Убедиться в исправности световой сигнализации открытого положения откидных частей фонаря и системы кондиционирования воздуха. При открытых откидных частях фонаря и выключенной системе кондиционирования воздуха горят сигнальные табло красного цвета ФОНАРЬ НЕ ЗАКРЫТ, КОНДИЦ. ЗАКРЫТ.

21. Проверить исправность сигнальных ламп всех табло по их загоранию при нажатии кнопки КОНТРОЛЬ в левой части приборной доски и отрегулировать яркость их свечения с помощью потенциометра ЯРКОСТЬ.

22. Проверить трехстрелочный индикатор, электрический указатель поворота прибора ЛУН-1180 и топливомер, для чего после включения АЗС ДВИГАТЕЛЬ убедиться, что:

- стрелки манометров топлива и масла трехстрелочного индикатора устанавливаются на нулевые отметки шкалы, а стрелка указателя температуры масла покажет фактическую температуру;

- через 1 мин при нажатии рукой на левую и правую стороны приборной доски стрелка указателя поворота отклоняется соответственно вправо и влево, при отпущении – устанавливается в исходное положение;
- через 1-2 мин стрелка указателя топливомера покажет количество топлива в фюзеляжных баках.

23. На основном электрораспределительном щитке выключить все выключатели и АЗС.

ПРОВЕРКА КОМАНДНОЙ РАДИОСТАНЦИИ

24. Для проверки работы радиостанции РТЛ-11:

- включить на основном электрощитке выключатель АККУМ. и АЗС РТЛ;
- установить на пульте управления радиостанцией заданный канал связи;
- выключить подавитель шумов; в телефонах должны прослушиваться шумы с выхода приемника радиостанции;
- включить подавитель шумов;
- запросить наземную радиостанцию и убедиться в работоспособности командной радиостанции;
- регулятором громкости установить необходимую громкость.

При ухудшении слышимости наземной радиостанции в полете выключить подавитель шумов (для увеличения чувствительности приемника).

Для проверки работы радиостанции Р-832М:

- включить на основном электрощитке выключатель АККУМ., АЗР ПРЕОБРАЗ. 115 В (на самолетах Л-39 с 19-й серии и выше включить два АЗР ПРЕОБР. I и ПРЕОБР. II 115В). АЗС РТЛ;
- установить выключатели РК и ПОДАВИТЕЛЬ ШУМОВ в положение выключено;
- переключателем УПРАВЛЕНИЕ взять управление Р-832М на себя и установить заданный канал связи;
- убедиться в работоспособности приемника по появлению в телефонах характерных шумов, после чего выключатель ПОДАВИТЕЛЬ ШУМОВ установить в положение ВКЛ., шумы должны прекратиться;
- запросить наземную радиостанцию и убедиться в работоспособности Р-832М;
- по согласованию с наземной радиостанцией при необходимости проверить работу станции на остальных рабочих каналах путем обычного радиообмена;
- регулятором громкости РАД. на пульте управления СПУ-9 установить необходимую громкость.

При ухудшении слышимости наземной радиостанции в полете выключатель ПОДАВИТЕЛЬ ШУМОВ установить в положение ВЫКЛ. (для увеличения чувствительности приемника).

25. Проверить работу основного переговорного устройства СПУ (при установке на самолете радиостанции РТЛ-11), для чего установить связь между передней и задней кабиной при нажатых кнопках СПУ, затем регулятором ГРОМКОСТЬ на пульте РТЛ-11 установить желаемую громкость.

Проверить работу переговорного устройства СПУ-9 (для самолетов с 13-й серии), для чего установить связь между передней и задней кабиной при нажатых кнопках СПУ, затем регулятором СПУ на пульте управления СПУ-9 установить желаемую громкость.

26. Для проверки запасного СПУ необходимо на правом электрощитке в задней кабине включить автомат защиты сети СПУ и установить связь между передней и задней кабиной при нажатых кнопках СПУ, установить желаемую громкость.

Для проверки запасного СПУ (для самолетов с 13-й серии) на пульте управления СПУ-9 включить переключатель РЕЗ. в положение РЕЗ. После проверки переключатель РЕЗ. установить в положение выключено.

Примечание. **Запрещается** одновременное включение в обеих кабинах переключателя РЕЗ. в положение РЕЗ.

ПРОВЕРКА РАДИОВЫСОТОМЕРА РВ-5

27. Для проверки работы радиовысотомера РВ-5:

- включить на основном электрощитке АЗС ПРЕОБРАЗ. I, II и МРП-РВ;
- ручкой установки высоты на указателе радиовысотомера установить индекс ОПАСНАЯ ВЫСОТА против риски шкалы указателя, соответствующей опасной высоте; через 1-2 мин стрелка указателя радиовысотомера отклонится сначала вправо до отказа, а затем установится на ноль шкалы с точностью ± 1 м; при положении стрелки указателя радиовысотомера ниже индекса ОПАСНАЯ ВЫСОТА в телефонах летчиков должен прослушиваться непрерывный звуковой сигнал в течение 4-8 с и должна загораться лампа ОПАСНАЯ ВЫСОТА в левом табло и в ручке задатчика высоты на указателе;
- нажать лампу-кнопку КОНТРОЛЬ на указателе радиовысотомера; при этом стрелка указателя должна установиться на отметке $15 \pm 1,5$ м.

После проверки выключить АЗС МРП-РВ.

ПРОВЕРКА И НАСТРОЙКА РАДИОКОМПАСА РКЛ-41

28. Убедиться, что на основном электрощитке передней кабины включен АЗС ПРЕОБРАЗ. I и II, на дополнительном электрощитке передней кабины – АЗС АРК, и выполнить следующее:

а) на пульте управления радиостанцией переключатель УКВ-АРК установить в положение АРК (РК-ВЫК. – в положение РК);

б) на пульте управления радиоконпасом:

- переключатель Д-Б (дальняя-ближняя) установить в положение Д;
- включить радиоконпас, переведя переключатель рода работ из положения ВЫКЛ. в положение АНТ., при этом должен включаться и подсвет шкал;
- переключатель управления радиоконпасом поставить в положение «на свою кабину»;
- проверить работу переключателя ТЛГ-ТЛФ и установить его в положение ТЛФ;
- установить максимальную громкость, повернув ручку регулятора громкости в крайнее правое положение;
- ручками настройки на декаде Д установить частоту дальней приводной радиостанции, ручкой подстройки добиться максимальной слышимости позывных ДПРМ;
- перевести переключатель ТЛГ-ТЛФ в положение ТЛГ и ручкой точной настройки подстроить радиоконпас на частоту ДПРС по максимальному отклонению стрелки индикатора настройки вправо;
- в зависимости от рода работы наземной радиостанции оставить переключатель ТЛГ-ТЛФ в положении ТЛГ (узкая полоса) или перевести его обратно в положение ТЛФ;
- переключатель рода работ установить в положение КАВТ. (РКА) или КРУЧ. (РКР); стрелка указателя радиоконпаса должна показывать курсовой угол ДПРМ
- устанавливая переключатель Л-П поочередно в положения Л и П, отвести стрелку указателя соответственно влево и вправо на 160° ; при возвращении переключателя в нейтральное положение стрелка указателя должна показывать курсовой угол ДПРМ;

- переключатель Д-Б (дальняя-ближняя) установить в положение Б (ближняя), произвести настройку радиокompаса на ближнюю приводную или другую необходимую радиостанцию ручками настройки декады Б и проверить его работу в порядке, указанном для ДПРМ;
- в) после проверки установить переключатель Д-Б в положение Д и добиться желаемой громкости регулятором громкости;
- г) на пульте управления радиостанцией переключатель УКВ-АРК поставить в положение УКВ (РК-ВЫК. – в положение ВЫК.).

ПРОВЕРКА РАДИОНАВИГАЦИОННОЙ СТАНЦИИ РСБН-5С («Искра-К»)

29. Убедиться в том, что на основном электрощитке передней кабины включен АЗС ПРЕОБРАЗ. I и II, на дополнительном электрощитке передней кабины – АЗС ПТ-500Ц.

30. Включить на основном электрощитке передней кабины АЗС ИСКРА и АГД-ГМК.

Установить:

- на приборе ЗДВ-30 атмосферное давление аэродрома;
- на приборе КМ-8 угол магнитного склонения;
- на пульте управления станцией:

частотно-кодовые комбинации каналов навигации и посадки аэродрома;

переключатель ПОСАДКА-НАВИГ.-ПРОБИВ. ОБЛАЧН. в положение НАВИГ.

Через 3 мин после включения станции на приборах НПП и ППД должны отработаться соответственно значения дальности и азимута относительно наземного радиомаяка, а на пульте управления станцией – загореться лампы КОРР. ДАЛЬНОСТИ и КОРР. АЗИМУТА.

31. Включить на левой панели выключатель ПРОСЛУШИВАНИЕ и прослушать позывные наземного радиомаяка и при необходимости установить требуемую громкость вращением ручки ГРОМК. ПОЗЫВНОГО на пульте управления РСБН-5С.

32. Нажать на правой панели в задней кабине кнопку ИСКРА-СОГЛАС. ЗАДАННОГО АЗИМУТА, при этом на правом табло передней кабины должна загореться лампа СОГЛАС. АЗИМУТА, стрелка заданного курса прибора НПП задней кабины должна отработать и указать значение, которое установлено на задатчике курса НПП в передней кабине.

Нажать на кнопку-ручку УСТАНОВКА 0 АЗИМУТА. Азимутальная стрелка приборов НПП должна отработать контрольное значение азимута $+1^\circ$ и загореться лампа КОРР. АЗИМУТА. При необходимости установить это значение вращением ручки УСТАНОВКА 0 АЗИМУТА.

33. Нажать на пульте управления станцией РСБН-5С ручки НАЧАЛЬН. УСТ. АЗИМУТА и НАЧАЛЬН. УСТ. ДАЛЬНОСТИ вверх или вниз, при этом показания азимута и дальности должны увеличиться или уменьшиться, а лампы КОРРЕКЦИЯ АЗИМУТА и КОРРЕКЦИЯ ДАЛЬНОСТИ – погаснуть. При отпуске этих ручек показания азимута и дальности должны вернуться к исходным значениям, а лампы КОРРЕКЦИЯ АЗИМУТА и КОРРЕКЦИЯ ДАЛЬНОСТИ – вновь загореться.

Нажать на правой панели передней кабины кнопку КОНТРОЛЬ, при этом контрольные значения азимута и дальности должны установиться соответственно на $177 \pm 2^\circ$ и $291,5 \pm 0,3$ км и должны гореть лампы КОРРЕКЦИЯ ДАЛЬНОСТИ и КОРРЕКЦИЯ АЗИМУТА.

Отпустить кнопку КОНТРОЛЬ, при этом показания азимута и дальности должны вернуться к исходным значениям, т.е. значениям азимута и дальности до наземного радиомаяка.

34. Установить в передней кабине на правой панели переключатель ПОСАДКА-НАВИГ.-ПРОБИВ. ОБЛАЧН. в положение ПОСАДКА и убедиться по закрытию бленкеров на НПП, что сигналы наземных маяков принимаются и планки отклонены: глиссадная – вверх, курсовая – в сторону равносигнальной зоны аэродромного маяка; показания дальности до наземного маяка при этом должны измениться.

После проверки аппаратуры установить переключатель ПОСАДКА-НАВИГ.-ПРОБИВ. ОБЛАЧН. в положение НАВИГ.

ПРОВЕРКА РАБОТЫ САРПП-12

35. Проверить работу системы автоматической регистрации параметров САРПП-12ГМ, для чего:

- включить выключатель РЕГИСТРАТОР на левом горизонтальном пульте (для самолетов до 8-й серии – выключатель НАКОПИТЕЛЬ, установленный на приборной доске внизу слева) и по миганию сигнальной лампы, установленной рядом с выключателем, убедиться в протяжке пленки;
- после проверки не позднее чем через 10 с выключить выключатель РЕГИСТРАТОР.

При достижении скорости полета 120 км/ч САРПП-12ГМ включается автоматически.

ПРОВЕРКА РАБОТЫ СРО-2М

36. Для проверки работы СРО-2М выполнить следующее:

- включить на основном электрощитке передней кабины АЗС СРО и сдвоенный выключатель питания на пульте управления СРО-2М;
- установить заданный код;
- убедиться по загоранию сигнальных ламп КОД ВКЛЮЧЕН и КОНТРОЛЬ ПИТАНИЯ (последняя желтого цвета) в готовности СРО-2М к работе; при наличии запросных сигналов должна загораться лампа с надписью ИНДИКАТОР ИЗЛУЧ.;
- выключить СРО-2М.

ПРОВЕРКА КИСЛОРОДНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

37. Для проверки исправности системы обогрева смотрового стекла ГШ в передней кабине необходимо включить электропитание и через 2-3 мин после включения подышать на стекло ГШ и убедиться, что оно не запотевает.

38. Для проверки работы комплекта кислородного оборудования без избыточного давления необходимо:

- надеть маску (закрывать смотровой щиток ГШ);
- подтянуть натяжное устройство ГШ с помощью тесьмы;
- убедиться в том, что рукоятка РПК-52 100% O₂-СМЕСЬ установлена в положение СМЕСЬ;
- сделать два-три глубоких вдоха и выдоха и убедиться в легкости дыхания; при этом сегменты индикатора ИК-52 не должны реагировать на вдох и выдох, так как кислород на дыхание до высоты 2000 м не подается;
- установить рукоятку РПК-52 100% O₂-СМЕСЬ в положение 100% O₂ и сделать два-три глубоких вдоха и выдоха; если дыхание затруднений не вызывает и сегменты индикатора кислорода ИК-52 при вдохе сходятся, а при выдохе расходятся, комплект исправен; после проверки рукоятку 100% O₂-СМЕСЬ установить в положение СМЕСЬ;

- установить рукоятку РПК-52 АВАРИЯ в положение ВКЛ.; при этом должен ощущаться обдув лица постоянным потоком; после проверки рукоятку АВАРИЯ установить в положение ВЫКЛ., обдув лица должен прекратиться;
- в передней кабине установить рукоятку крана ВЕНТИЛЯЦИЯ ШЛЕМА в положение ВКЛ., при этом должен ощущаться обдув лица постоянным потоком; после проверки рукоятку крана ВЕНТИЛЯЦИЯ ШЛЕМА установить в положение ВЫКЛ., обдув лица должен прекратиться,

39. В случае использования в полете в передней кабине ВКК с КМ (ГШ) необходимо проверить работу комплекта под избыточным давлением, для чего:

- установить рукоятки РПК-52 100% O₂-СМЕСЬ и АВАРИЯ в положение 100% O₂ и ВКЛ. соответственно;
- убедиться в течение 15-20 с, что нет нарастания избыточного давления кислорода в КМ (ГШ) по манометру М-2000; если давление растет (КП-52М неисправен), проверку прекратить, выполнять полет при этом **запрещается**;
- открыв лючок КОНТРОЛЬ O₂, нажать на гашетку ручного включения большой подачи кислорода на РПК-52 и удерживать ее нажатой на протяжении всей проверки;
- после прохождения большой подачи кислорода, прикрывая пальцем отверстие на регуляторе прибора КП-52М, создать по манометру М-2000 избыточное давление в КМ до 500 мм вод. ст. (в ГШ – до 1000 мм вод. ст.); если же указанное давление создать невозможно, это свидетельствует о неисправности кислородного оборудования; выполнять полет при этом **запрещается**;
- сделать несколько вдохов и выдохов; если стрелка манометра М-2000 при вдохе отклоняется влево, а при выдохе возвращается в исходное положение и компенсирующий костюм плотно (без болезненных ощущений) облегает тело, комплект исправен. После проверки плавно открыть отверстие на регуляторе прибора КП-52М, отпустить гашетку ручного включения большой подачи кислорода, а рукоятки РПК-52 100% O₂-СМЕСЬ и АВАРИЯ установить в положение СМЕСЬ и ВЫКЛ. соответственно.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. Проверку комплекта под избыточным давлением без компенсирующего костюма во избежание травмирования легких производить **запрещается**.

2. В задней кабине работа комплекта кислородного оборудования под избыточным давлением не проверяется, так как применение в ней ВКК не предусмотрено.

БУКСИРОВКА САМОЛЕТА

40. Буксировку самолета производить с закрытыми фонарями кабин.

Во время буксировки летчик или техник должен сидеть в передней кабине и держать руку на тормозном рычаге (на случай возникновения необходимости торможения колес самолета).

Буксировать самолет по бетонированной рулежной дорожке разрешается со скоростью не более 15 км/ч, по грунту – со скоростью не более 6 км/ч. При буксировке ночью на самолете должны быть включены АНО.

ПОДГОТОВКА К ЗАПУСКУ ДВИГАТЕЛЯ

41. Запускать двигатель можно от аэродромного источника питания или от бортового аккумулятора.

42. Перед запуском необходимо проверить:

- снят ли чехол с датчика РИО-3;

- нет ли впереди и сзади самолета посторонних предметов; самолет должен быть по возможности установлен против ветра и площадка перед воздухозаборниками должна быть очищена;
- стоит ли РУД в положении СТОП;
- стоит ли в положении ЗАПУСК переключатель ХОЛОД ПРОКР.-ЛОЖ. ЗАПУСК-ЗАПУСК (предохранительный колпачок должен быть закрыт);
- стоят ли в положении ВЫКЛЮЧЕНО выключатели управления кранами отбора воздуха от двигателя.

43. Включить на основном электрощитке АЗС АККУМ. Убедиться, что горят табло МИН. ДАВЛЕНИЕ МАСЛА, ГЕНЕРАТОР, ЗАПАСНОЙ ГЕНЕРАТОР и НЕ ЗАПУСКАЙ. В случае же подключения наземного источника питания загорается его сигнальное табло на левой панели.

44. Включить АЗС ДВИГАТЕЛЬ на основном электрощитке. Сигнальное табло НЕ ЗАПУСКАЙ гаснет. Включить АЗС РТ-12. Вольтамперметр должен показывать не менее 24 В_{-10%} (21,6 В). Если напряжение меньше 24 В, запуск двигателя не производить.

45. Включить УКВ радиостанцию и запросить разрешение на запуск двигателя.

После получения разрешения убедиться, что температура масла на входе в двигатель не ниже -40°C, и, включив накопитель САРПП, приступить к запуску двигателя.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Запускать двигатель с открытым фонарем задней кабины **запрещается**.

ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ

46. Подать команду технику «Подключить питание, снять чеки». Получив от техника самолета доклад «Питание подключено, чеки сняты», подать команду «От двигателя». Получив ответ «Есть от двигателя», произвести запуск вспомогательного двигателя «Сапфир-5», для чего:

- посмотреть на световое табло и, если на нем сигнал НЕ ЗАПУСКАЙ не горит, нажать на 1-2 с кнопку ТУРБОСТ.;
- убедившись по звуку о начале запуска вспомогательного двигателя, перевести взгляд на правое световое табло; через 23-24 с после начала запуска должно загореться сигнальное табло ТУРБОСТАРТЕР, после чего можно производить запуск двигателя.

Примечания: 1. В случае невыхода вспомогательного двигателя «Сапфир-5» на режим холостого хода (табло ТУРБОСТАРТЕР не загорается за время более 31 с) откинуть колпачок и переключателем СТОП ТУРБО выключить вспомогательный двигатель «Сапфир-5».

2. Повторный запуск вспомогательного двигателя «Сапфир-5» можно производить после охлаждения его стартера в течение 20 мин.

47. Убедившись в загорании табло ТУРБОСТАРТЕР, произвести запуск двигателя, для чего:

- одновременно нажать кнопку секундомера на 1-2 с и кнопку ДВИГАТ.; через 3-6 с после нажатия кнопки ДВИГАТ. перевести РУД в положение МАЛЫЙ ГАЗ; не снимать руку с РУД до завершения процесса запуска двигателя;
- посмотреть на указатель оборотов двигателя; обороты ротора КВД должны непрерывно нарастать и на 15-й секунде с момента нажатия на кнопку ДВИГАТ. они должны быть не менее 20%, при этом должны начать нарастать и обороты ротора КНД;
- перевести взгляд на указатель температуры и следить за температурой газов за турбиной, которая не должна превышать 550°C; как только в процессе запуска рост температуры газов за турбиной прекратится и температура газов за турбиной начнет

уменьшаться, перевести взгляд на указатель оборотов и после выхода двигателя на установившийся режим малого газа нажать кнопку секундомера.

48. При достижении ротором КВД оборотов 41,5-44,5% за время не более 45 с вспомогательный двигатель «Сапфир-5» автоматически выключается, воздушный стартер отключается, табло ТУРБОСТАРТЕР гаснет и пусковой цикл на этом заканчивается, а двигатель самостоятельно выходит на обороты малого газа (обороты ротора КВД 54,5-57,5%).

Если по истечении 45 с от момента нажатия кнопки ДВИГАТ. обороты ротора КВД по какой-либо причине не достигают 41,5-44,5%, вспомогательный двигатель переходит автоматически на режим малого газа. После неудавшегося запуска через 30 с после полной остановки двигателя можно повторить его запуск в течение всего времени (10 мин) рабочего цикла вспомогательного двигателя.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При возникновении на самолете пожара необходимо:

- закрыть пожарный кран;
- установить РУД в положение СТОП и выключить ВСУ выключателем СТОП ТУРБО;
- выключить в кабине все выключатели и АЗС;
- покинуть кабину самолета и при необходимости применить наземные средства пожаротушения.

49. Повторный запуск двигателя возможен только после выявления и устранения причины неудавшегося запуска.

Примечания: 1. В процессе запуска двигателя возможно кратковременное мигание сигнальной лампы красного цвета на аварийном световом табло ФИЛЬТР ТОПЛИВА.

2. При наличии обледенения сразу же после запуска двигателя установить переключатель АНТИОБЛЕД. в положение ВРУЧН.

50. После выхода двигателя на установившийся режим малого газа проверить:

- обороты ротора КВД, должны быть 54,5-57,5%;
- давление масла, должно быть не менее 2 кгс/см², табло МИН. ДАВЛЕНИЕ МАСЛА не горит;
- температуру газов за турбиной, должна быть не более 600°C;
- положение рычага «СТОП» (по контрольным меткам, нанесенным согласно УГИ ВВС № 34 (8139) от 06.04.90 г.), и надежность фиксации РУДа на упоре МАЛЫЙ ГАЗ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Запуск двигателя прекратить постановкой РУД в положение СТОП с последующим немедленным выключением вспомогательного двигателя выключателем СТОП ТУРБО, если в процессе запуска двигателя наблюдается следующее:

- до 8-й секунды нет роста оборотов ротора КВД;
- до 25-й секунды нет показания температуры газов турбиной;
- температура газов за турбиной стремится превысить 550°C (температура нарастания температуры 10° в секунду и более). В случае заброса температуры газов в процессе запуска двигателя на земле до 700°C и выше (загорание лампы 700°C) двигатель отстраняется от эксплуатации установленным порядком;
- в процессе нарастания оборотов не появляется давление масла на входе в двигатель;
- при давлении масла 2 кгс/см² и более продолжает гореть табло МИН. ДАВЛЕНИЕ МАСЛА;
- прекратился рост оборотов ротора КВД (двигатель «завис»);
- при оборотах ротора КВД 30% нет оборотов ротора КВД;

- двигатель не выходит на режим за 50 с;
- не происходит выключения вспомогательного двигателя «Сапфир-5» при достижении оборотов КВД 44,5% за время менее или равное 45 с;
- несоответствие параметров работы двигателя режиму малого газа.

51. После запуска двигателя включить выключатель ГЕНЕРАТОР и ЗАП. ГЕНЕРАТОР и взмахом руки подать команду технику «Отключить наземный источник электроэнергии», при этом гаснут сигнальные табло ГЕНЕРАТОР, ЗАПАСНОЙ ГЕНЕРАТОР и табло наземного источника. Убедиться по вольтамперметру, что напряжение в бортовой сети 27-29 В. Затем включить АЗС ГМК, ПРЕОБРАЗ. (I и II), РТЛ-РВ, ИСКРА и КВАНТ (на самолетах 12 серии).

АЗС БАКИ включать при заправке концевых топливных баков. Сигнальное табло БАКИ (зеленого цвета) горит только при отсутствии поддавливания в концевых баках (после выработки из них топлива).

Подать команду технику «Закрывать фонарь». Техник, проконтролировав включение необходимых для полета АЗС и выключателей, закрывает фонарь передней кабины.

После закрытия фонаря перевести левой рукой рычаг закрытия замков фонаря в крайнее переднее положение и убедиться в надежности их закрытия по погасанию красного сигнального табло ФОНАРЬ НЕ ЗАКРЫТ; правой рукой загерметизировать кабину движением рычага КОНДИЦ.-ГЕРМЕТ. вперед до отказа (для самолетов с 37 серии до метки ГЕРМЕТ.).

ПРОГРЕВ И ОПРОБОВАНИЕ ДВИГАТЕЛЯ

52. Прогрев двигателя производить на режиме малого газа ($n_{\text{КВД}}=54,5-57,5\%$) в течение 1 мин и на оборотах ротора КВД 85% в течение 1 мин. Температура масла на входе в двигатель в конце прогрева должна быть не ниже -5°C . Если температура масла на входе в двигатель не достигает -5°C в течение 2 мин прогрева, вывести двигатель на режим, соответствующий оборотам ротора КВД 93%, и произвести прогрев двигателя на этом режиме до повышения температуры масла на входе в двигатель до -5°C .

53. При увеличении режима в процессе прогрева двигателя произвести проверку оборотов ротора КВД, при которых закрываются клапаны перепуска воздуха (КПВ) из компрессора. Проверку выполнять визуально по указателю счетчика оборотов в следующем порядке:

- медленно, с темпом нарастания оборотов ротора КВД 1-2% в секунду, переместить РУД в сторону увеличения режима, следя при этом за стрелками указателя оборотов роторов КВД и КНД; в момент закрытия КПВ за V ступенью стрелка указателя оборотов ротора КНД скачком переместится в сторону больших оборотов примерно на 3-4%, а при закрытии КПВ за III ступенью – примерно на 1-2%.

Обороты ротора КВД в момент скачка оборотов ротора КНД и являются оборотами закрытия КПВ и должны соответствовать 74-77% при закрытии КПВ за V ступенью и 86-89% при закрытии КПВ за III ступенью.

54. В процессе прогрева двигателя на оборотах ротора КВД 85% убедиться в нормальной работоспособности АГД-1, ГМК-1АЭ, ЭУП, РТЛ-11 (Р-832М), РВ-5, РКЛ-41, РСБН-5С («Искра-К»), СРО-2М и проверить работу гидравлической системы торможением колес, выпуском и уборкой закрылков и тормозных щитков.

При нейтральном положении педалей нажать тормозной рычаг, при этом манометры тормозов должны показывать от 2 до 33 кгс/см².

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Запрещается нажимать на рычаг основного торможения колес при отсутствии давления в основной гидросистеме.

Для проверки выпуска закрылков во взлетное положение (на 25°) нажать кнопку выпуска закрылков во взлетное положение, при этом должна погаснуть контрольная лампа зеленого цвета на левом пульте.

После выпуска закрылков на 25° должна загореться контрольная лампа зеленого цвета, механические указатели должны выйти в первое положение, а кнопка выпуска должна стать в исходное положение.

Для уборки закрылков необходимо нажать кнопку уборки закрылков, при этом должна погаснуть контрольная лампа зеленого цвета, манометр основной гидросистемы должен показывать падение давления. После уборки закрылков на левом пульте должна загореться сигнальная лампа зеленого цвета, механические указатели должны утопиться внутрь крыла, кнопка уборки должна стать в исходное положение.

Проверка выпуска закрылков в посадочное положение (на 44°) производится нажатием на кнопку выпуска закрылков в посадочное положение. После выпуска закрылков на 44° на левом пульте должна загореться сигнальная лампа зеленого цвета, а механические указатели должны выйти во второе положение.

После проверки системы необходимо убрать закрылки и убедиться в полной их уборке по электрической и механической сигнализациям.

55. При проверке системы уборки и выпуска тормозных щитков сначала поставить нажимной (перекидной) переключатель тормозных щитков на РУД в положение ОТКРЫТИЕ, при выпуске тормозных щитков должна загореться сигнальная лампа зеленого цвета.

По докладу техника необходимо убедиться в выпуске тормозных щитков и убрать их. Для уборки тормозных щитков нажимной (перекидной) переключатель на РУД поставить в положение УБРАНО, при этом в процессе уборки тормозных щитков давление в основной гидросистеме падает и после полной уборки тормозных щитков должна погаснуть сигнальная лампа зеленого цвета.

Для уборки и выпуска тормозных щитков при помощи кнопки на ручке управления самолетом в передней кабине необходимо нажимной (перекидной) переключатель на РУД поставить в положение УБРАНО. При нажатии на кнопку щитки выпустятся и загорится зеленая лампа. После освобождения кнопки щитки возвращаются в положение УБРАНО. Зеленая лампа при полной уборке тормозных щитков гаснет, а манометр основной системы должен показывать падение давления.

56. Включить систему кондиционирования воздуха кабины, для чего вначале переместить рукоятку КОНДИЦ.-ГЕРМЕТ. на правом пульте в переднее крайнее положение, а затем переключатель КОНДИЦ. установить в положение ОТКР. (ВКЛ.). Открыть насадок индивидуальной вентиляции. По погасанию сигнального табло КОНДИЦ. ЗАКРЫТО и по ощущению рукой обдува воздухом, выходящим из коллектора обдува фонаря и из насадка индивидуальной вентиляции, убедиться в подаче воздуха от двигателя. Выключение системы производить в обратной последовательности.

57. Если полет будет выполняться в снаряжении ВМСК-4 или ВК-3М, необходимо:

- повернуть рукоятку крана ВЕНТИЛЯЦИЯ КОСТЮМА на 45° по часовой стрелке и убедиться в поступлении из штуцера ФК-9А воздуха приемлемой температуры;
- подсоединить шланг костюма ВК-3М к разьему ОРК-9А;
- по ощущению установить задатчик температуры на щитке ОБДУВ-КОСТЮМ на желаемую температуру, а краном ВЕНТИЛЯЦИЯ КОСТЮМА отрегулировать необходимый расход воздуха.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. До устранения недостатка по ограничению температуры воздуха на входе в снаряжение устанавливать четырехпозиционный переключатель ТЕПЛО-ХОЛОД-АВТОМАТ на щитке ОБДУВ-КОСТЮМ в положение ТЕПЛО запрещается.

58. Проверить систему противоперегрузочного костюма, для чего через резиновый колпачок нажать кнопку, расположенную на головке автомата давления АД-6Е, и убедиться в подаче воздуха в камеры костюма. При этом костюм должен плотно обжать тело летчика, не вызывая болезненных ощущений; при отпускании кнопки воздух из камер костюма должен стравиться.

59. При температуре наружного воздуха $+5^{\circ}\text{C}$ и ниже, а также перед полетами в сложных метеоусловиях и ночью проверить противообледенительную систему самолета (ПОС), для чего:

- поставить выключатель РИО в положение ВКЛЮЧЕНО, переключатель АНТИОБЛЕД. – в положение АВТОМАТ и нажать кнопку КОНТРОЛЬ РИО, при этом должна загореться лампа контроля, расположенная рядом с кнопкой;
- отпустить кнопку, а переключатель АНТИОБЛЕД. поставить в положение ОТКР.;
- убедившись, что переднее стекло фонаря обдувается горячим воздухом, поставить переключатель АНТИОБЛЕД. в положение АВТОМАТ.

60. Дальнейший прогрев и опробование двигателя производить на режимах 0,85 номинального, номинальном и максимальном (взлетном). Каждый из перечисленных режимов выдерживать 15-20 с.

Режим установить постановкой РУД в положение, соответствующее заданному режиму.

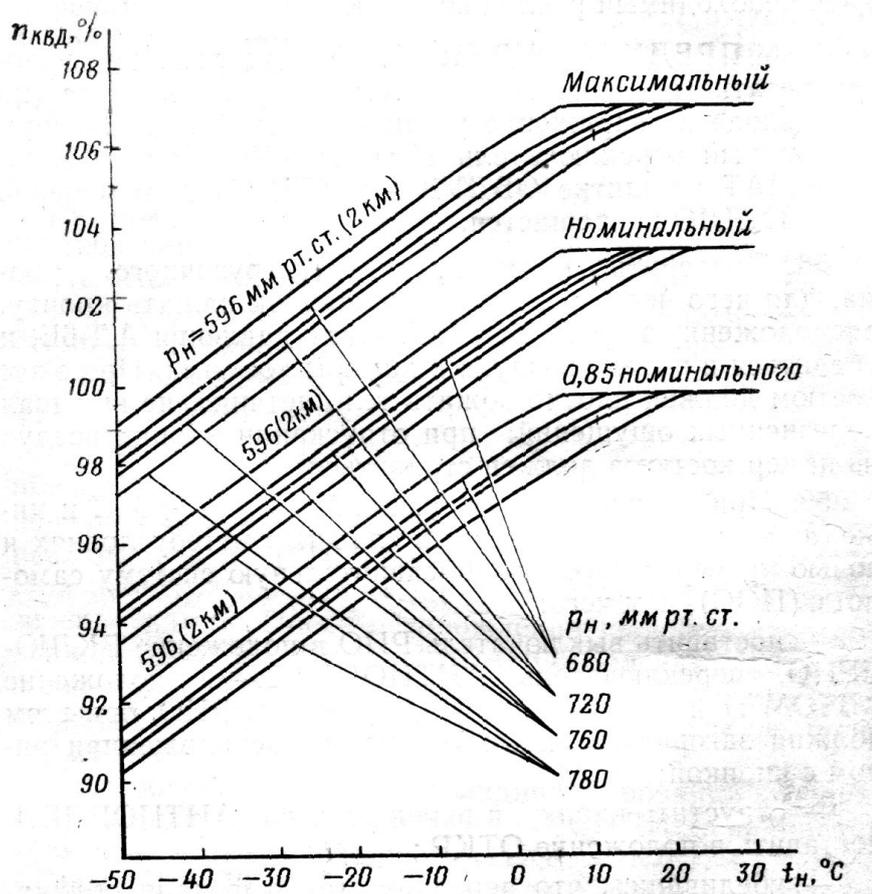


Рис. 3. Зависимость изменения оборотов ротора КВД на режимах максимальном, номинальном и 0,85 номинального ($V = 0, H = 0$).

При работе двигателя на каждом режиме проверить:

- обороты ротора КВД, которые должны по величине находиться в соответствии с графиком, представленным на рис. 3;

- температуру газов за турбиной, которая должна быть не более 590°C на режиме 0,85 номинального, не более 625°C – на номинальном режиме и не более 660°C – на взлетном режиме;
- давление масла, которое на режимах с оборотов ротора КВД, равных 95% и выше, должно находиться в пределах 3-4,5 кгс/см²;
- давление топлива перед рабочими форсунками, которое должно быть не более 65 кгс/см²;
- температуру масла, которая должна быть не более 90°C.

При работе двигателя на взлетном режиме проверить обороты ротора КНД, которые должны по величине находиться в соответствии с графиком, представленным на рис. 3а, с допуском ±4%. Указанную проверку выполнять при каждом взлете самолета.

При проверке работы двигателя на взлетном (максимальном) режиме запомнить величину давления топлива перед рабочими форсунками, по которой необходимо ориентироваться при проверке времени приемистости.

61. Плавным перемещением РУД установить режим малого газа. При изменении режима проверить обороты ротора КВД, соответствующие открытию КПВ. В момент открытия КПВ за III ступенью компрессора стрелка указателя оборотов ротора КНД скачком переместится в сторону меньших оборотов примерно на 1-2%, а при открытии КПВ за V ступенью компрессора – примерно на 3-4%.

Запомнить величину давления топлива перед рабочими форсунками на режиме малого газа, по которой необходимо ориентироваться при определении времени дресселирования двигателя.

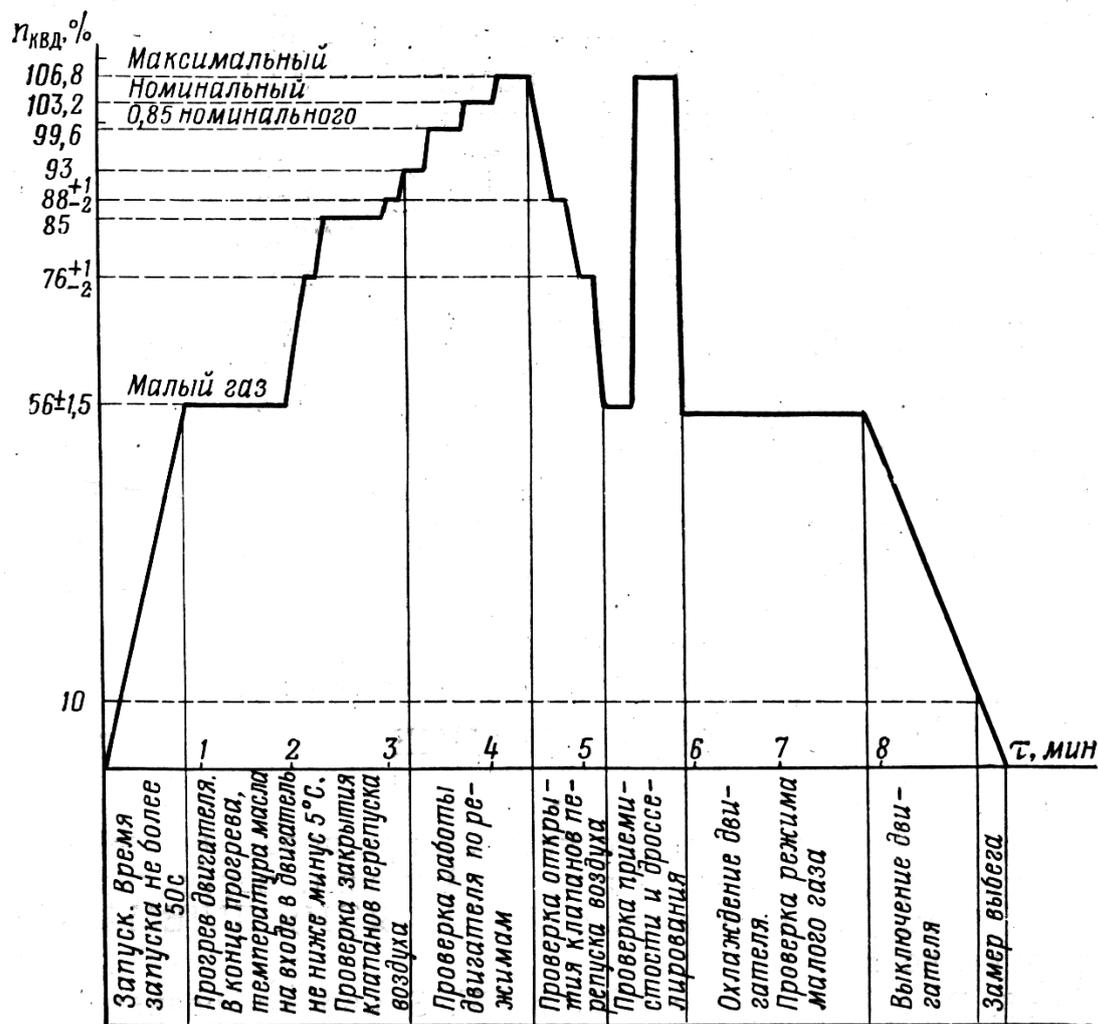


Рис. 4. График опробования двигателя

62. Проверить приемистость двигателя, для чего переместить РУД с упора МАЛЫЙ ГАЗ до упора ВЗЛЕТ за 1-2 с. Время приемистости определяется с момента начала перевода РУД до достижения величины давления топлива перед рабочими форсунками, на 10% меньшей величины давления на взлетном режиме. Время приемистости должно находиться в пределах 9-12 с.

После работы двигателя на взлетном режиме в течение 15-20 с плавно (за 1-2 с) перевести РУД в положение МАЛЫЙ ГАЗ.

Время достижения двигателем режима малого газа определяется с момента начала уборки РУД до достижения давления топлива перед рабочими форсунками величины, зафиксированной при работе двигателя на режиме малого газа, и не должно превышать 5 с.

После того как двигатель проработал на малом газе не менее 20 с, проверить обороты КВД на режиме малого газа, которые должны быть равными 54,5-57,5%.

63. Прогрев и опробование двигателя согласно графику (рис. 4) производить в случаях, предусмотренных Регламентом технического обслуживания самолета Л-39 (ч. 1). В случаях, когда Регламентом технического обслуживания не предусмотрено полное опробование двигателя, в том числе и в начале летного дня, необходимо после запуска двигателя произвести его прогрев, как указано в ст. 52. После чего разрешается применять режимы с оборотами ротора КВД выше 93% и производить взлет.

64. При наличии условий обледенения работа двигателя на оборотах ротора КВД ниже 85% разрешается не более 5 мин с последующим увеличением режима работы до оборотов ротора КВД 93%, на котором проработать не менее 1 мин.

ПОДГОТОВКА К ВЫРУЛИВАНИЮ И ВЫРУЛИВАНИЕ

65. Надеть кислородную маску, а при полете в гермошлеме закрыть смотровой щиток и включить вентиляцию гермошлема, установив кран ВЕНТИЛЯЦИЯ ШЛЕМА в положение ВКЛ.

66. Выпустить закрылки на 25°. Запросить разрешение на выруливание и, получив разрешение, подать технику команду «Убрать колодки».

67. Убедившись, что колодки убраны и снят чехол с датчика РИО-3 (техник самолета прикладывает руку к головному убору), осмотреться:

- влево назад – нет ли людей и машин у хвоста самолета;
- влево – не выруливает ли одновременно другой самолет;
- влево вперед – нет ли препятствий и людей впереди самолета.

В такой же последовательности осмотреть правую сторону.

68. Проверить работу тормозов, для чего:

- поставить педали нейтрально;
- нажать тормозной рычаг до отказа и плавно увеличить обороты ротора КВД до 90%, при этом самолет должен удерживаться тормозами на месте;
- установить РУД в положение МАЛЫЙ ГАЗ.

69. Еще раз убедившись, что фонарь кабины закрыт и в полосе предполагаемого руления препятствий нет, плавно увеличить обороты двигателя настолько, чтобы самолет начал движение. Если переднее колесо было развернуто в момент движения с места, начавшийся разворот парировать тормозами.

70. Во время руления пользоваться тормозами плавно, нажимая на тормозной рычаг импульсами.

Скорость на рулении устанавливать в зависимости от обстановки и состояния поверхности аэродрома. На прямолинейных участках скорость руления не должна превышать 30 км/ч без внешних подвесок и 15 км/ч с внешними подвесками. Перед вы-

полнением разворота и в процессе разворота на рулении скорость не должна превышать 10 км/ч.

На рулении необходимо проверить синхронность и, эффективность работы тормозов. Для этого при нейтральном положении педалей нажать на тормозной рычаг; если при этом самолет не начинает разворачиваться, тормоза отрегулированы правильно.

Скорость руления по аэродрому, покрытому лужами воды, необходимо снижать с таким расчетом, чтобы брызги воды не попадали во входные каналы двигателя.

Допускается совмещать руление с прогревом двигателя, применяя при этом режимы, разрешенные для прогрева. Режим с оборотами ротора КВД выше 93% разрешается применять на рулении только после прогрева двигателя.

71. Перед выруливанием на линию исполнительного старта (на ВПП) необходимо осмотреться и убедиться:

- нет ли препятствий и самолетов на взлетной полосе;
- нет ли самолетов, планирующих на посадку после четвертого разворота или уходящих на второй круг.

Запросить по радио разрешение вырुлить на линию исполнительного старта для взлета.

72. Получив разрешение, вырुлить на ВПП, прорулить по прямой 10-15 м для установки переднего колеса по линии взлета. Затормозить колеса. Проверить правильность установки триммеров руля высоты и элеронов, правильность показаний компаса ГМ.К-1АЭ (при необходимости согласовать его) и радиокompаса РКЛ-41. Застопорить привязные ремни в крайнем заднем положении, увеличить обороты до 90% и запросить разрешение на взлет.

ПОЛЕТЫ ДНЕМ

ПОЛЕТ ПО КРУГУ

Взлет

73. Получив разрешение на взлет, плавным перемещением РУД за время не менее 8 с от упора малого газа до упора МАКСИМАЛ, установить взлетный режим работы двигателю, удерживая при этом самолет тормозами. По показаниям приборов убедиться в нормальной работе двигателя и включить отсчет времени полета. При наличии отклонений в работе двигателя от нормальной разбег не производить. Перевести взгляд вперед вдоль ВПП, растормозить колеса и начать разбег.

74. В первой половине разбега прямолинейность движения самолета выдерживать с помощью тормозов колес, во второй – с помощью руля направления. Ручку управления удерживать в нейтральном положении. Взгляд направлять прямо вперед в направлении взлета, имея в поле зрения ВПП и видимые части фонаря кабины (рис. 5, а).

75. При разбеге внимание обращать на выдерживание направления, проверку работы двигателя на слух и определение момента подъема переднего колеса.

76. По достижении скорости 150 км/ч (определяется беглым взглядом на указатель скорости) плавным движением ручки управления на себя поднять переднее колесо до взлетного положения и сохранять это положение до отрыва самолета. При правильно поднятом переднем колесе линия горизонта проецируется через подушку прицела (рис. 5, б).

77. Для подъема переднего колеса летчику надо прикладывать к ручке управления тянущие усилия (8-10 кгс).

78. Во время разбега с поднятым передним колесом обращать внимание на сохранение взлетного угла самолета, выдерживание направления, проверку работы двигателя на слух и определение момента отрыва самолета от земли.

79. На скорости 180-190 км/ч самолет плавно отделяется от земли, не имея стремления к взмыванию и сваливанию на крыло.

80. После отрыва перевести взгляд на землю (влево от продольной оси самолета под углом 15-20° и вперед на 35-40 м). Выдерживание и набор скорости производить с постепенным удалением самолета от земли. В процессе выдерживания следить за высотой, отсутствием кренов и направлением. После взлета командиру экипажа в задней кабине установить выдвижной упор МАЛЫЙ ГАЗ на РУД в положение ЗАКРЫТО.

При необходимости установки РУД на СТОП этот упор переместить в положение ОТКРЫТО.

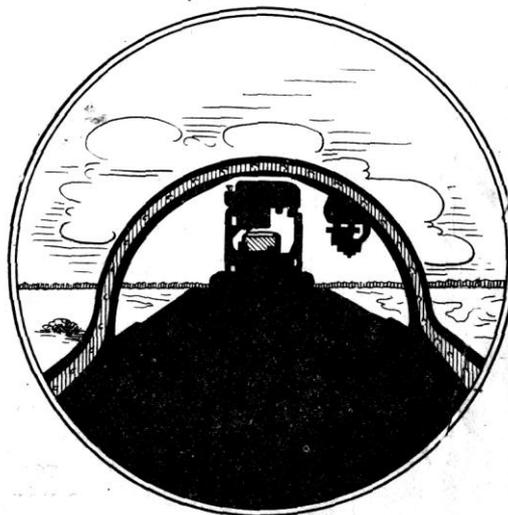
81. На высоте 20 м убрать шасси, для чего рукоятку крана шасси переставить в верхнее положение.

82. Характерные ошибки и отклонения при взлете:

- переднее колесо не установлено по линии взлета, резкая работа тормозами в первой половине разбега – не выдерживается прямолинейность движения самолета;
- поздний или малый подъем переднего колеса – отрыв на повышенной скорости, увеличение длины разбега и нагрузки на шасси;
- ранний переход в набор после отрыва на больших углах атаки – возможно сваливание самолета на крыло;
- длительное выдерживание над землей – переход в набор на большой скорости, возможна самопроизвольная уборка закрылков на малой высоте.



а



б

Рис. 5. Положение передней части фонаря кабины относительно горизонта при разбеге: а – в начале разбега, б – с поднятым передним колесом.

Набор высоты

83. После перестановки крана шасси в убранное положение на скорости 250 км/ч перевести самолет в набор высоты (рис. 6).

Уборку шасси проверить по загоранию красных сигнальных ламп.

84. На высоте 50-70 м убрать закрылки. Уборку закрылков контролировать по загоранию сигнальной лампы и возвращению кнопки уборки закрылков в исходное положение.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. На скорости полета 310 км/ч по прибору закрылки убираются автоматически. Поэтому после взлета с выпущенными закрылками превышать скорость 300 км/ч до высоты 100 м **запрещается**.

85. После уборки закрылков, на высоте 100 м установить двигателю обороты 100% и продолжать набор с увеличением скорости до 350 км/ч. Снять усилия на ручке управления триммером руля высоты.

86. Проверить показания приборов, контролирующих работу двигателя; эти показания должны быть следующими:

- обороты двигателя 100%;
- температура газов за турбиной не более 650°C без отбора воздуха и не более 670°C с отбором воздуха на ПОС;
- давление масла 3-4,5 кгс/см²;
- температура масла не более 90°C.



Рис. 6. Положение передней части фонаря кабины относительно горизонта в наборе высоты

87. Направление полета при наборе высоты контролировать по показаниям ГМК-1АЭ и наземным ориентирам. Осмотреться в такой последовательности:

- влево вперед – нет ли самолетов в воздухе и не мешают ли они полету, сохраняется ли направление полета, расположение посадочных площадок на случай вынужденной посадки, положение передней части фонаря кабины относительно горизонта;
- влево в сторону (вниз и вверх) – нет ли вблизи других самолетов.

В таком же порядке осмотреть пространство справа.

Указанный порядок осмотрительности остается постоянным при выполнении всех разворотов, при этом особое внимание обращать в сторону разворота.

Первый разворот

88. Перед первым разворотом осмотреться и наметить ориентир для вывода.

89. На высоте 300 м с креном 30° на скорости 350 км/ч по прибору выполнить первый разворот с набором высоты. Линия пути самолета после первого разворота должна быть перпендикулярной к курсу взлета (рис. 7).

90. При вводе в разворот внимание обращать на положение фонаря кабины относительно горизонта, плавное увеличение крена и создание угловой скорости, показания приборов (скорость, положение шарика указателя скольжения, компасный курс по ГМК-1АЭ) и определение величины крена.

91. Величину крена определять по положению передней части фонаря кабины относительно линии горизонта и по показаниям АГД-1.

При достижении крена 30° небольшими движениями ручки и педалей в сторону, противоположную развороту, сохранять заданный крен и угловую скорость вращения.

92. В установившемся развороте внимание обращать на следующее:

- сохранение заданного положения передней части фонаря относительно горизонта;
- сохранение заданного крена и угловой скорости;

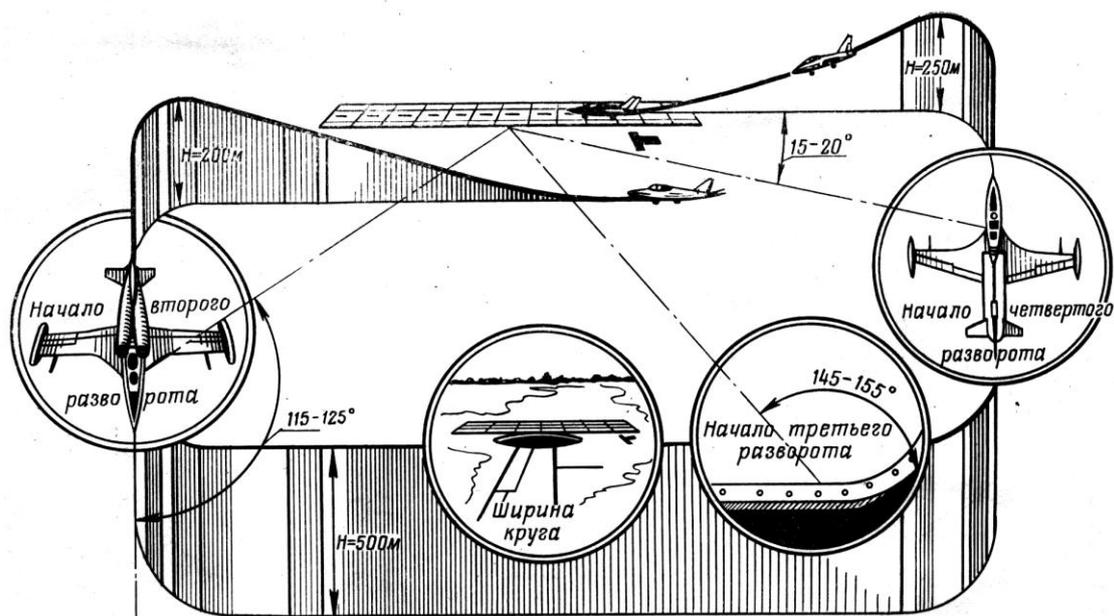


Рис. 7. Построение маршрута полета по кругу

- сохранение скорости;
- координацию действий рулями;
- осмотрительность в сторону разворота – нет ли вблизи других самолетов;
- определение момента вывода из разворота (визуально и по ГМК-1АЭ).

93. За $10-15^\circ$ до намеченного ориентира или заданного курса координированным отклонением ручки и педали в сторону, противоположную развороту, вывести самолет из разворота.

94. При выводе самолета из разворота внимание обращать на следующее:

- сохранение заданного положения передней части фонаря кабины относительно горизонта;
- одновременное уменьшение крена и угловой скорости;
- сохранение скорости;
- координацию действий рулями;
- точность вывода по направлению.

95. Характерные ошибки и отклонения при выполнении разворота:

- несоответствие крена угловой скорости – разворот выполняется с внешним или внутренним скольжением;
- невыдерживание правильного положения передней части фонаря относительно горизонта – увеличивается или уменьшается скорость;
- вывод не по направлению.

96. После вывода из разворота дальнейший набор производить на скорости 350 км/ч по прибору. Выйдя на высоту полета по кругу, перевести самолет в горизонтальный полет, уменьшить обороты двигателя с таким расчетом, чтобы скорость полета была равной 350 км/ч по прибору.

Второй разворот

97. Когда линия визирования на центр ВПП будет проецироваться под углом $115-125^\circ$ к продольной оси самолета (рис. 7), выполнить второй разворот. Дополнительным ориентиром для выполнения разворота и построения маршрута могут служить характерные наземные ориентиры и показания радиокompаса.

98. Если второй разворот выполняется с набором высоты, то за 30-40 м до заданной высоты начать уменьшение угла набора и оборотов двигателя, а оставшуюся часть разворота выполнить в горизонтальной плоскости (рис. 8).

99. Вывод из второго разворота произвести в направлении, параллельном линии посадочных знаков, курс по ГМК-1АЭ должен быть равен обратному посадочному курсу с учетом угла сноса.



Рис. 8. Положение передней части фонаря кабины относительно горизонта на втором развороте

Полет от второго к третьему развороту

100. После вывода из второго разворота осмотреться, обратив особое внимание на внутреннюю сторону круга. Для оценки обстановки в воздухе использовать команды руководителя полетов и доклады экипажей.

101. В горизонтальном полете внимание обращать на следующее:

- положение передней части фонаря кабины относительно горизонта;
- параллельность линии полета относительно ВПП (параллельность определяется визуально и по ГМК-1АЭ);
- дистанцию до впереди летящего самолета;
- выдерживание скорости и высоты полета;
- контроль за работой двигателя.

102. На траверзе полосы точного приземления уменьшить скорость полета до 330 км/ч по прибору, выпустить шасси, убедиться в полном выпуске по световой и механической сигнализации, установить скорость 300 км/ч и снять нагрузку с ручки управления отклонением триммера.

103. Перед третьим разворотом доложить руководителю полетов о выпуске шасси. Определить момент начала разворота. Внимание обращать на выдерживание скорости, высоты полета и на показания приборов, контролирующих работу двигателя.

Кроме того, необходимо осмотреть:

- внешнюю сторону – не входят ли в круг к третьему развороту другие самолеты;
- пространство впереди самолета и внутри круга до посадочной полосы – нет ли близко впереди или внутри круга самолетов, идущих на посадку;
- пространство слева сзади – не обгоняют ли с внутренней стороны другие самолеты.

Самолеты, заходящие на посадку впереди, не упускать из виду до их посадки.

Третий разворот

104. Третий разворот начинать после пролета траверза ДПРМ при КУР=120° (240°) или когда линия визирования на центр ВПП будет проецироваться под углом 145-155° к продольной оси самолета, и выполнить его на угол 120° на скорости 300 км/ч с креном 30°.

105. На развороте внимание обращать на следующее:

- положение передней части фонаря относительно горизонта;
- величину крена и угловой скорости;
- скорость и высоту полета;
- координацию действий рулями;
- определение момента вывода из разворота.

106. Как правило, место выполнения третьего разворота остается постоянным и не зависит от скорости и направления ветра, если скорость его не более 10 м/с. При скорости ветра более 10 м/с рекомендуется вносить поправку на ветер, выполняя третий разворот несколько раньше с учетом сноса самолета.

107. Вывод из третьего разворота произвести на КУР=20° (340°) в направлении места четвертого разворота. Линия пути самолета до четвертого разворота должна проходить под углом 65-70° к оси ВПП.

Полет от третьего к четвертому развороту

108. После выхода из третьего разворота осмотреться, выпустить закрылки на 25°, установить скорость 280 км/ч по прибору, перевести самолет на планирование с вертикальной скоростью 4-5 м/с.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. После нажатия на кнопку выпуска закрылков во взлетное положение (25°) руку со щитка управления закрылками не убирать до окончания процесса выпуска. В случае энергичного крена самолета в момент выпуска закрылков немедленно их убрать и посадку производить с убранными закрылками.

2. При ненормальной работе закрылков от основной системы (в случае их несинхронного выпуска) пользоваться системой аварийного выпуска закрылков **запрещается**.

109. На планировании до четвертого разворота вести осмотрительность, выдерживать направление полета относительно ВПП, сохранять скорость полета и вертикальную скорость снижения, следить за высотой, определяя начало ввода в четвертый разворот.

Снижение производить с таким расчетом, чтобы высота полета перед вводом в четвертый разворот была 400-420 м.

Четвертый разворот

110. Перед выполнением четвертого разворота осмотреться, уделив особое внимание внешней стороне разворота, убедиться, не заходит ли на посадку другой самолет.

111. Ввод в четвертый разворот начинать в момент, когда угол между линией визирования на посадочные знаки и осью ВПП будет равен 15-20°.

Разворот выполнять на скорости 280 км/ч, точность захода в процессе разворота корректировать изменением крена, не допуская увеличения его более 40°.

112. После выхода из четвертого разворота самолет должен находиться на продолжении оси ВПП, на удалении 5-5,5 км от ее начала, на высоте 320-330 м.

113. При выполнении четвертого разворота основное внимание уделять сохранению скорости, координации движений рулями, правильному выходу в створ посадочной полосы и высоте вывода из четвертого разворота.

114. Если в процессе разворота самолет снизится до высоты 300 м, увеличить обороты двигателя и оставшуюся часть разворота выполнить в горизонтальной плоскости.

115. После выхода из четвертого разворота выпустить закрылки на 44° , проконтролировать их выпуск. Продолжить снижение самолета с вертикальной скоростью 4-5 м/с с таким расчетом, чтобы пройти ДПРМ в режиме снижения на высоте 260 м и скорости 260 км/ч.

На планировании убедиться в том, что посадочная полоса свободна, заход выполнен точно, шасси и закрылки выпущены.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В случае энергичного крена самолета при выпуске закрылков в посадочное положение (44°) необходимо их немедленно убрать и посадку произвести с убранными закрылками, при этом скорость планирования выдерживать 260 км/ч по прибору.

Снижение после четвертого разворота

116. Снижение после прохода ДПРМ выполнять в точку начала выравнивания с плавным уменьшением скорости с таким расчетом, чтобы пройти БПРМ на высоте 60-80 м и скорости 230 км/ч (рис. 9).



Рис. 9. Положение передней части фонаря кабины относительно горизонта на снижении после четвертого разворота

117. Точность расчета определять по направлению глиссады планирования относительно точки начала выравнивания. При правильном расчете самолет должен снижаться в точку начала выравнивания, отстоящую от начала ВПП на 50-70 м.

118. Недолет исправляется подтягиванием, для чего обороты двигателя увеличиваются настолько, чтобы самолет, сохраняя заданную скорость, снижался в точку начала выравнивания с постоянным углом.

Небольшой перелет исправляется уменьшением оборотов двигателя. При расчете с перелетом, который не может быть исправлен уменьшением оборотов, выполнить уход на второй круг.

119. Характерные ошибки и отклонения при заходе и расчете на посадку:

- рано (поздно) самолет переводится на планирование после третьего разворота, вывод из четвертого разворота выполняется на малой (большой) высоте;
- допускается увеличение скорости планирования более 310 км/ч – самопроизвольная уборка закрылков, подход к высоте выравнивания на повышенной скорости и, как следствие, перелет;
- рано (поздно) выполняется четвертый разворот – выход из разворота не в створ посадочной полосы;
- при планировании с боковым ветром поздно определяется снос самолета – довороты самолета в створ посадочной полосы на малой высоте;
- при исправлении расчета на посадку подтягиванием вначале уменьшается угол планирования, а затем увеличиваются обороты двигателя – скорость планирования менее 210 км/ч.

Посадка

120. С высоты 50 м убедиться в точности расчета, правильности захода по ВПП и отсутствии препятствий на полосе.

121. На высоте 30 м, окончательно убедившись в точности расчёта и захода и проконтролировав скорость плакирования, перевести взгляд на землю вперед в направлении снижения самолета и влево под углом 10-15°.

С высоты 30 м следить за расстоянием до земли, постоянством угла планирования и сохранением направления.

122. На высоте 8-10 м плавным движением ручки управления на себя начать выравнивание с таким темпом, чтобы подвести самолет к земле на высоте 0,75-1 м. В конце выравнивания плавно убрать обороты двигателя.

В процессе выравнивания взгляд должен скользить по земле и быть направлен вперед на 35-40 м и под углом 15-20° влево от продольной оси самолета.

На выравнивании внимание обращать на расстояние до земли, отсутствие крена и сноса и на выдерживание направления.

Как только самолет прекратит приближение к земле, приостановить движение ручки на себя и убедиться, что выравнивание закончено на нормальной высоте.

123. В процессе выдерживания направление взгляда на землю не изменять, взгляд должен скользить по поверхности земли.

По мере приближения к земле движением ручки управления на себя создавать самолету посадочное положение с таким расчетом, чтобы приземление произошло без парашютирования на два основных колеса. Самолет приземляется на скорости 180 км/ч.

После приземления на два основных колеса ручку управления не добирать, а удерживать ее до опускания переднего колеса в том положении, при котором самолет приземлился.

124. При пробеге на основных колесах направление взгляда остается таким же, как при выдерживании. После того как переднее колесо опустится на землю, взгляд перевести вперед через переднее стекло на горизонт и ориентир, начать торможение плавным нажатием на тормозной рычаг при нейтральном положении педалей.

125. На пробеге следить за выдерживанием направления и темпом торможения.

126. После окончания пробега освободить ВПП, убрать закрылки, доложить руководителю полетов об освобождении полосы, зарулить на стоянку или на линию предварительного старта для выполнения последующего полета.

Характерные ошибки и отклонения при посадке

127. Высокое выравнивание, причинами которого могут быть неправильное направление взгляда на землю (летчик смотрит слишком близко к крылу или фюзеляжу), неумение определять расстояние до земли, несоразмерные движения ручкой управления в момент выравнивания.

128. Высокое выравнивание исправлять в следующем порядке:

- если летчик заметил, что выравнивание будет закончено на высоте более 1 м, необходимо уменьшить темп выгибания ручки на себя с таким расчетом, чтобы закончить выравнивание на высоте 0,75-1 м;
- если выравнивание закончено на высоте 1,5-2 м и самолет не снижается (большая скорость), необходимо ручку управления задержать на месте и по мере снижения самолета соразмерным движением ручки на себя произвести нормальное приземление на два основных колеса; при этом следует учитывать, что вертикальная скорость снижения будет повышена;
- если выравнивание закончено на высоте более 2 м, плавно увеличить обороты двигателя до максимальных и, не отрывая взгляда от земли, уйти на второй круг.

129. Взмывание, причинами которого могут быть:

- планирование на повышенной скорости;
- низкое выравнивание и выдерживание;
- поздний перевод взгляда на землю при планировании;
- неправильное направление взгляда при выравнивании или выдерживании;
- отрыв взгляда от земли при выравнивании или выдерживании;
- резкие и несоразмерные движения ручкой управления.

130. Взмывание исправлять в следующем порядке:

- если самолет взмыл на высоту 1,5-2 м, необходимо не отрывая взгляда от земли, прекратить движение ручки управления на себя и в зависимости от интенсивности ухода самолета от земли плавным соразмерным движением ручки управления от себя прекратить дальнейший уход самолета от земли, а затем по мере приближения самолета к земле соразмерным движением ручки управления на себя произвести посадку самолета на два основных колеса;
- если взмывание своевременно не было прекращено и самолет взмыл на высоту 2 м и более, необходимо, не отрывая взгляда от земли, уйти на второй круг.

131. Отделение самолета от земли («козел») в зависимости от скорости приземления может быть скоростным и нескоростным.

При посадке с малоподнятым передним колесом при совпадении момента касания самолета о землю с взятием ручки управления на себя происходит скоростное отделение самолета от земли. В случае скоростного отделения самолета летчик должен, не отрывая взгляда от земли, прекратить движение ручки на себя и в зависимости от интенсивности ухода самолета от земли плавным соразмерным движением ручки управления от себя прекратить дальнейший уход самолета от земли, и затем по мере приближения самолета к земле соразмерным движением ручки управления на себя производить посадку самолета на два основных колеса.

Нескоростное отделение самолета от земли происходит на пробеге после приземления с нормальным посадочным углом из-за неровности грунта или раннего и резкого опускания переднего колеса. При этом ручка управления задерживается в том положении, в котором она находилась в момент отделения самолета от земли.

Отдавать ручку управления от себя **категорически запрещается**.

По мере приближения самолета к земле плавным движением ручки управления на себя произвести посадку на два основных колеса.

Останов двигателя

132. После заруливания на стоянку (линию заправки) установить РУД на упор малого газа, рукоятку КЛИМАТИЗАЦИЯ-ГЕРМЕТ. перевести в крайнее заднее положение, рукоятку ВЕНТИЛЯЦИЯ КОСТЮМА – в крайнее левое положение (при выполнении полета в спецснаряжении), выключить все потребители электроэнергии, оставив включенными только АЗС ДВИГАТЕЛЬ, АККУМУЛЯТОР и РТ-12, охладить двигатель, проработав на режиме малого газа не менее 2 мин, затем выключить его, для чего перевести РУД в положение СТОП.

После остановки роторов двигателя выключить накопитель САРПП.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При останове двигателя или прекращении его запуска (во избежание догорания топлива на выбеге и выхода из строя двигателя) до полной остановки **запрещается**:

- перемещать РУД из положения СТОП в другое положение, если двигатель выключался перемещением РУД в положение СТОП;
- ставить выключатель ОСТАНОВ Д-ЛЯ в исходное положение, если двигатель выключался с помощью крана электроостанова.

Если посадка и руление производились на режимах работы двигателя с оборотами ротора КВД, не превышающими 85%, останов двигателя разрешается производить без дополнительного охлаждения.

Примечание. Замер времени выбега роторов производить вначале летного дня (ночи). Время выбега ротора КВД должно быть не менее 10 с, время выбега ротора КНД – не менее 15 с (отсчитывается с 10% оборотов ротора КВД до полной остановки).

В случае необходимости останов двигателя произвести:

- с любого режима его работы постановкой РУД в положение СТОП;
- при любом положении РУД с помощью выключателя ОСТАНОВ Д-ЛЯ или закрытием пожарного крана.

133. Открыть фонарь и подать команду технику поставить предохранительные чеки катапультного сиденья (тяги управления ТВМ, головок ТВМ, головки пиромеханизма сброса фонарей) в передней и задней кабинах.

Уход на второй круг

134. Уход на второй круг выполнять в следующих случаях:

- при сокращении дистанции до впереди летящего самолета менее заданной;
- при наличии препятствий на ВПП;
- при исправлении расчета;
- при грубой ошибке в заходе по ВПП;
- по команде руководителя полетов;
- когда не обеспечена безопасность планирования и посадки.

135. Уход на второй круг возможен с любой высоты.

136. При уходе на второй круг с высоты более 50 м летчик должен:

- не изменяя угла планирования, увеличить обороты двигателя до максимальных, переместив РУД в крайнее переднее положение;
- не допуская скорости менее 210 км/ч, вывести самолет из снижения.
- убрать шасси;
- на скорости 230-250 км/ч перевести самолет в набор высоты;
- на высоте 50-70 м убрать закрылки вначале на 25°, а потом полностью, выполнить повторный заход на посадку.

137. При уходе на второй круг с высоты выравнивания летчик должен:

- не отрывая взгляда от земли и продолжая производить посадку, увеличить обороты двигателя до максимальных, переместив РУД в крайнее переднее положение за 2-3 с;
- на скорости 230-250 км/ч перевести самолет в набор высоты;
- на высоте 20 м убрать шасси, на высоте 50-70 м убрать закрылки вначале на 25°, потом полностью и выполнить повторный заход на посадку.

138. Характерные ошибки и отклонения при уходе на второй круг:

- вначале уменьшается угол планирования, затем увеличиваются обороты двигателя – самолет теряет скорость, возможно сваливание на крыло;
- при уходе на второй круг с малой высоты отрывается взгляд от земли – возможно касание колесами земли.

Взлет «конвейером»

139. На пробеге, после того как самолет опустит переднее колесо, перевести взгляд вперед, убедиться, что полоса свободна, затем перевести закрылки во взлетное положение и, убедившись в этом, запросить разрешение на взлет «конвейером». Получив разрешение, плавно увеличить обороты двигателя до максимальных и произвести взлет.

140. При взлете «конвейером» необходимо учитывать, что из-за наличия у самолета поступательной скорости значительно сокращается временной интервал между моментом выхода двигателя на максимальные обороты и началом подъема переднего колеса.

Взлет и посадка при боковом ветре

141. Взлет и посадку при боковой составляющей скорости ветра более 10 м/с производить **запрещается**.

142. При боковой составляющей скорости ветра до 5 м/с техника выполнения взлета и посадки не усложняется. При боковой составляющей ветра более 5 м/с взлет и посадка имеют некоторые особенности и требуют повышенного внимания.

143. На разбеге кренящее воздействие бокового ветра парировать отклонением ручки управления в ту сторону, откуда дует ветер. По мере нарастания скорости и увеличения эффективности элеронов ручку необходимо постепенно возвращать к нейтральному положению. Стремление самолета развернуться против ветра парировать в первой половине разбега тормозами колес, во второй – рулем направления.

144. После уборки шасси и закрылков снос самолета компенсировать введением поправки в курс, равной величине угла сноса.

145. При планировании на посадку до высоты 100 м снос самолета устранять путем исправления курса на величину угла сноса. При дальнейшем снижении снос устранять скольжением в сторону, откуда дует ветер.

146. На выдерживании перед посадкой по мере уменьшения высоты крен самолета постепенно уменьшать с таким расчетом, чтобы приземление произошло на оба основных колеса. Для сохранения направления полета по мере уменьшения крена давление на педаль необходимо постепенно ослаблять.

147. Кренение самолета на пробеге парировать действием элеронов, а стремление самолета развернуться против ветра – действием руля направления и тормозами колес.

Особенности выполнения полетов с грунтовых и заснеженных ВПП

148. Эксплуатация самолета на грунтовых и заснеженных аэродромах разрешается в пределах ограничений, указанных в п.п. 17 и 18 раздела «Эксплуатационные ограничения».

Выполнение полетов с грунтовых и заснеженных ВПП особых трудностей не представляет. Подготовка к полетам с грунтовых и заснеженных аэродромов не отличается от подготовки к полетам с бетонированных аэродромов.

149. В зависимости от состояния и прочности грунта самолет строгивается с места при оборотах двигателя от 75 до 90%.

Руление по сухой грунтовой полосе следует производить на скорости 25-30 км/ч для обеспечения устойчивого движения самолета по грунту.

При маневрировании на рулении глубина колеи от заторможенного колеса увеличивается, поэтому в целях сохранения поверхности грунтового аэродрома развороты следует производить с радиусом не менее 15 м, избегая интенсивного торможения и остановки самолета.

При рулении по заснеженному или размокшему грунту из-за снижения эффективности торможения управляемость самолета ухудшается, в связи с этим рулить необходимо на пониженной скорости (не более 20 км/ч), развороты производить с увеличенным радиусом (не менее 20 м) на скорости не более 10 км/ч.

При выруливании и рулении группой необходимо учесть направление ветра и принять необходимые меры предосторожности, исключающие попадание ныли или частиц грунта в воздухозаборники двигателя.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. На грунтовых ВПП без дернового покрова при размокшем верхнем слое грунта, а также на заснеженных ВПП с температурой свежеснеженного снега выше -1°C и укатанного – выше -3°C руление и взлет самолета **запрещаются**.

150. На сухой грунтовой ВПП самолет удерживается на тормозах при работе двигателя на взлетном режиме. На ВПП с влажным верхним слоем грунта и на заснеженной ВПП самолет не удерживается на тормозах при увеличении оборотов двигателя выше 88-98%. В этом случае при взлете необходимо в момент строгивания самолета с места отпустить тормоза и дальнейшее увеличение режима работы двигателя до взлетного производить в процессе разбега.

151. Взлет с грунтовых и заснеженных ВПП, имеющих достаточную прочность грунта (более 7 кгс/см^2), особенностей по сравнению со взлетом с бетонированных полос не имеет.

При взлете с грунтовых ВПП, имеющих прочность грунта $6-7 \text{ кгс/см}^2$, разбег самолета сопровождается тряской и колебаниями по тангажу и крену. Самолет разгоняется медленно с переменным ускорением, что приводит к заметному увеличению (до 25-50%) длины разбега.

После отрыва переднего колеса интенсивность разгона возрастает. Отрыв самолета от ВПП происходит на скорости 190-200 км/ч.

Интервалы и дистанции между самолетами при групповом взлете с грунтовой и заснеженной ВПП должны быть не менее 50 м.

152. Посадка самолета на грунтовую полосу с ровной поверхностью и достаточной прочностью грунта (более 7 кгс/см^2) не отличается от посадки на бетонированную ВПП.

При посадке на грунтовые ВПП, имеющие прочность грунта $6-7 \text{ кгс/см}^2$ и на ГВПП, имеющие неровную поверхность, пробег сопровождается рысканием, продольной и поперечной раскачкой самолета.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. На пробеге с поднятым передним колесом отдавать ручку управления от себя **запрещается**.

В целях сохранения поверхности ГВПП торможение колес на пробеге следует производить плавно, сруливание с ВПП после пробега выполнять без остановки самолета, для чего перед сруливанием заблаговременно увеличить обороты двигателя.

При пробеге по ГВПП с влажным верхним слоем грунта и по заснеженной ГВПП в процессе торможения вследствие юза колес происходит частое срабатывание автоматов тормозов, а также рыскание самолета.

Удерживать в этом случае самолет по курсу ВПП следует соразмерным отклонением педалей и торможением колес.

153. В случае отказа двигателя при взлете с грунтовой и заснеженной ВПП действовать в соответствии со ст. 515 главы VII «Действия экипажа в особых случаях в полете».

Расчет на посадку с задросселированным двигателем

154. Для имитации останова двигателя в полете убрать РУД в положение МАЛЫЙ ГАЗ, установить скорость по прибору 300 км/ч, выпустить тормозные щитки и перевести самолет на снижение.

155. Доложить на КП о своем местонахождении, высоте полета и о посадке с задросселированным двигателем.

156. Расчет на посадку производить выходом к третьему развороту или с прямой, если курс подхода к ДПРМ близок к посадочному.

157. При снижении особое внимание обращать на осмотрительность и периодически докладывать руководителю полетов о своем месте и высоте полета.

158. Место третьего разворота КУР=270° (90°) при подходе к аэродрому с курсом, обратным посадочному. Ширина круга составляет 5 км, удаление по РСБН – 9 км. Высота в точке начала третьего разворота должна составлять 1600 м, скорость – 300 км/ч. Третий разворот выполнять на скорости 300 км/ч с креном 45° на КУР=0±10°.

159. Перед четвертым разворотом на высоте 1100-1200 м выпустить шасси, контролировать их выход и выпустить закрылки во взлетное положение (25°), установить скорость 280 км/ч. При выходе на ДПРМ на высоте 900-1000 м выпустить закрылки в посадочное (44°) положение. Установить скорость 280 км/ч и выдерживать ее постоянной.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При заходе на посадку с остановленным двигателем высоты начала третьего и четвертого разворотов и высота вывода из четвертого разворота должны быть увеличены на 300 м.

160. При точном расчете самолет снижается в точку, удаленную от ВПП на 100-200 м. БПРМ проходить на высоте 250 м и скорости 280 км/ч.

На высоте 100 м выполнить первое выравнивание таким образом, чтобы самолет снижался в точку, расположенную на ВПП в 100-200 м от ее начала.

На высоте 8-10 м и скорости 240 км/ч выполнить второе (обычное) выравнивание с последующей посадкой. Во всех случаях расчет строить с небольшим перелетом. При значительном перелете расчет уточнить скольжением до высоты 50 м.

161. Расчет на посадку с задросселированным двигателем с учебной целью выполнять только на стационарном аэродроме.

ПИЛОТАЖ

Общие положения

162. На самолете Л-39 разрешается выполнять фигуры простого и сложного пилотажа.

На всех высотах минимально допустимая (эволютивная) скорость полета по прибору – 200 км/ч; на этой скорости самолет достаточно устойчив и управляем.

Запрещается: 1) в процессе выполнения фигур пилотажа пользоваться триммером руля высоты;

2) выполнять фигуры пилотажа и перевернутый полет при остатке топлива 150 кг и загорании светового табло 150 КГ ТОПЛИВА. С таким запасом топлива возможен полет на режиме максимальной дальности в течение не более 12 мин, а на номинальном режиме работы двигателя – не более 7 мин.

Примечания: 1. Показания топливомера зависят от режима полета: с увеличением угла тангажа самолета и режима работы двигателя они увеличиваются, а на планировании при уборке газа уменьшаются на величину до 100 кг.

2. При создании отрицательных и околонулевых перегрузок возможно загорание табло НЕ ЗАПУСКАЙ, 150 КГ ТОПЛИВА, МИН. ДАВЛЕНИЕ МАСЛА и изменение показаний топливомера. В этих случаях разрешается продолжать полет на этих режимах.

163. Перевернутый полет разрешается выполнять в течение не более 20 с, при этом допускается падение давления масла ниже 2 кгс/см².

164. Повторно перевернутый полет можно производить только после нормального горизонтального полета продолжительностью не менее 20 с (указанное время необходимо для заполнения топливного аккумулятора) и только после восстановления давления масла в двигателе до нормальной величины, которая должна быть не менее 3 кгс/см² на режимах с оборотами ротора КВД 95% и выше и не менее 2 кгс/см² на остальных режимах.

Если давление масла после перевернутого полета не восстанавливается до нормальной величины, прекратить выполнение задания и действовать как при падении давления масла в двигателе.

165. Для предотвращения сваливания самолета при выполнении фигур пилотажа необходимо выдерживать перегрузки, значения которых для высоты 4000 м составляют:

$V_{ПР}$, км/ч	n_y	$V_{ПР}$, км/ч	n_y
200	1,25	400	4,0
300	2,5	500	5,0
		600	6,0

Значения перегрузок по скорости, при которых начинается тряска, приведены на рис 10.

166. При начале тряски самолета запрещается производить дальнейшее взятие ручки на себя (увеличение перегрузки), так как это может привести к помпажу двигателя.

167. В случае возникновения тряски самолета необходимо немедленно отдать ручку от себя до прекращения тряски, при этом обратить особое внимание на приборы контроля режима работы двигателя (температуру газов за турбиной и обороты двигателя).

168. В процессе пилотажа необходимо избегать потери скорости менее 200 км/ч по прибору. Это особенно важно при выполнении вертикальных фигур пилотажа. В случае потери скорости менее 200 км/ч не допускать перетягивания ручки и действовать рулями координированно.

169. Для ускорения ввода в фигуры пилотажа разгон и торможение самолета следует производить не в горизонтальном полете, а соответственно на снижение и в наборе высоты. Для более интенсивного торможения необходимо применять тормозные щитки.

170. Чтобы быстрее набрать скорость для выполнения очередной восходящей фигуры пилотажа, необходимо на нисходящей части предыдущей фигуры (вторая половина петли Нестерова, переворот и др.) не допускать оборотов двигателя менее 90%.

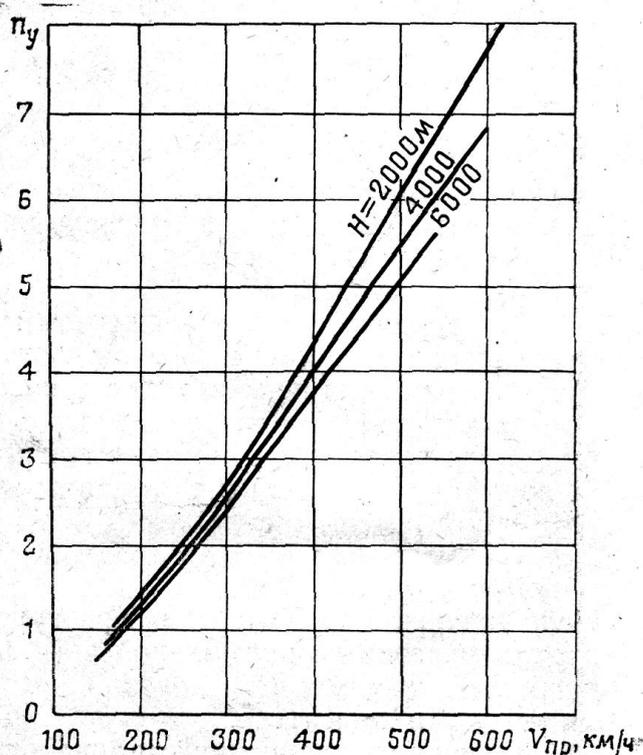


Рис. 10. График зависимости располагаемой перегрузки по началу тряски от скорости и высоты полета

171. Начинать увеличение оборотов на снижении при угле пикирования 80-70° с таким расчетом, чтобы ввод в очередную восходящую фигуру начинался с горизонтального полета по достижении заданной скорости и при режимах работы двигателя от номинального до максимального в зависимости от выполняемой фигуры.

172. Выполнение вертикальных фигур (петля, полупетля) на высотах более 6000 м запрещается, так как потребная скорость ввода превышает ограничение по числу М ($M_{пр}=0,78\pm 0,2$).

173. Для контроля за правильностью выполнения фигур пилотажа (особенно при плохой видимости естественного горизонта) летчик должен использовать авиагоризонт АГД-1, который в сочетании с указателем скольжения позволяет:

- точно устанавливать величины заданных кренов, углов пикирования, кабрирования и контролировать их при выполнении фигур пилотажа;
- контролировать координацию движений ручкой управления и педалями при вводе в фигуру, в ходе ее выполнения и при выводе;
- определять положение самолета в пространстве относительно естественного горизонта.

Набор высоты при полете в зону

174. После взлета, уборки шасси и закрылков установить номинальный или максимальный режим работы двигателя и с постепенным набором высоты разогнать самолет до скорости 400 км/ч по прибору.

175. Набор высоты производить по установленному маршруту для данного аэродрома. Для выдерживания режима максимальной скороподъемности скорость полета по прибору при наборе высоты сохранять 400 км/ч (по широкой стрелке) до высоты, на которой значение истинной скорости (по узкой стрелке) достигнет величины 500 км/ч, и далее продолжать набор высоты на постоянной истинной скорости (по узкой стрелке), равной 500 км/ч, до практического потолка.

В процессе набора высоты непрерывно вести осмотренность. Для оценки обстановки в воздухе использовать команды руководителя полетов и доклады экипажей.

176. При подходе к зоне осмотреться, убедиться в отсутствии других самолетов, проверить свое место в зоне, проверить показания РКЛ-41, азимут и дальность по аппаратуре «Искра-К», установить РУД в положение МАКСИМАЛ и проверить показания приборов, контролирующих работу двигателя (максимальные обороты, температуру газов за турбиной, давление, температуру масла и величину вибрации).

Убедившись в отсутствии колебаний оборотов и в соответствии параметров работы двигателя установленным нормам, доложить руководителю полетов о занятии зоны, затем сбалансировать самолет в горизонтальном полете на скорости 400 км/ч по прибору и приступить к выполнению задания.

Виращ с креном до 45°

177. Виращ с креном до 45° выполнять на скорости по прибору 400 км/ч.

178. Перед вводом самолета в виращ осмотреться и проверить, свободно ли воздушное пространство, особенно в сторону выполнения виража, наметить ориентир для вывода из виража или запомнить курс по ГМК-1АЭ, установить обороты двигателя, соответствующие скорости 400 км/ч по прибору в горизонтальном полете.

После этого плавными координированными движениями ручки управления и педалей ввести самолет в виращ.

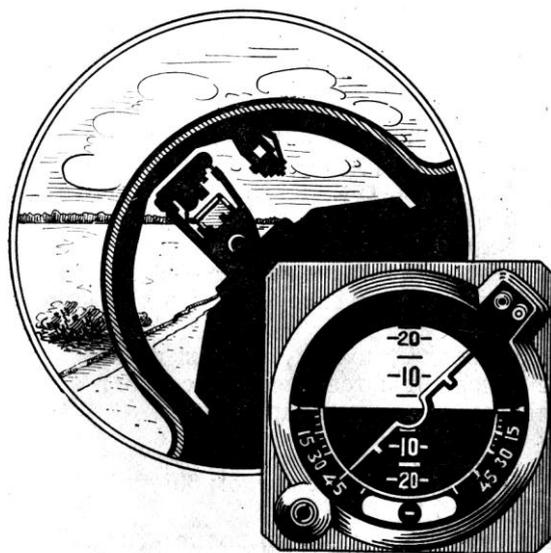


Рис. 11. Положение передней части фонаря кабины относительно горизонта на вираже с креном 45°

179. При вводе в вираж уделять внимание: плавному увеличению крена с одновременным созданием соответствующей перегрузки и сохранению правильного положения видимых частей фонаря кабины самолета относительно горизонта, сохранению высоты и скорости полета (по показаниям авиагоризонта АГД-1, вариометра и указателя скорости), координации действий рулями (по показаниям указателя поворота и скольжения), величине крена (по положению видимых частей фонаря кабины относительно горизонта и по показаниям авиагоризонта АГД-1 – рис. 11).

180. Как только крен достигнет заданного (по показаниям авиагоризонта АГД-1), необходимо зафиксировать его небольшим отклонением ручки управления в сторону, противоположную крену, и, сохраняя угловую скорость, продолжать вираж. Обороты двигателя устанавливать для сохранения скорости 400 км/ч по прибору.

181. В установившемся вираже уделять внимание:

- сохранению правильного положения видимых частей фонаря кабины самолета относительно горизонта;
- сохранению заданного крена (по авиагоризонту АГД-1);
- сохранению постоянной угловой скорости;
- сохранению скорости и высоты (по показаниям указателя скорости, вариометра и высотомера);
- осмотру воздушного пространства в направлении виража и ориентира вывода из виража.

182. Если в процессе выполнения виража наблюдается изменение положения видимых частей фонаря кабины самолета относительно горизонта (что свидетельствует о снижении или наборе высоты), необходимо плавными и соразмерными движениями ручки управления и педалей поднять или опустить нос самолета до нормального положения, контролируя это положение по показаниям авиагоризонта, указателя скорости и вариометра.

183. За 15-20° до намеченного ориентира координированными движениями ручки управления и педалей в сторону, обратную вращению самолета, начать вывод из виража с одновременным уменьшением оборотов двигателя с таким расчетом, чтобы выйти в режим горизонтального полета на установленной скорости без набора и потери высоты.

184. При выводе из виража внимание уделять:

- сохранению правильного положения видимых частей фонаря кабины относительно горизонта;
- одновременности уменьшения крена и угловой скорости;
- выдерживанию высоты и скорости (по показаниям авиагоризонта, указателя скорости, вариометра и высотомера);
- координации действий рулями (по указателю поворота и скольжения);
- точности вывода в направлении намеченного ориентира.

185. После вывода самолета в горизонтальный полет поставить рули в нейтральное положение.

186. Самолет на виражах устойчив. Разницы в выполнении правого и левого виражей практически нет.

187. Характерные ошибки и отклонения при выполнении виражей:

- несоответствие оборотов двигателя величине крена – самолет увеличивает или уменьшает скорость;
- перетягивание ручки управления на себя – увеличивается перегрузка, самолет теряет скорость и появляется тряска;
- некоординированные действия рулями управления при вводе в вираж и выводе из него – возникает внутреннее или внешнее скольжение и изменяются скорость и высота полета;

- резкий ввод самолета в вираж и резкий вывод из него – не выдерживаются высота и скорость полета;
- неточный вывод по направлению.

Вираж с креном 60°

188. Вираж с креном 60° выполнять на скорости по прибору 400 км/ч.

189. Перед вводом самолета в вираж осмотреться и проверить, свободно ли воздушное пространство, особенно в сторону виража, наметить ориентир для вывода из виража или запомнить курс по ГМК-1АЭ, установить скорость по прибору 400 км/ч.

Затем плавными и координированными движениями ручки управления и педалей ввести самолет в вираж.

190. При достижении крена 45° и дальнейшем его увеличении ручку управления необходимо выбирать на себя для создания угловой скорости, одновременно увеличивать обороты двигателя с таким расчетом, чтобы при крене 55-60° скорость сохранялась 400 км/ч ($n_{КВД} \approx 103\%$).

191. При достижении крена 60° незначительным движением ручки управления в сторону, противоположную крену, зафиксировать величину крена, установить постоянные угловую скорость и перегрузку (рис. 12).

192. Величину крена контролировать по авиагоризонту, а правильность выполнения виража – по указателю поворота и скольжения, указателю скорости, вариометру и высотомеру.

193. Если во время выполнения виража наблюдается изменение положения видимых частей фонаря кабины относительно естественного горизонта, что свидетельствует о снижении или наборе высоты, необходимо плавными движениями ручки управления и педалей поднять или опустить нос самолета до нормального положения.

194. В процессе выполнения виража не допускать перетягивания ручки управления на себя. При перетягивании появляется тряска самолета, а при дальнейшем отклонении ручки управления на себя самолет может энергично выполнить неправильную бочку и войти в штопор.

При возникновении тряски необходимо отклонить ручку управления от себя настолько, чтобы тряска прекратилась.

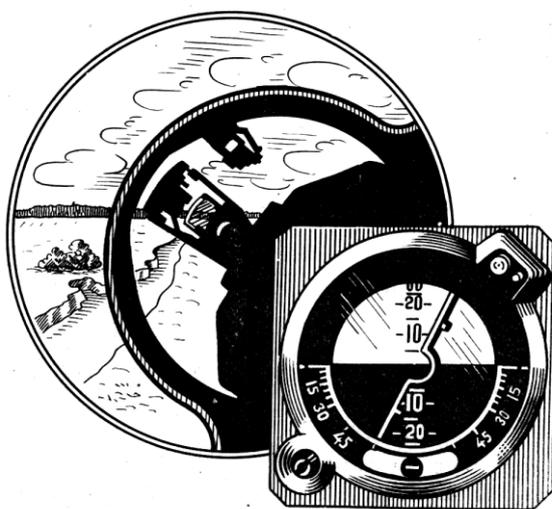


Рис. 12. Положение передней части фонаря кабины относительно горизонта на вираже с креном 60°

195. Вывод из виража начинать за 30° до намеченного ориентира координированными движениями ручки управления и педалей с одновременным уменьшением

оборотов двигателя с таким расчетом, чтобы к моменту вывода самолета в горизонтальный полет скорость была 400 км/ч.

196. После вывода самолета из виража установить рули в нейтральное положение.

Вывод должен быть произведен в направлении выбранного ориентира.

197. Самолет на вираже устойчив. Разницы в технике выполнения левого и правого виражей практически нет.

198. Распределение внимания при выполнении виража с креном 60° такое же, как и на вираже с креном до 45° .

199. Характерные ошибки и отклонения, допускаемые при выполнении глубоких виражей, такие же, как и на виражах с креном до 45° .

Кроме того, возможна и такая ошибка: увеличивается заданный крен, при этом самолет спускает нос, теряет высоту и увеличивает скорость.

Восьмерка

200. Техника выполнения восьмерки аналогична технике выполнения виража.

201. Перекладывание самолета из виража одного направления в вираж другого направления выполнять непрерывными и координированными движениями ручки управления и педалей, при этом необходимо следить за сохранением высоты полета по вариометру и высотомеру. В момент перекладывания обороты двигателя уменьшать с таким расчетом, чтобы сохранялась скорость 400 км/ч; затем обороты вновь увеличивать до 103%. Самолет легко перекладывается из одного виража в другой.

202. Характерные ошибки и отклонения, допускаемые на восьмерках, такие же, как и на виражах с креном 45° и 60° .

Боевой разворот

203. Боевой разворот выполнять на режиме работы двигателя не ниже номинального на высотах до 5000 м. Ввод в боевой разворот производить на скорости не менее 600 км/ч по прибору.

За боевой разворот, выполненный на максимальном режиме работы двигателя, при скорости ввода 600 км/ч по прибору самолет набирает 1150-1450 м (высота ввода 2000 м). При выполнении боевых разворотов на номинальном режиме работы двигателя набор высоты за режим на 150-300 м меньше, чем на максимальном.

204. Перед вводом самолета в боевой разворот необходимо наметить ориентир для вывода, осмотреть воздушное пространство и при режиме работы двигателя не ниже номинального в горизонтальном полете или на снижении установить скорость по прибору 650 км/ч.

205. Плавным движением ручки управления на себя перевести самолет на кабрирование. По достижении угла кабрирования $10-15^\circ$ создать самолету крен $10-15^\circ$ и координированными движениями рулей ввести самолет в разворот с набором высоты.

206. При вводе в боевой, разворот следить за одновременностью создания углов набора и крена, темпом углового перемещения самолета и координацией действий рулями.

207. В процессе боевого разворота допускается увеличение крена с таким расчетом, чтобы после разворота на 120° он был не более 60° при угле набора $30-40^\circ$ (рис. 13).

208. После разворота самолета на $140-150^\circ$ крен и угол набора необходимо постоянно уменьшать одновременным отклонением ручки управления по диагонали от себя в сторону, противоположную развороту, и педали в ту же сторону.

Далее координированным движением ручки и педалей вывести самолет из разворота в горизонтальный полет на скорости не менее 250 км/ч по прибору.

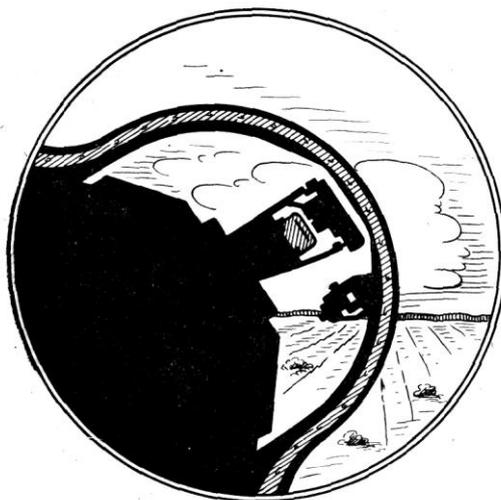


Рис. 13. Положение передней части фонаря кабины относительно горизонта на боевом развороте

209. При выводе из боевого разворота следить за скоростью, координацией движений рулями, ориентиром, а также за одновременностью уменьшения угла набора высоты, крена и угловой скорости.

210. Если требуется выполнить боевой разворот в минимальное время независимо от величины набора высоты, необходимо по достижении заданной скорости создать крен $15-20^\circ$ и энергичным движением ручки управления на себя выполнить первую половину косой петли.

В верхней части боевого разворота, когда самолет будет находиться в положении, близком к перевернутому (оно должно соответствовать развороту самолета на $160-165^\circ$), т. е. когда верхний обрез приборной доски не дойдет до горизонта $10-15^\circ$, начать вывод самолета в горизонтальный полет, координированно отклоняя ручку управления от себя по диагонали, а педаль – в сторону, противоположную развороту.

При этом самолет должен повернуться и выйти точно на 180° от исходного направления. Когда самолет выйдет в горизонтальный полет, поставить рули нейтрально. Скорость на выводе должна быть не менее 200 км/ч.

211. В процессе выполнения боевого разворота не допускать перетягивания ручки управления на себя.

При перетягивании начинается тряска самолета, предупреждающая о приближении к срыву. В этом случае необходимо отклонить ручку управления от себя до прекращения тряски и продолжать боевой разворот.

212. Характерные ошибки и отклонения при выполнении боевого разворота:

- на вводе в боевой разворот при малом крене излишне отклоняется ручка управления на себя – разворот происходит с большим углом набора и потерей скорости во второй половине фигуры;
- в процессе боевого разворота мало отклоняется ручка управления на себя – мала угловая скорость, потеря скорости во второй половине разворота;
- перетягивание ручки во второй половине разворота – появление предупредительной тряски с возможным срывом самолета в штопор; возможны «хлопки» двигателя;
- после разворота на 120° ручкой управления не парируется стремление самолета увеличить крен – крен становится более 60° .

Переворот

213. Ввод в переворот выполнять на скорости 300-400 км/ч по прибору до высоты 5000 м и на скорости 300 км/ч на высотах более 5000 м. Потеря высоты за переворот составляет 1100-1300 м с высот ввода 4000-5000 м и 1500-1700 м с высот ввода 6000-8000 м.

Переворот разрешается выполнять с убранными или выпущенными на вводе тормозными щитками.

Если при выполнении переворота происходит резкое увеличение скорости (более 650 км/ч) или большая потеря высоты, немедленно перевести двигатель на режим малого газа, выпустить тормозные щитки и создать на выводе максимально допустимую перегрузку (ст. 165).

214. Перед выполнением переворота необходимо осмотреть воздушное пространство, обратив особое внимание на нижнюю полусферу, наметить ориентир для вывода из переворота и в горизонтальном полете установить заданную скорость.

Затем создать угол кабрирования 15-20° и зафиксировать самолет в этом положении незначительным отклонением ручки управления от себя. После этого одновременными плавными движениями ручки управления и педалей в сторону переворота создать самолету вращение вокруг продольной оси с таким темпом, чтобы он оказался в положении «вверх колесами» за 2-3 с.

В процессе ввода в переворот взгляд должен быть направлен вперед на горизонт.

215. При вводе в переворот обращать внимание на скорость ввода, величину угла кабрирования, темп вращения самолета вокруг продольной оси и определение момента, когда самолет перевернется в положение «вверх колесами» (по положению частей фонаря кабины относительно горизонта – рис. 14).

216. Как только самолет окажется в положении «вверх колесами», установить педали нейтрально, ручкой управления прекратить вращение и, плавно выбирая ручку на себя, перевести самолет в пикирование. Вывод из пикирования начинать на скорости по прибору 400 км/ч.

После вывода из пикирования не допускать перетягивания ручки управления на себя, так как при перетягивании начинается тряска самолета, а при дальнейшем выборе ручки самолет выходит на режим сваливания (срыва). В случае начала тряски необходимо отклонить ручку управления от себя до прекращения тряски, затем плавно выводить самолет из пикирования.

217. Характерные ошибки и отклонения при выполнении переворота:

- мал угол кабрирования перед вводом – затруднено определение положения самолета «вверх колесами» по крену и, как следствие, возможен выход из переворота не в заданном направлении;
- при выполнении полубочки излишне отдается ручка управления от себя в положении «вверх колесами» – происходит зависание самолета с возникновением отрицательных перегрузок;
- несвоевременная дача рулей на вывод из полубочки – крен создается в положении «вверх колесами», а в результате – вывод из переворота не в заданном направлении;
- перетягивание ручки управления при выводе из пикирования – возникает тряска самолета, возможно сваливание (срыв) самолета;
- медленный темп взятия ручки на себя при выводе из пикирования – увеличивается скорость, большая потеря высоты.

Бочка

218. На самолете разрешается выполнять быстрые и замедленные, горизонтальные, восходящие и нисходящие бочки на скорости не менее 400 км/ч по прибору. Бочка с учебной целью выполняется на скорости по прибору 400 км/ч. Перед вводом самолета в фигуру установить в горизонтальном полете заданную скорость, осмотреть воздушное пространство в направлении выполнения фигуры.

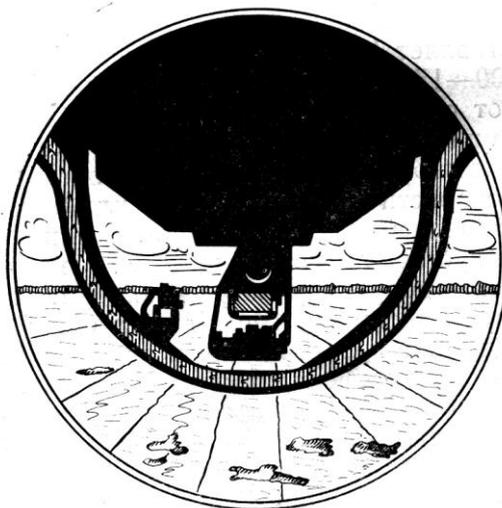


Рис. 14. Положение передней части фонаря кабины относительно горизонта на перевороте (самолет в положении «вверх колесами»)

На указанной скорости создать угол кабрирования 10-15° (рис. 15) и зафиксировать самолет в этом положении незначительным отклонением ручки управления от себя, затем плавным движением ручки в сторону выполнения бочки равномерно вращать самолет вокруг продольной оси, одновременно помогая вращению нажатием на педаль в ту же сторону.



Рис. 15. Положение передней части фонаря кабины относительно горизонта перед выполнением бочки (угол кабрирования 10-15°)

219. Как только самолет достигнет крена 75° , не замедляя вращения, начать слегка отдавать ручку управления от себя для предупреждения опускания носа самолета в положении «вверх колесами».

220. После прохода перевернутого положения необходимо за $60-50^\circ$ до выхода в горизонтальный полет удерживать нос самолета от опускания ниже горизонта увеличением нажима на педаль в сторону вращения, а за $40-30^\circ$ – отклонением ручки управления на себя (рис. 16).

При подходе самолета к положению горизонтального полета установить рули управления на вывод, а после прекращения вращения – в нейтральное положение (рис. 17).

221. При выполнении бочки следить за темпом и равномерностью вращения, направлением полета и определением момента начала вывода.



Рис. 16. Положение передней части фонаря кабины относительно горизонта при выполнении бочки (самолет в положении «вверх колесами»)



Рис. 17. Положение передней части фонаря кабины относительно горизонта в конце вывода из бочки

222. При правильном выполнении бочки самолет вращается вокруг продольной оси равномерно. Разницы в выполнении левой и правой бочек практически нет.

223. Характерные ошибки и отклонения при выполнении бочки:

- мал угол кабрирования перед вводом – бочка выполняется со снижением;

- мало отклоняется педаль в сторону бочки – самолет вращается с большим радиусом, вывод получается со снижением;
- не фиксируется угол кабрирования перед началом вращения вокруг продольной оси;
- вращение с большим радиусом «кадушка».

Петля Нестерова

224. Петлю Нестерова выполнять с высот до 5000 м на скорости ввода 650 км/ч по прибору при работе двигателя на максимальном режиме.

225. Перед вводом в петлю Нестерова осмотреть воздушное пространство. В горизонтальном полете или на снижении при работе двигателя на максимальном режиме установить заданную скорость и убедиться в отсутствии крена. Затем плавным движением ручки управления на себя перевести самолет на кабрирование.

226. При вводе в петлю Нестерова следить за отсутствием крена (по естественному горизонту и АГД-1), скоростью ввода и темпом создания угловой скорости (по нарастанию перегрузки).

227. Достигнув угла кабрирования 25-30°, темп движения ручки на себя постепенно увеличивать с таким расчетом, чтобы при угле кабрирования 50-60° перегрузка была 4-5. Далее выбирать ручку управления на себя следует так, чтобы угловая скорость самолета оставалась примерно постоянной, а скорость по прибору при выходе в верхнюю точку петли (самолет в положении «вверх колесами») была не менее 200 км/ч.

228. В процессе выполнения петли Нестерова обращать внимание на угловую скорость (по величине перегрузки), отсутствие кренов и поступательную скорость.

229. В верхней точке петли уточнить положение самолета и, когда верхний обрез приборной доски подойдет к горизонту (рис. 18), плавно уменьшить обороты двигателя до 90%, затем незначительным выгибанием ручки управления на себя перевести самолет в пикирование.

При достижении скорости по прибору 400 км/ч начать вывод самолета из пикирования.



Рис. 18. Положение передней части фонаря кабины относительно горизонта в верхней точке петли Нестерова

230. В процессе выполнения петли удерживать самолет от крена, так как при наличии крена траектория петли не будет лежать в одной плоскости.

231. Характерные ошибки и отклонения при выполнении петли Нестерова:

- в первой половине петли ручка управления слишком энергично берется на себя, создается большая перегрузка – самолет теряет скорость, появляется предупредительная тряска;
- при вводе в петлю ручка управления медленно берется на себя – мала угловая скорость, увеличивается радиус петли, самолет выходит в верхнюю точку на скорости менее эволютивной;
- крен на петле – не сохраняется направление;
- при подходе к верхней точке петли рано уменьшаются обороты двигателя – самолет теряет скорость;
- при подходе к верхней точке петли энергично выбирается ручка управления на себя – возможен срыв в штопор;
- самолет резко выводится из пикирования – большие перегрузки, возможна потеря скорости и предупредительная тряска;
- самолет медленно выводится из пикирования – большая скорость на выводе.

Косая петля

232. Косую петлю выполнять на скорости ввода 600-650 км/ч по прибору до высоты 5000 м на режиме работы двигателя не ниже номинального.

233. Перед вводом в косую петлю осмотреть воздушное пространство, в горизонтальном полете или на снижении при работе двигателя на режиме не ниже номинального установить заданную скорость, а затем создать крен 10-20° при максимальном, 20-45° при режимах работы двигателя не ниже номинального.

234. Далее выполнить косую петлю так же, как и петлю Нестерова, но сохраняя установленный крен на всем протяжении косой петли.

В первой половине косой петли следить за скоростью, сохранением заданного крена и угловой скорости. В верхней точке косой петли уточнить положение самолета и, когда верхний обрез приборной доски подойдет к горизонту, плавно уменьшить обороты двигателя до 90%.

235. Основной трудностью при выполнении косой петли является сохранение установленного крена при подходе к верхней точке петли, особенно при переходе ее, так как здесь привычные представления о положении земли и горизонта изменяются на обратные.

Величину крена при выполнении косой петли по показанию авиагоризонта выдерживать только до угла тангажа 80-85°. При дальнейшем увеличении угла тангажа силуэт самолета переворачивается и показывает крен в перевернутом положении.

Поэтому в перевернутом положении необходимо определять и сохранять крен самолета только относительно линии естественного горизонта. Так, например, если при вводе в косую петлю был левый крен, то в верхней ее точке левое крыло относительно линии горизонта будет опущено, а правое – поднято.

236. После того как самолет перейдет в пикирование, отклонением педали (противоположной крепу) сохранять направление на выводе. При выходе самолета в горизонтальный полет убрать крен и постепенно установить педали в нейтральное положение.

237. Во второй половине косой петли не допускать вращения самолета вокруг продольной оси, особенно в сторону увеличения крена, так как это может привести к переходу в крутую спираль. В случае неуверенности в правильности выполнения второй половины косой петли отклонением ручки управления убрать крен и закончить фигуру так же, как вторую половину петли Нестерова.

238. Характерные ошибки и отклонения при выполнении косой петли:

- невыдерживание заданного крена – изменяется наклон плоскости петли;

- медленное выбирание ручки управления на себя – увеличивается радиус, возможен выход в верхнюю точку на скорости менее эволютивной;
- уменьшение крена при подходе к верхней точке петли с последующим доворотом на снижении по ориентиру – возможен переход в кругую спираль, увеличивается потеря высоты при выводе.

Полупетля

239. Полупетлю выполнять с высот до 5000 м на скорости ввода 650 км/ч по прибору при работе двигателей на максимальном режиме. Перед выполнением полупетли осмотреть воздушное пространство и наметить ориентир для вывода.

240. В горизонтальном полете или на снижении установить скорость по прибору 650 км/ч при работе двигателя на максимальном режиме, убедиться в отсутствии крена и плавным движением ручки управления на себя перевести самолет на кабрирование.

Достигнув угла кабрирования 25-30°, темп движения ручки на себя постепенно увеличивать с таким расчетом, чтобы при угле кабрирования 50-60° перегрузка была 4,5-5.

Далее выбирать ручку управления на себя так, чтобы угловая скорость самолета оставалась примерно постоянной, а скорость по прибору при выходе в верхнюю точку полупетли (самолет в положении «вверх колесами») была не менее 200 км/ч.

241. При подходе к верхней точке полупетли, когда нос самолета не дойдет до линии горизонта примерно на 10 (рис. 19), отклонением ручки управления и педалей повернуть самолет вокруг продольной оси на 180° (выполнить полубочку). При этом темп отклонения рулей должен быть таким, чтобы полубочка была выполнена за 2-3 с.

242. При подходе самолета к верхней точке полупетли обращать внимание на скорость полета, определение начала выполнения полубочки и начала вывода из нее, а также на направление вывода.

243. Если скорость в верхней точке полупетли будет менее 200 км/ч по прибору, не перетягивая ручку, плавно опустить нос самолета ниже горизонта и при достижении скорости 200-210 км/ч по прибору выполнить полубочку или закончить фигуру, выполнив вторую половину петли Нестерова (на высоте не менее 2500 м).



Рис. 19. Положение передней части фонаря кабины относительно горизонта в верхней точке полупетли

244. Характерные ошибки и отклонения при выполнении полупетли:

- рано даются рули на ввод в полубочку – самолет выходит из полупетли с углом кабрирования (возможна потеря скорости);

- поздно отклоняются рули на ввод в полубочку – самолет выходит из полупетли со снижением;
- рано или поздно даются рули на вывод из полубочки – самолет выходит из полупетли с креном;
- некоординированно выполняется полубочка – выход из полупетли не по направлению.

Кроме того, возможны и ошибки, допускаемые при выполнении первой половины петли Нестерова.

Горка

245. Горку разрешается выполнять во всем диапазоне высот полета на режиме работы двигателя не ниже номинального с углами до 60° .

Ввод в горку с углами до 45° производить на скоростях 400-650 км/ч по прибору, а с углами $45-60^\circ$ – на скорости 600-650 км/ч по прибору.

Перед вводом в горку осмотреться, обратив особое внимание на пространство в направлении выполнения фигуры; в горизонтальном полете или на снижении при работе двигателя не ниже номинального установить заданную скорость и убедиться в отсутствии крена. Затем плавным движением ручки управления на себя создать самолету угол кабрирования $30-60^\circ$, зафиксировать его незначительным отклонением ручки управления от себя (рис. 20).



Рис. 20. Положение передней части фонаря кабины относительно горизонта при вводе в горку

246. При вводе в горку следить за отсутствием крена (по естественному горизонту и АГД-1), скоростью и темпом ввода, величиной угла горки. Величину угла и отсутствие кренов в процессе горки контролировать по авиагоризонту.

247. По достижении скорости по прибору 350 км/ч при углах кабрирования до 45° и скорости 400 км/ч при углах кабрирования более 45° ввести самолет в разворот с одновременным уменьшением угла кабрирования и последующим опусканием носа самолета до линии естественного горизонта, не уменьшая оборотов двигателя. Когда нос самолета подойдет к линии горизонта, вывести самолет в горизонтальный полет на скорости по прибору не менее 250 км/ч и уменьшить обороты двигателя до требуемых.

В процессе вывода из горки с углом 30° скорость самолета уменьшается на величину до 30 км/ч, с углами 45 и 60° соответственно до 60 и 120 км/ч.

Вывод самолета из горки производить: с углами до 45° – разворотом, с углами 45° и более – двумя последовательными полубочками.

248. При выводе из горки следить за скоростью начала ввода в разворот и сохранением заданной скорости вывода.

249. Характерные ошибки и отклонения при выполнении горки:

- резкое создание самолету угла кабрирования – большие перегрузки, быстрая потеря скорости в процессе горки, малый набор высоты, возможно появление тряски самолета;
- не фиксируется заданный угол кабрирования – увеличение угла горки более заданного, быстрая потеря скорости;
- начало вывода из горки на меньшей скорости или медленное опускание носа самолета на горизонт – уменьшение или потеря скорости на выводе.

Поворот на горке

250. Ввод в горку начинать на скорости по прибору 600-650 км/ч.

251. Перед вводом в горку осмотреться, обратив особое внимание на пространство в направлении горки, установить заданную скорость в горизонтальном полете или на снижении при работе двигателя на режиме не ниже номинального и убедиться в отсутствии кренов. Затем плавным движением ручки управления на себя перевести самолет на кабрирование с углом до 60° и удерживать его в этом положении до скорости по прибору 300 км/ч.

На этой скорости, не изменяя угла кабрирования отклонением педали в нужную сторону, выполнить поворот вокруг вертикальной оси самолета. Стремление самолета к переворачиванию в положение «вверх колесами» парировать отклонением ручки управления от себя и в сторону, противоположную отклоненной педали.

252. При повороте следить за определением момента начала поворота, величиной крена и выполнением поворота в одной плоскости.

253. За 25° до подхода носа самолета к линии естественного горизонта плавно уменьшить обороты двигателя до минимальных, а затем установить угол пикирования, равный углу кабрирования (рис. 21).

Как только самолет достигнет скорости 400 км/ч, начать вывод из пикирования, одновременно увеличивая обороты двигателя до потребных для выполнения горизонтального полета или очередной фигуры пилотажа.



Рис. 21. Положение передней части фонаря кабины относительно горизонта при повороте на горке (момент уборки оборотов двигателя)

254. Характерные ошибки и отклонения при выполнении поворота на горке:

- поворот самолета производится не в одной плоскости – несоответствие угла пикирования углу кабрирования;
- не поддерживается крен в момент поворота – увеличение крена более 90° , возможно переворачивание самолета в положение «вверх колесами» и переход в штопор.

Переворот на горке

255. Ввод в горку начинать на скорости по прибору 600-650 км/ч.

256. Перед выполнением переворота на горке осмотреться, особенно в направлении выполнения фигуры, наметить ориентир для вывода из переворота, установить заданную скорость при работе двигателя на режиме работы двигателя не ниже номинального в горизонтальном полете или на снижении и убедиться в отсутствии крена. Затем плавным движением ручки управления на себя перевести самолет на кабрирование с углом до 60° .

257. При достижении скорости по прибору 300 км/ч плавными и одновременными движениями ручки управления и педалей в сторону переворота придать самолету вращение вокруг продольной оси и выполнить полубочку с таким темпом, чтобы самолет перевернулся в положение «вверх колесами» за 2-3 с.

После переворота самолета вверх колесами установить педали в нейтральное положение, а ручкой управления прекратить вращение.

258. При выполнении полубочки следить за скоростью, темпом выполнения полубочки и направлением полета.

259. После прекращения вращения выбиранием ручки на себя подвести нос самолета к линии естественного горизонта. Как только верхний обрез приборной доски подойдет к линии естественного горизонта, уменьшить обороты двигателя до 90% и ввести самолет в пикирование. При достижении скорости по прибору 400 км/ч начать вывод самолета из пикирования. Затем установить скорость и обороты двигателя для выполнения очередной фигуры пилотажа или горизонтального полета.

260. Характерные ошибки и отклонения при перевороте на горке:

- позднее выполнение полубочки – потеря скорости менее эволютивной;
- запаздывание с постановкой рулей на вывод или ранний вывод из полубочки – вывод из пикирования не по направлению.

Пикирование

261. Ввод в пикирование производить на скорости по прибору 300 км/ч с разворота на $60-90^\circ$ с убранными или выпущенными тормозными щитками.

На пикировании с убранными тормозными щитками при достижении числа $M=0,78$ автоматически выпускаются тормозные щитки, при этом самолет имеет тенденцию к кабрированию.

262. Перед выполнением пикирования осмотреть воздушное пространство в направлении пикирования, наметить ориентир для ввода, и установить скорость по прибору 300 км/ч. Затем координированными движениями ручки управления и педалей ввести самолет в разворот с креном $45-60^\circ$ в направлении выбранного ориентира.

В процессе разворота плавно уменьшить обороты двигателя до минимальных, одновременно переводя самолет в пикирование.

К моменту окончания разворота угол пикирования должен быть заданным (с учебной целью не более 60°).

Величину угла пикирования контролировать по авиагоризонту (рис. 22).

Во время ввода в пикирование внимание обращать на скорость ввода, координацию действий рулями, величину крена и угла пикирования и направление вывода.

263. На пикировании появляются давящие усилия на ручку, которые возрастают с увеличением скорости пикирования. В течение пикирования не допускать крена и разворотов, следить за высотой, скоростью и числом М полета.

В процессе установившегося пикирования внимание обращать на сохранение заданного угла пикирования (визуально и по АГД-1), прямолинейность траектории и определение момента вывода из пикирования.



Рис. 22. Положение передней части фонаря кабины относительно горизонта при пикировании с углом 30°

264. При достижении заданной скорости пикирования 600 км/ч по прибору плавным движением ручки управления на себя начать вывод самолета в горизонтальный полет. В конце вывода увеличить обороты двигателя до необходимых и убрать щитки. Потеря высоты на выводе из пикирования с углом 60° и перегрузкой $4-4,5$ составит $1100-1300 \text{ м}$.

На выводе из пикирования внимание обращать на определение скорости и высоты начала вывода, отсутствие крена и скольжения, темп вывода из пикирования, величину перегрузки и отсутствие тряски самолета.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Пользоваться триммером руля высоты для снятия нагрузки с ручки управления в процессе пикирования **запрещается**, так как на больших скоростях значительно возрастает эффективность триммера и небольшие его отклонения приводят к резкому изменению нагрузки на ручке управления.

265. Характерные ошибки и отклонения на пикировании:

- при вводе в пикирование не соблюдается координация движений рулями, ручка управления энергично отдается от себя – ввод в пикирование с перегрузками, меньшими $+1$;
- резкие движения ручкой управления во время пикирования – не сохраняется постоянный угол пикирования;
- в процессе пикирования не контролируется положение самолета по авиагоризонту – возможно пикирование с креном или с углом, не соответствующим заданному;
- перетягивание ручки при выводе из пикирования – возникают большие перегрузки, возможна тряска самолета.

Спираль

266. Спираль выполняется на скорости по прибору 400 км/ч с креном до 45° .

267. Перед выполнением спирали осмотреться, обратив особое внимание в сторону выполнения фигуры, и в режиме планирования установить скорость по прибору 400 км/ч при положении РУД на упоре малого газа. Затем плавными движениями ручки управления и педалей ввести самолет в разворот. Когда крен достигнет заданного, незначительными движениями ручки управления и педалей в сторону, противоположную развороту, устранить стремление самолета к увеличению крена, возрастанию угловой скорости и скорости по траектории.

Крен контролировать по положению видимых частей фонаря кабины относительно горизонта и по авиагоризонту (рис. 23).

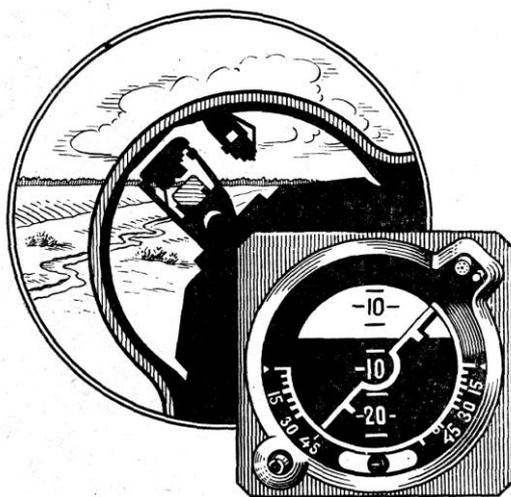


Рис. 23. Положение передней части фонаря кабины на спирали

268. Выдерживание заданной скорости на спирали производить соответствующим изменением угла наклона продольной оси самолета относительно горизонта.

269. Вывод из спирали производить координированными движениями ручки управления и педалей в сторону, противоположную крену, при этом вначале устраняются крен и угловое перемещение, а затем самолет выводится из угла планирования.

270. Внимание на спирали распределять так же, как при выполнении виражей.

271. Характерные ошибки и отклонения при выполнении спирали:

- не выдерживается заданный крен – самолет опускает нос, увеличивает скорость, возможен вход самолета в кругую спираль;
- не выдерживается угол наклона продольной оси самолета относительно горизонта – увеличивается или уменьшается скорость.

272. На высотах до 4000 м за один виток спирали с креном 45° с задросселированным двигателем на скорости полета по прибору 400 км/ч самолет теряет до 1000 м высоты.

ШТОПОР

273. Самолет Л-39 непреднамеренно может сорваться в штопор только при грубых ошибках в технике пилотирования, связанных с чрезмерным отклонением ручки управления в продольном отношении и некоординированным перемещением педалей более половины их хода от нейтрального положения.

С учебной целью на самолете разрешается выполнять как нормальный, так и перевернутый штопор.

Поведение самолета на минимальных скоростях полета

274. Минимальная приборная скорость (скорость сваливания самолета при перегрузке, равной 1) с убранными шасси и закрылками при работе двигателя на режиме малого газа равна 185 км/ч по прибору, с выпущенными шасси и закрылками – 160 км/ч.

С увеличением перегрузки срыв самолета наступает раньше, т.е. на больших скоростях.

275. Для уменьшения скорости до минимальной в горизонтальном полете и на планировании с убранными шасси и закрылками при работе двигателя на режиме малого газа следует плавно отклонять ручку управления на себя, педали и элероны при этом удерживать в нейтральном положении.

276. При приближении к скорости на 5-10 км/ч больше минимальной возникают предупредительная тряска самолета и подергивание ручки управления от элеронов.

Дальнейшее уменьшение скорости сопровождается увеличением тряски самолета и появлением колебаний по крену. По достижении скорости 160-165 км/ч при полностью взятой ручке управления на себя самолет, как правило, опускает нос и переходит на режим парашютирования с постепенным увеличением скорости до 200-220 км/ч.

Сваливание на крыло происходит значительно реже с медленным плавным накрениванием самолета, преимущественно вправо. В этих случаях после отклонения ручки управления от себя за нейтральное положение (элероны нейтрально) скорость увеличивается, самолет без запаздывания выходит на управляемый режим. Элероны эффективны вплоть до момента сваливания самолета.

277. При пилотировании самолета на скоростях, близких к минимальным, не допускать резких и некоординированных движений рычагами управления. При сваливании самолета на крыло установить педали и элероны в нейтральное положение и плавно отклонить ручку управления от себя за нейтральное положение; по мере увеличения скорости самолет выйдет на управляемый режим полета.

278. Отклонение педали в момент сваливания может привести к срыву самолета в штопор, причем как в сторону отклоненной педали, так и в противоположную.

Поведение самолета при перетягивании ручки управления на пилотаже

279. Перетягивание ручки управления на вираже, боевом развороте, полупетле, петле Нестерова и других фигурах пилотажа сопровождается появлением тряски самолета, предупреждающей летчика о выходе самолета на режим сваливания и возможности срыва в штопор.

Кроме того, выход на режим сваливания и сопровождающий его срыв потока с крыла приводят к нарушению равномерности потока воздуха на входе в двигатель, что в свою очередь может привести к появлению неустойчивой работы двигателя (помпажу).

Неустойчивая работа двигателя может проявляться в виде «тихого помпажа» (рост температуры газов за турбиной, падение оборотов двигателя) или помпажа, сопровождающегося «хлопками».

280. При начале тряски самолета производить дальнейшее взятие ручки на себя **запрещается**.

281. При возникновении тряски самолета необходимо немедленно отдать ручку управления от себя до прекращения тряски, при этом обратить особое внимание на приборы контроля параметров работы двигателя (температуру газов за турбиной и обороты двигателя).

В случае падения оборотов двигателя и роста температуры газов за турбиной выше максимально допустимой по возможности перевести двигатель на режим малого

газа; следя за скоростью полета, выждать восстановление температуры газов и оборотов двигателя в нормальные пределы и только после этого плавно переводить двигатель на повышенный режим работы.

282. Во всех случаях срыва самолета в штопор при выполнении фигур пилотажа необходимо действовать в порядке, указанном в ст. 293 настоящего Руководства.

Нормальный штопор

Ввод самолета в штопор

283. В учебных целях нормальный штопор на самолете с гладким крылом, а также с установленными крыльевыми держателями выполнять до двух витков с высоты не менее 5000 м.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Ввод самолета в штопор осуществлять на высоте не более 6000 м.

284. Перед выполнением штопора необходимо убедиться, что в зоне нет других самолетов, сбалансировать самолет в горизонтальном полете на скорости 300 км/ч по прибору.

285. Ввод самолета в штопор выполнять в такой последовательности:

- наметить ориентир для начала вывода из штопора;
- перевести РУД в положение МАЛЫЙ ГАЗ и убедиться, что режим работы двигателя соответствует режиму МАЛЫЙ ГАЗ;
- перевести самолет в набор высоты с углом 20° и плавным отклонением ручки управления на себя уменьшить скорость по прибору до 170 км/ч;
- отклонить педаль полностью в сторону штопора, а ручку управления – полностью на себя и удерживать их в этом положении в процессе всего штопора; элероны при вводе и во время штопора должны находиться в нейтральном положении.

286. Самолет входит в штопор неохотно. Легче вводится в правый штопор и труднее в левый.

Поведение самолета в штопоре

287. Нормальный штопор самолета Л-39 неустойчивый. В процессе штопора имеют место неравномерность вращения самолета и значительные переменные усилия на ручке и педалях от рулей высоты и направления.

288. Во время штопора летчик ощущает интенсивную тряску самолета и биение педалей.

289. На левом штопоре самолет, как правило, в конце второго витка изменяет направление вращения, переходя в правый штопор.

290. Потеря высоты за один виток равна 300-400 м, время одного витка 6-7 с. Общая потеря высоты от момента ввода в штопор до вывода из штопора и перехода в горизонтальный полет составляет 500-650 м. Общая потеря высоты при выполнении двух и трех витков штопора соответственно составляет 1050-1200 и 1400-1700 м.

Вывод самолета из штопора

291. При правильном действии рулями самолет надежно выходит из штопора.

292. Вывод самолета из штопора при преднамеренном вводе в штопор выполнять в такой последовательности:

- за 15-20° до намеченного ориентира отклонить педаль полностью против штопора, а затем отдать ручку управления от себя в нейтральное или несколько за нейтральное положение;
- после прекращения вращения самолета установить педали нейтрально и по достижении скорости по прибору 400 км/ч плавно вывести самолет из пикирования с перегрузкой 2,5-3; элероны должны быть в нейтральном положении.

293. Вывод самолета из штопора при непреднамеренном срыве в штопор выполнять в такой последовательности:

- перевести РУД в положение МАЛЫЙ ГАЗ;
- определить направление вращения самолета;
- поставить рули по штопору, т.е. педаль отклонить полностью в сторону вращения самолета, а ручку управления – полностью на себя (элероны нейтрально);
- отклонить педаль полностью против штопора, а затем отдать ручку управления от себя в нейтральное или несколько за нейтральное положение;
- после прекращения вращения самолета установить педали нейтрально и по достижении скорости по прибору 400 км/ч плавно вывести самолет из пикирования с перегрузкой 2,5-3; элероны должны быть в нейтральном положении.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. В случае изменения направления вращения самолета в штопоре или перехода самолета из нормального штопора в перевернутый и наоборот необходимо поставить рули по штопору (педаль – полностью в сторону вращения, ручка – полностью на себя, если самолет перешел в нормальный штопор, и ручка – полностью от себя, если самолет перешел в перевернутый штопор), элероны нейтрально и после этого выводить самолет из штопора обычным способом.

2. Потребные для отдачи ручки управления самолетом от себя в нейтральное положение усилия значительны и могут достигать 20 кгс. Приложение недостаточных усилий может привести к тому, что ручка управления останется в отклоненном (на себя) положении и самолет не выйдет на докритические углы атаки.

3. После выхода самолета из штопора (после прекращения вращения) обратить внимание на показания приборов контроля работы двигателя (температуру газов за турбиной и обороты).

В случае повышения температуры газов и падения оборотов двигателя по отношению к их значениям, которые были перед вводом в штопор, продолжать снижение (без перемещения РУД) до восстановления исходных значений температуры газов и оборотов двигателя. Перемещение РУД разрешается производить только после указанного восстановления исходных значений температуры газов и оборотов двигателя. В случае падения оборотов двигателя ниже 54,5% и роста температуры газов выше 600°С необходимо остановить двигатель и затем произвести его запуск.

О ш и б к и п р и в ы п о л н е н и и ш т о п о р а

294. Необходимо строго соблюдать указанную последовательность действий рулями при выводе самолета из штопора. Невыполнение этого требования может привести к запаздыванию с выходом самолета из штопора, переходу его в штопор обратного направления или перевернутый штопор.

295. Задержка с отклонением ручки управления от себя после дачи педали против штопора может привести к переходу в штопор обратного направления.

Если самолет перешел в штопор обратного направления, необходимо рули поставить по штопору (элероны нейтрально) и выводить самолет из штопора.

296. Если при выводе самолета из штопора ручку управления отдать полностью от себя, а педали оставить отклоненными по штопору, самолет может перейти в перевернутый штопор. При этом усиливается тряска самолета и возрастают усилия на органах управления. Вывод самолета из перевернутого штопора необходимо производить в порядке, указанном в ст. 305 настоящего Руководства.

297. При нормальном выводе самолета из штопора не рекомендуется отклонять ручку управления полностью от себя, так как это приводит к переходу самолета в отрицательное пикирование и большой потере высоты на выводе.

298. Чрезмерно большое и энергичное взятие ручки управления на себя в начале вывода из пикирования может привести к потере скорости и повторному срыву самолета в штопор.

299. Если после отклонения рулей на вывод из штопора самолет из штопора не выходит, необходимо снова поставить рули по штопору, т.е. педаль полностью отклонить в сторону вращения самолета, а ручку управления – полностью на себя (элероны нейтрально), и через полвитка повторить вывод из штопора.

Перевернутый штопор

В в о д в п е р е в е р н у т ы й ш т о п о р

300. В учебных целях на самолете Л-39 с гладким крылом, а также с установленными крыльевыми держателями разрешается выполнение перевернутого штопора до одного витка с высоты не менее 5000 м.

301. Перед выполнением перевернутого штопора сбалансировать самолет в горизонтальном полете на скорости по прибору 300 км/ч и подтянуть привязные ремни.

Ввод самолета в штопор выполнять в такой последовательности:

- перевести самолет в набор высоты с углом 20-25°;
- на скорости 220 км/ч выполнением полубочки перевести самолет в положение «на спине»;
- перевести РУД в положение МАЛЫЙ ГАЗ;
- плавно отклонить ручку управления полностью от себя;
- на скорости 200-190 км/ч полным отклонением педали ввести самолет в штопор.

Перевернутый штопор неустойчивый, в процессе штопора имеют место неравномерность вращения самолета и значительные (переменные) усилия на ручке и педалях от рулей высоты и направления. Из-за воздействия отрицательных перегрузок летчику затруднено ведение пространственной ориентировки и определение направления вращения самолета в штопоре.

302. Самолет Л-39 может непреднамеренно войти в перевернутый штопор только в результате грубых ошибок летчика в технике пилотирования, связанных с неправильными действиями рулями (отклонение ручки и педалей по штопору на 1/2 хода и более) и потерей скорости в процессе выполнения фигур пилотажа.

303. Наиболее вероятным случаем непреднамеренного входа в перевернутый штопор является вывод самолета из нормального штопора с такой грубой ошибкой, как передача ручки управления от себя и фиксация ее в этом положении при полностью или почти полностью отклоненной педали.

304. Потеря высоты за один виток перевернутого штопора равна 100 м, время одного витка 4-5 с. Общая потеря высоты от момента ввода в штопор до вывода из штопора равна 250 м.

Вывод самолета из перевернутого штопора

305. Вывод самолета из перевернутого штопора производить в такой последовательности:

- отклонить педаль полностью против штопора, а затем отклонить ручку управления на себя в нейтральное или несколько за нейтральное положение;
- после прекращения вращения самолета установить педали в нейтральное положение и по достижении скорости по прибору 400 км/ч плавно вывести самолет из пикирования в горизонтальный полет с перегрузкой 2,5-3, при этом элероны должны находиться в нейтральном положении.

Полное отклонение ручки управления на себя и задержка ее в этом положении при выводе самолета из перевернутого штопора может привести к переходу самолета в нормальный штопор.

Вывод самолета из непонятого положения

306. Вывод самолета из непонятого положения выполнять в такой последовательности:

- оценить высоту;
- перевести РУД в положение МАЛЫЙ ГАЗ;
- установить педали и ручку управления в нейтральное положение и удерживать их в этом положении до прекращения вращения самолета. После устойчивого движения самолета и определения летчиком пространственного положения перевести самолет в горизонтальный полет.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. Нормальный и перевернутый штопор на самолете Л-39 в учебных целях выполнять только при работе двигателя на режиме малого газа. Выполнение нормального и перевернутого штопора на режимах работы двигателя выше малого газа **запрещается**.

2. Если до высоты 1500 м самолет из нормального или перевернутого штопора не выходит – экипажу катапультироваться.

ПОЛЕТ НА ВЫСОТУ БОЛЕЕ 4000 м

307. Все полеты на высотах более 4000 м выполняются с использованием кислородного оборудования, в защитном шлеме ЗШ-3М (ЗШ-5), с кислородной маской КМ-32 (КМ-34), при наличии парашютного кислородного прибора КП-27М (в учебных целях допускается использование гермошлема ГШ-6А или ГШ-6М) и высотного компенсирующего костюма ВКК-6М (ВКК-3М).

308. Набор высоты до 10000 м разрешается производить как на номинальном, так и на максимальном режимах работы двигателя.

С высоты 10000 м использовать максимальный режим работы двигателя запрещается. Набор высоты с 10000 м до практического потолка производить только на номинальном режиме работы двигателя (обороты не должны превышать $103,2\%^{+1\%}$).

309. При полетах на высоты до практического потолка после взлета, уборки шасси и закрылков установить номинальный или максимальный режим работы двигателя и в горизонтальном полете разогнать самолет до скорости по прибору 400 км/ч. В конце разгона плавно перейти в набор высоты, сохраняя скорость набора по прибору 400 км/ч.

310. В процессе всего набора высоты выдерживать наивыгоднейшую скорость набора, соответствующую максимальной скороподъемности самолета.

Наивыгоднейшие скорости набора по высотам одинаковы как для номинального, так и для максимального режима работы двигателя.

Максимальные вертикальные скорости, время и приборные скорости набора для различных высот (условия стандартные, взлетный вес 4300 кгс) приведены в табл. 1.

Таблица 1

Высота, м	Вертикальная скорость, м/с		Время набора*, мин		Скорость набора, км/ч
	номинальный режим	максимальный режим	номинальный режим	максимальный режим	
0	17,3	22,0	0	0	400**
2000	14,4	18,0	2,1	1,6	400**
4000	11,4	14,2	4,7	3,8	400**
6000	8,2	10,4	8,0	6,5	500***
8000	5,2	6,5	13,0	10,0	500***
10000	2,2	2,7	21,6	17,6	500***
11000	0,5	0,5	35	30,5	500***

* Без учета времени (около 1 мин) на взлет и разгон самолета до наивыгоднейшей скорости набора.

** Приборная скорость (по широкой стрелке).

*** Истинная скорость (по узкой стрелке).

Для выдерживания режима скороподъемности необходимо начинать набор на скорости по прибору 400 км/ч (по широкой стрелке), сохраняя эту скорость постоянной до высоты, на которой значение истинной скорости достигнет величины 500 км/ч (по узкой стрелке), и далее продолжать набор высоты на постоянной истинной скорости (по узкой стрелке), равной 500 км/ч, до практического потолка.

При наборе высоты до 10000 м на максимальном режиме работы двигателя обороты двигателя не должны превышать 106,8%+1%, а время работы – 20 мин.

Набор высоты после 10000 м производить только на номинальном режиме работы двигателя.

311. Показания приборов, контролирующих работу двигателя, при наборе высоты на максимальном режиме должны быть следующими:

а) обороты двигателя – не более 106,8% на всех высотах;

б) температура газов за турбиной двигателя – не более 685°C (при включенной ПОС не более 705°C) до 8000 м, и не более 715°C на высотах 8000 м и выше.

312. В процессе набора высоты разрешается непрерывная работа двигателя на максимальном режиме не более 20 мин. Повторный выход на максимальный режим после непрерывной работы на нем в течение 20 мин разрешается после охлаждения двигателя на номинальном режиме или ниже не менее 5 мин.

313. Во всем рекомендованном диапазоне скоростей полета самолета разрешается изменять режим работы двигателя перемещением РУД за 1-2 с от упора малого газа до упора МАКСИМАЛ на высотах 10000 м и ниже, и до упора НОМИНАЛ до высоты 11000 м.

На высоте 11000 м при увеличении режима работы двигателя РУД перемещается плавно с темпом, обеспечивающим увеличение оборотов ротора КВД не более 3% в секунду.

314. На всех высотах и скоростях полета, рекомендованных для самолета Л-39, разрешается перемещение РУД (дросселирование двигателя) с любого режима до режима малого газа не менее чем за 1-2 с.

315. В полете периодически контролировать давление кислорода в системе по манометру индикатора ИК-52, а также подачу кислорода прибором КП-52 по сегментам индикатора ИК-52.

При уменьшении давления кислорода в системе до 30 кгс/см² снизиться на высоту менее 4000 м.

316. При возникновении большого сопротивления на вдохе, ощущении недостатка кислорода или при ухудшении самочувствия рукоятку АВАРИЯ на РПК-52 установить в положение ВКЛ. При этом усилить контроль за запасом кислорода, так как расход кислорода увеличивается в 2-3 раза.

В случае отказа кислородной системы действовать в соответствии со ст. 551. настоящего Руководства.

317. По мере набора высоты контролировать перепад давления в кабине по прибору УВПД-20, показания которого на высотах более 7000 м должны находиться в пределах $0,23 \pm 0,02$ кгс/см². При перепаде давления более 0,25 кгс/см² набор высоты прекратить и произвести посадку на аэродром для устранения неисправности.

318. Переходя на снижение, необходимо одновременно перевести РУД на режим малого газа и ввести самолет в режим планирования. Скорость на снижении может быть выбрана в зависимости от обстановки в пределах установленных ограничений.

319. Если необходимо выполнить энергичное снижение, использовать тормозные щитки.

При выпуске и уборке тормозных щитков усилия на ручке управления самолетом на всех допустимых режимах полета меняются незначительно.

320. При снижении с большой высоты рекомендуется выдерживать по широкой стрелке постоянную для всех высот приборную скорость 450 км/ч.

321. Скорость планирования, которая соответствует максимальному аэродинамическому качеству самолета с учетом работы двигателя на малом газе, равна 300-310 км/ч.

ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ

322. Горизонтальный полет до практического потолка выполнять на скоростях от минимально допустимой до максимальной на данной высоте, указанной в табл. 2.

Таблица 2

Высота, м	Максимальная скорость горизонтального полета по прибору, км/ч (полетный вес 4000 кгс, условия стандартные)	
	номинальный режим	максимальный режим
0	620	680
1000	615	660
2000	600	650
3000	585	625
4000	560	600
5000	540	580
6000	520	555
7000	500	525
8000	470	500
9000	440	470
10000	400	430

В горизонтальном полете при использовании максимального режима работы двигателя самолет на всех высотах не выходит за пределы ограничений по приборной скорости и числу М.

323. Особенности поведения самолета при полетах на максимальных и близких к ним скоростях нет.

Усилия на ручке управления от руля высоты снимаются триммером на всех скоростях горизонтального полета вплоть до максимальных.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. На скоростях полета более 550 км/ч по прибору следует пользоваться триммером руля высоты осторожно, так как излишнее отклонение триммера может вызвать резкое изменение балансировки самолета.

324. В горизонтальном полете максимально допустимая температура газов за турбиной при работе двигателя на номинальном режиме должна быть не более 650°C без отбора воздуха и не более 670°C с отбором воздуха на ПОС самолета и двигателя.

ПОЛЕТЫ НА ПРЕДЕЛЬНО ДОПУСТИМЫХ ПРИБОРНЫХ СКОРОСТЯХ И ЧИСЛАХ М ПОЛЕТА

325. Предельно допустимые числа М и приборную скорость полета можно достичь только при снижении.

326. Для самолета как с внешними подвесками, так и без них предельно допустимое число М полета по прибору равно 0,8. Во всем диапазоне разрешенных чисел М особенностей в поведении самолета, его устойчивости и управляемости нет. Усилия на ручке управления сохраняются давящими и с увеличением числа М возрастают. При числе $M > 0,8$ наблюдается уменьшение давящих усилий и возможно появление тянущих усилий, появляется тенденция к затягиванию в пикирование.

327. Для предотвращения непроизвольного выхода на числа $M > 0,8$ по достижении числа $M_{\text{ПР}} = 0,78 \pm 0,02$ автоматически выпускаются тормозные щитки. При выпуске тормозных щитков рост скорости самолета и числа М уменьшается, появляется кабрирующий момент, что уменьшает возможность непреднамеренного превышения предельно допустимого числа М.

328. Выход самолета на предельное значение числа М по прибору без превышения максимально допустимой приборной скорости (900 км/ч) возможен на высотах более 1300 м. На высотах ниже 1300 м превышение предельного значения числа М недопустимо, так как на высоте 1300 м числу $M_{\text{ПР}} = 0,8$ соответствует приборная скорость 900 км/ч, которая является максимально допустимой по скоростному напору.

329. Выход на приборную скорость 900 км/ч сопровождается появлением давящих усилий на ручке управления (при балансировке самолета триммером руля высоты на скорости по прибору 700 км/ч), самолет стремится выйти из режима снижения и уменьшить скорость полета

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. На скоростях полета по прибору более 700 км/ч пользоваться триммером руля высоты **запрещается**.

330. Полет для достижения числа $M_{\text{ПР}} = 0,8$ выполняется без внешних подвесок. При этом необходимо в горизонтальном полете на высоте 5000 м на максимальном режиме работы двигателя увеличить скорость до максимальной и сбалансировать самолет триммером руля высоты. Затем перевести двигатель на номинальный режим работы и ввести самолет в снижение с углом 25-30°.

По достижении числа $M_{\text{ПР}} = 0,78 \pm 0,02$ автоматически выпускаются тормозные щитки и загорается красная сигнальная лампа. После этого, не превышая числа $M_{\text{ПР}} = 0,8$, плавно вывести самолет из снижения с одновременным уменьшением режима работы двигателя.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Если по указателю числа М самолет достиг числа $M_{\text{ПР}} = 0,8$ а тормозные щитки не выпустились, необходимо, не ожидая их выпуска, прекратить разгон и вывести самолет из снижения.

331. Вывод из снижения производить с перегрузкой не более 5 и закончить его на высоте не ниже 2000 м.

ПОЛЕТЫ ПО ПРИБОРАМ ПОД ШТОРКОЙ

332. Полеты по приборам под шторкой выполнять для отработки горизонтального полета, набора высоты, планирования и разворотов, а также захода и расчета на посадку с прямой, по большой коробочке и двумя разворотами на 180°.

333. При полетах по приборам под шторкой обучаемый находится в передней кабине, а инструктор – в задней. При этом инструктор несет полную ответственность за осмотрительность в воздухе и ведение ориентировку,

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При полетах под шторкой заходить в облака запрещается.

Горизонтальный полет

334. Горизонтальный полет по приборам под шторкой в учебных целях выполнять на скорости 350-400 км/ч.

Перед тем как перейти к пилотированию по приборам, сбалансировать самолет триммерами в режиме горизонтального полета.

335. В горизонтальном полете переключать внимание с одного прибора на другой в следующем порядке (рис. 24):

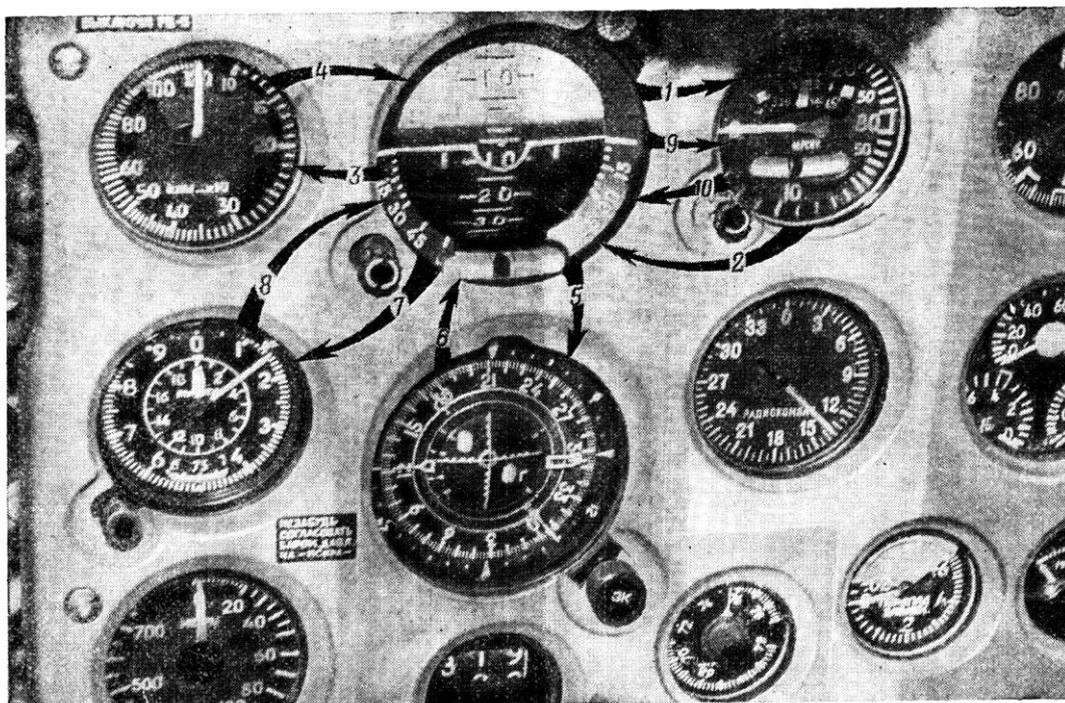


Рис. 24. Переключение внимания на приборы в горизонтальном полете

- авиагоризонт – вариометр;
- авиагоризонт – указатель скорости;
- авиагоризонт – указатель курса;
- авиагоризонт – высотомер;
- авиагоризонт – указатель поворота и скольжения;
- приборы, контролирующие работу двигателя (периодически).

Основное внимание при выдерживании горизонтального полета уделять показаниям авиагоризонта; просмотр остальных приборов должен быть кратковременным.

336. Отклонения в горизонтальном полете устранять по показаниям авиагоризонта АГД-1 следующим образом:

- если силуэт самолета находится ниже индекс-горизонта (на темном фоне сферической шкалы) или выше его (на светлом фоне), нужно в первом случае движением ручки управления на себя (во втором – от себя) совместить силуэт самолета с индекс-горизонтом, затем переключить внимание на вариометр и указатель скорости и проверить их показания; стрелка вариометра должна установиться на нуль, а указатель скорости должен показывать заданную скорость;
- если силуэт самолета показывает крен, нужно движением ручки в сторону, обратную крену, устранить крен, совместить силуэт с индекс-горизонтом, затем переключить кратковременное внимание на показания курса, определить отклонение самолета от курса и исправить курс;
- если силуэт самолета отклонился вниз или вверх относительно индекс-горизонта и показывает крен, необходимо вначале устранить крен, а затем вывести самолет в горизонтальный полет.

337. Движения рулями при исправлении отклонений должны соответствовать величине и темпу отклонения силуэта самолета авиагоризонта.

При переходе в горизонтальный полет из набора высоты или снижения летчик должен плавным движением ручки управления соответственно от себя или на себя подвести силуэт самолета к индекс-горизонту, стрелку вариометра установить на нуль и одновременно уменьшить или увеличить обороты двигателя.

Набор высоты

338. Набор высоты после взлета производить на скорости 400 км/ч (по широкой стрелке), сохраняя эту скорость постоянной до высоты, на которой значение истинной скорости достигнет величины 500 км/ч (по узкой стрелке) и далее продолжать набор высоты на постоянной истинной скорости 500 км/ч (по узкой стрелке) до практического потолка.

339. Для перевода самолета в режим набора высоты вначале установить обороты двигателя 103-106%, затем плавным движением ручки управления на себя перевести самолет в набор. По показаниям указателя скорости, вариометра и авиагоризонта проверить установление заданного режима.

340. В наборе высоты переключать внимание на приборы в следующем порядке (рис. 25):

- авиагоризонт – вариометр;
- авиагоризонт – указатель скорости;
- авиагоризонт – вариометр – указатель курса;
- авиагоризонт – вариометр;
- авиагоризонт – указатель поворота и скольжения – высотомер;
- приборы, контролирующие работу двигателя (периодически).

Основное внимание при наборе высоты уделять показаниям авиагоризонта и вариометра.

341. Исправлять отклонения в режиме набора высоты по показаниям АГД-1 в порядке, указанном для горизонтального полета, но при этом силуэт самолета совмещать не с индекс-горизонтом, а возвращать в положение, соответствующее набору высоты; стрелку вариометра удерживать не на нуле, а возвращать в положение, соответствующее заданной вертикальной скорости набора высоты.

342. При подходе к заданной высоте чаще обращать внимание на высотомер. За 50-80 м до этой высоты начать плавный перевод самолета в горизонтальный полет и одновременно уменьшать обороты двигателя до требуемых. При этом движения ручкой управления должны быть плавными, а по мере подхода силуэта самолета к индекс-

горизонту и стрелки вариометра к нулю движения ручкой (от себя) должны быть короткими и двойными.

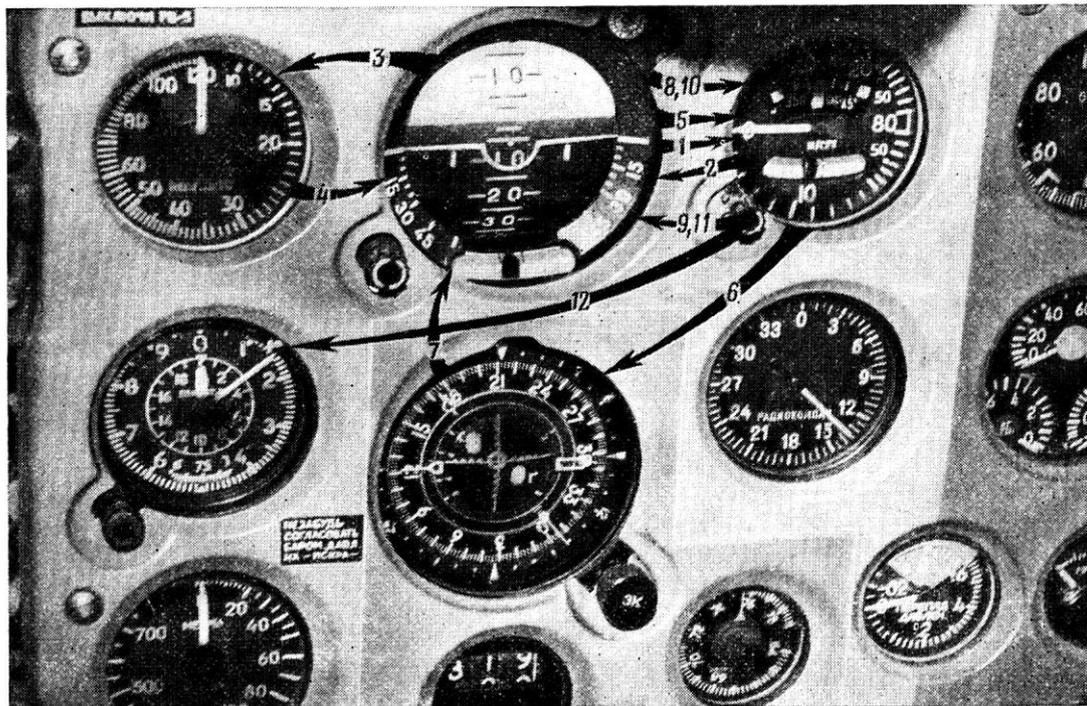


Рис. 25. Переключение внимания на приборы в наборе высоты

Планирование

343. Планирование с убраннным шасси выполнять на скорости 350 км/ч по прибору с вертикальной скоростью 4-6 м/с, а с выпущенными шасси и закрылками на 25° – на скорости 280 км/ч по прибору с выдерживанием вертикальных скоростей соответственно 10-5 и 2-3 м/с.

344. Для перехода с горизонтального полета на планирование необходимо отклонить ручку управления от себя, установив по авиагоризонту для самолета с убраннным шасси угол тангажа 5° , с выпущенным – 10° , и одновременно уменьшить обороты двигателя. Затем по показаниям вариометра и указателя скорости проверить правильность установленного режима.

При переходе с горизонтального полета на планирование следить за отсутствием крена и разворота самолета соответственно по авиагоризонту и указателю поворота и скольжения.

345. На планировании переключать внимание на приборы в таком же порядке, как и в наборе высоты. По мере приближения к заданной высоте чаще переключать взгляд на высотомер.

346. Исправление отклонений от установленного режима снижения производить так же, как и в горизонтальном полете, но силуэт самолета авиагоризонта возвращать не на линию индекс-горизонта, а в положение, соответствующее режиму снижения, стрелку высотомера – на заданную вертикальную скорость.

347. Вывод из планирования начинать за 50-80 м до заданной высоты плавным движением ручки управления на себя с одновременным увеличением оборотов до необходимых. При подходе силуэта самолета к индекс-горизонту и стрелки вариометра к нулю движения ручкой управления должны становиться более короткими и двойными с таким расчетом, чтобы прекратить снижение точно на заданной высоте.

348. При отработке прямолинейных режимов с выдерживанием заданного времени периодически переключать внимание на показания часов.

Развороты и виражи

349. Развороты и виражи в полете по приборам выполнять с кренами 20, 30 и 45° на скорости 400 км/ч по прибору. Величину крена определять по авиагоризонту, угловую скорость – по отклонению стрелки указателя поворота, координацию движения рулями – по шарикку указателя скольжения.

350. Перед вводом в разворот (вираж) вначале произвести отсчет курса по указателю, установить обороты двигателя, соответствующие заданной скорости, затем координированными движениями ручки управления и педали установить силуэт самолета авиагоризонта на линию индекс-горизонта в соответствии с величиной заданного крена.

При достижении заданного крена незначительным движением ручки управления против крена удерживать самолет от дальнейшего накренения.

351. При вводе в разворот (вираж) переключать внимание на приборы в следующем порядке:

- авиагоризонт – вариометр – указатель поворота и скольжения;
- авиагоризонт - вариометр – указатель скорости.

352. В процессе разворота (виража) переключать внимание на приборы в такой последовательности:

- авиагоризонт – вариометр – указатель поворота и скольжения;
- авиагоризонт – вариометр - указатель скорости – высотомер;
- авиагоризонт – вариометр – указатель курса.

353. В установившемся вираже летчик должен, наблюдая за авиагоризонтом, сохраняя главным образом постоянство крена по шкале кренов, по вариометру следить за отсутствием подъема и снижения, а по указателю поворота и скольжения – за сохранением координации. Отклонения на вираже устранять плавными движениями ручки и педалей.

354. Для своевременного определения начала вывода самолета из разворота (виража) необходимо перед окончанием разворота чаще обращать внимание на показания компаса.

Начало вывода самолета из разворота (виража) на заданный курс зависит от величины крена. Так при крене 20° начинать вывод за 5-10°, при крене 30° – за 15-20°, а при крене 45° – за 25-30° до заданного курса.

355. Вывод из разворота (виража) выполняется координированными движениями ручки управления и педалей в сторону, обратную развороту, с таким расчетом, чтобы к моменту выхода самолета на заданный курс силуэт самолета был совмещен с индекс-горизонтом без крена. Одновременно уменьшить обороты двигателя до необходимых.

356. При выводе из разворота (виража) переключать внимание на приборы в следующем порядке:

- авиагоризонт – вариометр – указатель поворота и скольжения;
- авиагоризонт – вариометр – указатель скорости;
- авиагоризонт – вариометр – указатель курса.

357. Техника выполнения разворотов в наборе высоты и на снижении в основном такая же, как и техника выполнения разворотов в горизонтальном полете. Перед вводом в разворот в наборе или на снижении на прямой вначале устанавливается режим набора или снижения с заданными поступательной и вертикальной скоростями, а затем самолет плавно вводится в разворот при сохранении поступательной и вертикальной скоростей путем увеличения или уменьшения оборотов двигателя.

358. Основное внимание при развороте в наборе высоты или на снижении уделять сохранению угла тангажа и крена по положению силуэта самолета относительно линии индекс-горизонта и шкалы кренов, а также по показаниям вариометра, указателей скорости и высоты.

359. Порядок переключения внимания на приборы в установившемся развороте в наборе высоты или на снижении такой же, как и на разворотах в горизонтальной плоскости. Для вывода самолета из разворота необходимо вначале устранить крен, а затем перевести его в горизонтальный полет.

Вывод самолета из сложного положения

360. Вывод самолета из сложного положения в горизонтальный полет отрабатывать после усвоения всех элементов пилотирования по приборам в закрытой кабине. Контролирующему вводить самолет в сложное положение (нисходящую или восходящую спираль с креном до 60°) с прямолинейного полета.

361. На глубокой нисходящей спирали стрелка указателя поворота отклонена в сторону спирали; шарик, если нет скольжения, находится в центре, при внутреннем скольжении он уходит в сторону спирали, при внешнем – в сторону, противоположную спирали; авиагоризонт АГД-1 показывает крен и снижение (силуэт самолета находится на темном фоне сферической шкалы и накренен в сторону спирали); вариометр показывает снижение, высотомер – потерю высоты, указатель скорости – увеличение скорости.

Для вывода самолета из глубокой нисходящей спирали необходимо плавно уменьшить обороты двигателя, координированными движениями рулей вывести самолет из крена и разворота, руководствуясь при этом показаниями авиагоризонта. Затем, удерживая силуэт самолета на нулевых делениях шкалы кренов, движением ручки управления на себя подвести силуэт к линии индекс-горизонта. При уменьшении вертикальной скорости до 5 м/с установить обороты, соответствующие скорости горизонтального полета.

362. На глубокой восходящей спирали стрелка указателя поворота и скольжения отклонена в сторону спирали; шарик, если нет скольжения, находится в центре, при внутреннем скольжении он уходит в сторону спирали, при внешнем – в сторону, противоположную спирали; авиагоризонт АГД-1 показывает крен и набор (силуэт самолета находится на светлом фоне сферической шкалы и накренен в сторону спирали); вариометр показывает подъем, высотомер – набор высоты, указатель скорости – уменьшение скорости.

Для вывода самолета из глубокой восходящей спирали необходимо увеличить обороты двигателя до максимальных, координированными движениями рулей от себя, ориентируясь по АГД-1, подвести центр силуэта самолета к линии индекс-горизонта, вывести самолет из крена и разворота и установить обороты, соответствующие скорости горизонтального полета.

При выводе самолета из сложного положения основное внимание уделять показаниям АГД-1, контролируя эти показания по указателю поворота и скольжения, указателю скорости и высотомеру.

Пикирование с углом 20°

363. Ввод в пикирование выполнять с разворота на $60-90^\circ$. Для этого на скорости 300 км/ч по прибору ввести самолет в разворот с креном до 30° . За $30-45^\circ$ до заданного курса пикирования плавным отклонением ручки управления от себя (при этом основное внимание уделять величине крена) начать ввод в пикирование и при подходе к

заданному курсу плавно вывести самолет из крена. Угол пикирования к этому времени должен быть заданным.

364. При достижении скорости 600 км/ч по прибору увеличить обороты до максимальных и плавным движением ручки управления на себя вывести самолет из пикирования с таким расчетом, чтобы к моменту вывода в горизонтальный полет скорость была 650 км/ч по прибору.

365. На пикировании внимание на приборы переключать в следующем порядке:

а) на вводе:

- авиагоризонт – вариометр – указатель поворота и скольжения;
- авиагоризонт – вариометр – указатель скорости – указатель курса;

б) в процессе пикирования:

- авиагоризонт – вариометр – указатель скорости;
- авиагоризонт – вариометр – указатель курса;
- авиагоризонт – вариометр – высотомер – указатель скорости;

в) на выводе:

- авиагоризонт – высотомер – указатель скорости;
- авиагоризонт – вариометр – указатель скорости – указатель курса.

Горка с углом 20°

366. На скорости 650 км/ч по прибору и оборотах двигателя 106% плавным движением ручки управления на себя перевести самолет на кабрирование с углом 20°. При подходе самолета к положению, соответствующему углу тангажа 20°, задержать ручку управления или несколько отдалить ее от себя, чтобы не допустить увеличения этого угла.

367. При достижении скорости 350 км/ч плавно ввести самолет в разворот для вывода в заданном направлении и одновременно начать уменьшение угла набора высоты. При выводе из горки не допускать крен более 30°.

За 10-15° до подхода к заданному направлению вывода плавно уменьшить обороты двигателя до 90% и вывести самолет в горизонтальный полет, не допуская скорости менее 250 км/ч по прибору.

368. При выполнении горки внимание на приборы переключать в следующем порядке

а) при вводе:

- авиагоризонт – вариометр – указатель скорости;
- авиагоризонт – вариометр – указатель курса;
- авиагоризонт – вариометр – высотомер;

б) в процессе выполнения горки:

- авиагоризонт – указатель скорости;
- авиагоризонт – вариометр – высотомер;
- авиагоризонт – указатель курса – указатель скорости;

в) на выводе:

- авиагоризонт – вариометр – указатель скорости;
- авиагоризонт – вариометр – указатель поворота и скольжения;
- авиагоризонт – высотомер – указатель курса.

Пилотирование по дублирующим приборам

369. При неработающем (выключенном) авиагоризонте необходимо пользоваться указателем поворота и скольжения в сочетании с указателем скорости, высотомером и указателем курса.

Вследствие запаздывания показаний указателя скорости, высотомера и вариометра движения рулями управления при пилотировании без авиагоризонта должны быть более короткими и двойными, а при значительных отклонениях от заданного режима полета его восстановление должно производиться постепенно, в два-три приема.

370. При пилотировании по указателю поворота и скольжения необходимо твердо знать, что стрелка указателя «идет» за ручкой управления и соответствующей педалью (при отклонении левой педали отклоняется влево); шарик «идет» за ручкой и «уходит» от педали (при отклонении левой педали «уходит» вправо).

371. Для выдерживания прямолинейного полета соответствующими отклонениями ручки управления и педалей удерживать стрелку и шарик указателя поворота и скольжения в нулевом положении (в центре).

372. При «уходе» шарика указателя поворота и скольжения вправо или влево в прямолинейном полете (стрелка указателя находится в центре) отклонением педали в сторону «ухода» шарика вернуть его в центр и одновременно ручкой управления удерживать стрелку указателя в центре.

373. При выполнении разворотов крен 15-20° создавать плавно, ориентируясь по величине отклонения стрелки указателя поворота и скольжения (отклонению стрелки на одно деление при скорости 350 км/ч по прибору соответствует крен 15°).

374. Угол набора или снижения выдерживать, ориентируясь по показаниям указателя оборотов двигателя, вариометра и указателя скорости. При больших отклонениях стрелки вариометра возвращать ее в заданное положение двойными движениями ручки управления в два-три приема.

375. Порядок переключения внимания при пилотировании по указателю поворота и скольжения аналогичен порядку переключения внимания при пилотировании по авиагоризонту АГД-1 с той разницей, что необходимо больше уделять внимания показаниям указателя.

376. При выводе самолета из сложного положения (спираль с креном 40-50°) необходимо:

- по показаниям указателя поворота и скольжения и указателя скорости в сочетании с показаниями высотомера и указателя курса определить пространственное положение самолета;
- по указателю поворота и скольжения вывести самолет из крена и разворота, для чего одновременными движениями ручки в сторону, обратную отклонению стрелки, и левой или правой педали (в зависимости от отклонения шарика) устранить крен, а стрелку и шарик привести в центр; затем, удерживая стрелку в центре, движением ручки управления на себя подвести стрелку вариометра к нулевому положению; при уменьшении вертикальной скорости до 5 м/с установить обороты двигателя, соответствующие скорости 350 км/ч по прибору, и вывести самолет в горизонтальный полет;
- через 1 мин полета по прямой согласовать курсовую систему ГМК-1АЭ и определить направление полета;
- с креном 15-20° выполнить разворот на заданный курс и проверить показания приборов, контролирующих работу двигателя.

377. При выводе из спирали внимание на приборы переключать в следующем порядке:

- указатель поворота и скольжения – указатель скорости;
- указатель поворота и скольжения – вариометр;
- указатель поворота и скольжения – высотомер;
- указатель скорости.

378. При отказе барометрических приборов (указателя скорости, высотомера, вариометра) пилотировать самолет по показаниям авиагоризонта, указателя оборотов двигателя и указателя поворота и скольжения.

379. Для выдерживания режима полета установить заданные обороты двигателя и угол тангажа (по авиагоризонту). Высоту полета в диапазоне 0-700 м выдерживать по показаниям радиовысотомера РВ-5, а на больших высотах – по УВПД.

До высоты 2000 м показания УВПД соответствуют показаниям высотомера, а на высотах более 2000 м примерно равны половине высоты полета.

ПОЛЕТЫ В СЛОЖНЫХ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ

380. Полеты в сложных метеорологических условиях (СМУ) производятся на аэродромах, оборудованных посадочными системами (ОСП) или ПРМГ.

381. Заход и расчет на посадку по приборам с применением посадочных систем могут выполняться с прямой (основной метод), двумя разворотами на 180° и по большой коробочке.

382. Заход и расчет на посадку двумя разворотами на 180° или по большой коробочке применяются при невозможности произвести заход на посадку с прямой, а также с целью тренировки.

383. Подготовка к полету, руление и взлет в СМУ выполняются так же, как и в простых метеорологических условиях, но с учетом особенностей, указанных в ст. 385 и 386 настоящего Руководства.

384. Безопасность полетов в СМУ, точность захода и расчета на посадку по приборам с применением систем ОСП обеспечиваются:

- знанием правил эксплуатации пилотажно-навигационных приборов и радиотехнического оборудования самолета;
- надежностью работы самолетного оборудования и наземных средств посадочных систем;
- точностью выдерживания режима полета на всех этапах захода и расчета на посадку;
- правильной и своевременной оценкой метеорологических условий полета в районе аэродрома;
- систематической тренировкой летчиков в полетах в СМУ или под шторкой.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Выполнение преднамеренных полетов в условиях обледенения **запрещается.**

ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ

385. При подготовке к полету в СМУ особое внимание необходимо обратить на проверку работоспособности следующих пилотажно-навигационных приборов:

- авиагоризонта АГД-1, питание которого должно быть включено с помощью АЗС АГД-ГМК (на правом основном электрощитке) после запуска двигателя; после включения питания на АГД-1 должна загореться (не более чем на 15 с) лампа, сигнализирующая об арретировании гиродатчика; после окончания цикла арретирования показания АГД-1 по крену и тангажу должны быть близки к нулевым, а сигнальная лампа должна погаснуть; по истечении 2-3 мин после этого цикла указатель АГД-1 должен установиться по крену и тангажу с точностью $\pm 1^\circ$;
- компаса ГМК-1АЭ, который после согласования должен показывать правильный курс; закончив согласование компаса, курсозадатчик установить на значение посадочного курса;
- радиокompаса РКЛ-41, для чего настроить его на частоты дальней и ближней приводных радиостанций и послушать их позывные; после проверки переключатель Б-Д поставить в положение Д, а переключатель рода работы в положение КАВТ;
- навигационной аппаратуры «Искра-К», для чего установить номера каналов «Навигация» и «Посадка» аэродрома взлета, включить АЗС ИСКРА-К;
- радиовысотомера РВ-5.

Кроме того, проверить работу обогрева основного и аварийного ПВД и остекления козырька кабины.

386. Перед взлетом убедиться, что авиагоризонт работает правильно, согласовать ГМК-1АЭ и проверить на курсозадатчике правильность установки значения посадочного курса, включить обогрев основного и аварийного ПВД.

ЗАХОД И РАСЧЕТ НА ПОСАДКУ С ПРЯМОЙ

387. Вырулив на ВПП для взлета, проверить показания РКЛ-41 и ГМК-1АЭ (РКЛ-41 должен показывать КУР=180°, ГМК-1АЭ – посадочный курс).

Перед началом разбега включить отсчет времени полета.

388. После взлета убрать шасси, закрылки и на высоте 100-150 м в горизонтальном полете выполнить отвороты вправо и влево на 10-15° с креном 20° и проверить показания АГД-1, ГМК-1 АЭ, указателя поворота и скольжения и РКЛ-41.

Разогнать самолет до скорости 350 км/ч на оборотах двигателя 103% и перевести его в набор высоты.

389. За 200 м до заданной высоты начать выполнение разворота на ДПРМ с креном 20° и набором высоты до заданной; доложить об этом руководителю полетов (РП).

390. Выполнив разворот на ДПРМ (КУР=0°), запросить радиопеленг и сличить его с показанием ГМК-1АЭ («Искра-К»), доложить РП и запросить разрешение выйти на ДПРМ, курс и высоту полета (рис. 26).

Получив от РП разрешение и расчетные данные, осуществить полет на ДПРМ пассивным способом.

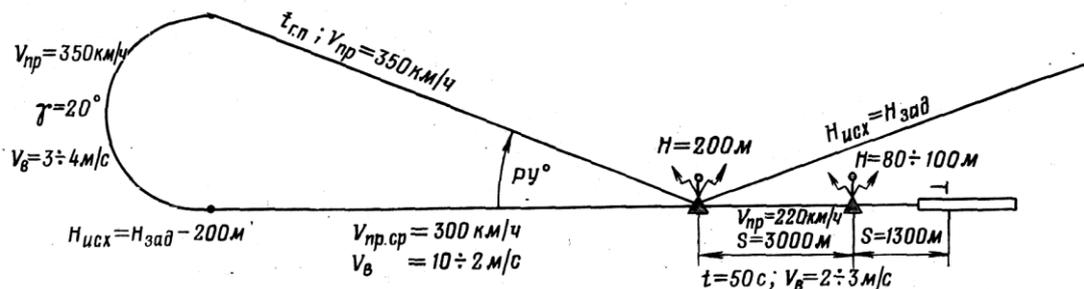


Рис. 26. Схема захода и расчета на посадку с прямой

391. После пролета ДПРМ в тот момент, когда стрелка радиокompаса перейдет на КУР=160-200°, включить секундомер и довернуть самолет на заданный курс.

392. По истечении расчетного времени полета до точки начала разворота на посадочный курс ввести самолет в разворот с креном 20° на скорости 350 км/ч.

Уточнить выход на посадочный курс изменением крена, который должен быть не более 30°, при этом добиться такого положения, чтобы к концу разворота на посадочный курс стрелки РКЛ-41 и курсозадатчика были параллельны.

393. После выхода на посадочный курс выполнить 30-секундную площадку, на которой уменьшить скорость до 330 км/ч, выпустить шасси, затем установить скорость 280 км/ч и выпустить закрылки на 25°, доложить РП о выпуске шасси и перевести самолет на снижение.

Вертикальная скорость снижения до высоты 1000 м должна быть 10 м/с, с высоты 1000 до 600 м – 5 м/с, а с высоты 600 до 200 м – 2-3 м/с.

394. На высоте 200 м увеличить обороты двигателя, перевести самолет в горизонтальный полет и продолжить полет на этой высоте на скорости 250 км/ч до выхода на ДПРМ.

Высота пролета ДПРМ 200 м.

395. Момент прохода ДПРМ определяется по звуковому сигналу и миганию табло МАРКЕР, автоматическому переключению радиоконюаса на БПРС (загорается табло АВТОМАТИЧЕСКОЕ ПЕРЕКЛЮЧЕНИЕ БПРС).

396. В момент пролета ДПРМ переключить РКЛ-41 на БПРМ (переключатель Д-Б поставить в положение Б), если переключатель рода работы стоял в положении КРУЧ., при необходимости довернуть самолет на БПРМ, уменьшить обороты двигателя, перевести самолет на снижение с вертикальной скоростью 2-3 м/с, выпустить закрылки (полностью (на 44°), доложить по радио о проходе ДПРМ.

Высота пролета БПРМ 60-80 м, скорость 230 км/ч по прибору.

После пролета БПРМ уточнить расчет и выполнить посадку.

ЗАХОД И РАСЧЕТ НА ПОСАДКУ ПО БОЛЬШОЙ КОРОБОЧКЕ

397. Через 2 мин после начала взлета (при уходе на второй круг – через 2 мин после пролета БПРМ) на высоте не менее 150 м выполнить первый разворот на 90° с креном 20° на скорости 350 км/ч в режиме набора высоты и доложить об этом РП (рис. 27).

Набрав заданную высоту, перевести самолет в горизонтальный полет на скорости 350 км/ч.

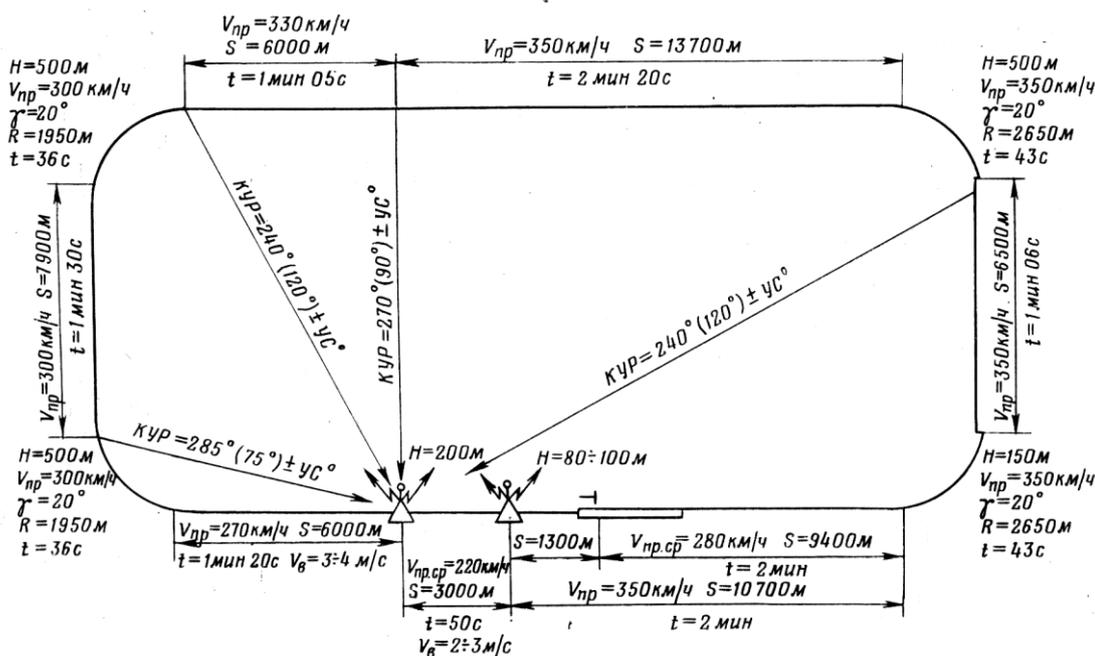


Рис. 27. Схема захода и расчета на посадку по большой коробке

По достижении $KУР=240^\circ(120^\circ)$ начать выполнение второго разворота с креном 20° на курс, обратный посадочному, и доложить об этом РП.

При пролете траверза ДПРМ, т.е. при $KУР=270^\circ(90^\circ)$, уменьшить скорость до 330 км/ч и выпустить шасси, затем установить скорость 300 км/ч по прибору и доложить об этом РП.

По достижении $KУР=240^\circ(120^\circ)$ доложить о своем местонахождении РП и выполнить третий разворот на 90°.

При $KУР=285^\circ(75^\circ)$ произвести разворот на посадочный курс в горизонтальной плоскости.

Для самолетов, оборудованных СДУ, выполнение захода на посадку имеет следующие особенности:

- кремальерой ЗК на НПП установить заданный курс ВПП аэродрома посадки;
- установить задатчик сигнализатора опасной высоты радиовысотомера на значение безопасной высоты для данного аэродрома;
- перед выполнением четвертого разворота установить переключатель ПОСАДКА-ПРОБИВАНИЕ-НАВИГАЦИЯ в положение ПОСАДКА;
- после устойчивого захвата курсового радиомаяка включить выключатель СДУ, размещенный на правом пульте передней кабины. На КПП командная стрелка тангажа перемещается из крайнего нижнего положения в нейтральное. Убираются флажки-сигнализаторы «Т» и «К». Выдерживать высоту по командной стрелке КПП;
- убедиться в исправности работы курсового и глиссадного приемников (по закрытию бленкеров на НПП и КПП);
- при пересечении равноточной зоны глиссадного маяка (горизонтальная стрелка НПП переходит сверху через нулевое положение вниз) происходит отключение режима «Выдерживание высоты круга» и включение режима «Снижение по глиссаде». Дальнейший полет выполнять по директорным стрелкам КПП.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Использовать СДУ разрешается до высоты 60 м по сигналам наземных радиотехнических средств посадки, соответствующих нормам 1 категории.

При появлении флажков-сигнализаторов на КПП заход на посадку по СДУ прекратить. В дальнейшем использовать планки положения НПП.

398. Выйдя на посадочный курс, на 30-секундной площадке выпустить закрылки на 25° и перевести самолет на снижение с вертикальной скоростью 3-4 м/с.

На высоте 200 м перевести самолет в горизонтальный полет на скорости 250 км/ч и следовать до пролета ДПРМ. Высота пролета ДПРМ 200 м.

399. В момент пролета ДПРМ (если переключатель рода работы РКЛ-41 находился в положении КРУЧ.) переключить радиокompас в положение Б, при необходимости довернуть самолет на БПРМ, уменьшить обороты двигателя, перевести самолет на снижение с вертикальной скоростью 2-3 м/с, выпустить закрылки полностью, доложить по радио о проходе БПРМ.

Высота пролета БПРМ 60-80 м, скорость 230 км/ч по прибору. После пролета БПРМ уточнить расчет и выполнить посадку.

ЗАХОД И РАСЧЕТ НА ПОСАДКУ ДВУМЯ РАЗВОРОТАМИ НА 180°

400. Через 2 мин после начала взлета (при уходе на второй круг через 2 мин после пролета ДПРМ) на высоте не менее 150 м выполнить разворот на курс, обратный посадочному, с креном 20° на скорости 350 км/ч в режиме набора высоты. Докладить РП о начале выполнения разворота и продолжать набор высоты (рис. 28).

Набрав заданную высоту, перевести самолет в горизонтальный полет на скорости 350 км/ч.

401. При проходе траверза ДПРМ доложить РП о проходе траверза и включить секундомер.

По истечении расчетного времени полета до точки начала разворота при КУР=200° (160°) доложить об этом руководителю полетов и выполнить разворот на посадочный курс с креном 20°.

402. После выхода на посадочный курс через 30 с полета уменьшить скорость до 330 км/ч и выпустить шасси. На скорости 280 км/ч выпустить закрылки на 25°, затем перевести самолет на снижение на скорости 250 км/ч с вертикальной скоростью 2-3 м/с.

На высоте 200 м перевести самолет в горизонтальный полет и на скорости 250 км/ч продолжать полет до прохода ДПРМ.

Высота пролета ДПРМ 200 м.

403. В момент пролета ДПРМ переключить РКЛ-41 на БПРМ, если переключатель рода работы находился в положении КРУЧ., при необходимости довернуть самолет на БПРМ, уменьшить обороты двигателя, перевести самолет на снижение с вертикальной скоростью 2-3 м/с, выпустить закрылки полностью, доложить РП о проходе ДПРМ.

Высота пролета БПРМ 60-80 м.

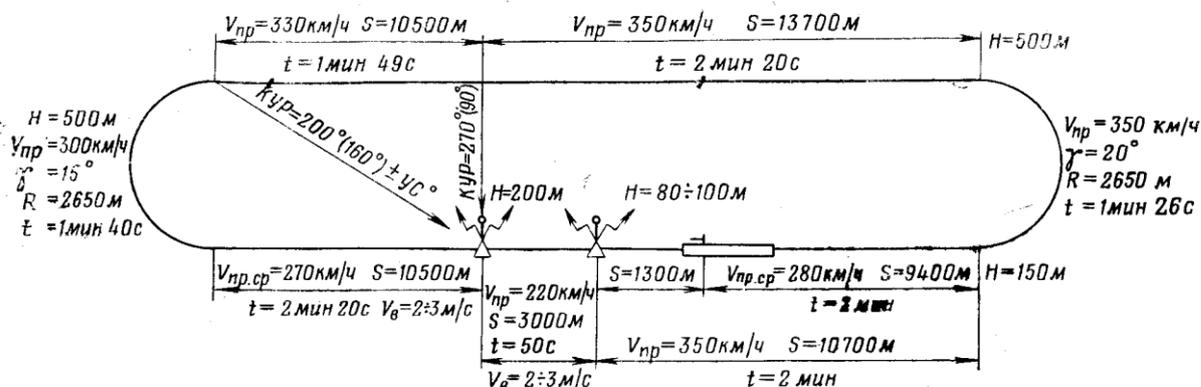


Рис. 28. Схема захода и расчета на посадку двумя разворотами на 180°

После пролета БПРМ уточнить расчет и выполнить посадку.

Примечания: 1. При заходе и расчете на посадку любым способом летчику на прямолинейных участках маршрута учитывать поправку на угол сноса.

2. На аэродромах, оборудованных маяками для аппаратуры «Искра-К», при заходе на посадку перечисленными способами необходимо использовать азимут, дальность и курсоглиссадные планки приборов НПП и ППД-2 для контроля выполнения захода.

ИСПРАВЛЕНИЕ ОТКЛОНЕНИЙ НА ПОСАДОЧНОМ КУРСЕ

404. При выполнении четвертого разворота добиться такого положения, чтобы за 30° до выхода на посадочный курс по НПП точно такая же угловая величина (30°) оставалась и до выхода на КУР=0° по указателю РКЛ-41.

В дальнейшем при правильном развороте стрелка радиокompаса и шкала ГМК-1АЭ (стрелка курсозадатчика) должны перемещаться с одинаковой скоростью: первая – к нулю, вторая – к посадочному курсу.

В процессе разворота сличать показания курса на НПП и курсовой угол на радиокompасе и при необходимости вводить соответствующие поправки.

Если стрелка указателя радиокompаса будет «обгонять» стрелку курсозадатчика, уменьшить крен. При «отставании» стрелки радиокompаса от стрелки курсозадатчика крен увеличить, но не более чем до 30°.

При отсутствии на посадочном курсе сноса вывод из разворота производить с таким расчетом, чтобы стрелка радиокompаса остановилась на нулевом положении, а стрелка курсозадатчика – под неподвижным индексом, т.е. на посадочном курсе.

При наличии на посадочном курсе бокового ветра стрелку курсозадатчика держать в стороне от отсчетного индекса НПП на величину угла сноса. Стрелка радиокompаса при этом будет находиться в стороне от своего нулевого положения, а стрелка курсозадатчика – в стороне от отсчетного индекса (слева при левом сносе и справа – при правом) на величину угла сноса.

405. Во всех случаях, когда в процессе выполнения разворота вывести самолет в створ ВПП не удалось, вывод из разворота производить в направлении на приводную радиостанцию (КУР=0°).

После этого определить величину отклонения от посадочного курса и, если она будет более 5° , внести соответствующую поправку в целях выхода в створ ВПП.

Выход в створ ВПП в этом случае производить следующим образом. Когда фактический магнитный курс больше посадочного, самолет развернуть вправо, а когда меньше посадочного – влево на такую угловую величину, чтобы отклонение в курсе увеличить в два раза. Новый магнитный курс выдерживать до тех пор, пока стрелка указателя радиоконюаса также не отклонится от нулевого положения на удвоенную ошибку в курсе. После этого выполнить разворот на посадочный курс.

При отсутствии на посадочном курсе сноса стрелка курсозадатчика должна установиться под отсчетным индексом, а стрелка радиоконюаса – на $KУР=0^\circ$.

ЗАХОД И РАСЧЕТ НА ПОСАДКУ ПО РАДИОПЕЛЕНГАТОРУ

406. В случае отказа РКЛ-41 и аппаратуры «Искра-К», необходимо доложить об этом руководителю полетов (в контрольном полете – инструктору) и выполнять полет по наземному радиопеленгатору и ГМК-1АЭ. Выход на пеленгатор осуществлять по НПП, периодически исправляя курс в соответствии с радиопеленгами, полученными от радиопеленгатора.

Запрос радиопеленга и исправление курса производить через каждые 2-3 мин, а при подходе к радиопеленгатору – через каждые 1-1,5 мин.

407. Момент пролета радиопеленгатора определяется по изменению очередного радиопеленга на 180° и по докладу с земли «Пролет».

Пройдя пеленгатор, взять расчетный курс, включить секундомер и через 1-2 мин после отхода от пеленгатора запросить радиопеленг. Получив пеленг, определить величину и знак бокового уклонения. При правом отвороте пеленг должен быть больше посадочного курса на величину расчетного угла отворота. Если пеленг меньше этой величины, необходимо увеличить угол отворота до выхода на линию заданного радиопеленга, если больше – уменьшить. Момент выхода в расчетную точку начала разворота на посадочный курс определить по времени и контрольным запросам радиопеленга.

В процессе разворота на курсе, перпендикулярном посадочному, запросить пеленг, который должен отличаться от посадочного курса на величину, равную примерно половине расчетного угла отворота. При необходимости изменением крена уточнить заход.

408. Снижение выполнять на режиме, установленном для захода на посадку с прямой. При снижении через каждые 0,5-1 мин запрашивать пеленг.

409. При уклонении самолета от посадочного курса ошибку исправлять следующим образом:

а) если пеленг больше посадочного курса, увеличить курс на величину двойной ошибки, через 15-20 с полета с этим курсом снова запросить пеленг. Как только радиопеленг будет отличаться от посадочного курса на $2-3^\circ$, развернуть самолет на посадочный курс с учетом угла сноса;

б) если пеленг меньше посадочного курса, уменьшить курс на величину двойной ошибки и далее действовать, как указано в п. «а» настоящей статьи. При доворотах самолета во время исправления ошибки не допускать крена более 20° .

410. На высоте 200 м перевести самолет в горизонтальный полет и уточнить направление захода.

После пролета радиопеленгатора уточнить расчет и произвести посадку.

САМОЛЕТОВОЖДЕНИЕ

ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ ПО МАРШРУТУ

411. Подготовка летчика к маршрутному полету проводится во время наземной, предварительной и предполетной подготовок.

412. Перед полетом по маршруту летчик обязан:

- уточнить местоположение средств РТО, которые будут использоваться в полете, их позывные, частоту (каналы) и характер работы;
- изучить погоду по маршруту, на запасных аэродромах и вероятное ее изменение за время полета;
- уточнить расчет полета по шаропилотным данным и его результаты занести в таблицу расчета (НПЛ);
- уточнить высоту заданного эшелона с учетом аэродинамической и инструментальной поправок барометрического высотомера.

ПОЛЕТ ПО МАРШРУТУ

413. Полет по маршруту выполняется в соответствии со штурманским планом полета, расчетом полета и данными, поступающими с командных пунктов по этапам маршрута.

При полете по маршруту летчик обязан:

- строго выдерживать заданные режим и профиль полета;
- вести ориентировку в течение всего полета визуально, а также используя для этого все технические средства и расчеты в уме;
- вести контроль пути по дальности и направлению;
- своевременно исправлять отклонения самолета от линии заданного пути;
- точно выполнять все команды руководителя полетов и командного пункта (КП);
- полет выполнять на заданном эшелоне.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Заданный эшелон выдерживать согласно Единой методике ввода поправок при измерении высоты на самолетах (вертолетах) авиации всех министерств и ведомств;

- для выхода на цель в заданное время выполнять маневрирование, предусмотренное штурманским планом.

ВЗЛЕТ И ВЫХОД НА ИСХОДНЫЙ ПУНКТ МАРШРУТА

414. Перед вырубиванием на взлетную полосу летчик обязан:

- проверить настройку РКЛ-41 на заданные приводные радиостанции;
- проверить правильность установки частотно-кодовых каналов («Навигация» и «Посадка») на щитке управления аппаратуры «Искра-К»;
- установить стрелку барометрического высотомера на нуль;
- на задатчике высотомера установить давление на уровне ВПП;
- на задатчике магнитного склонения установить значение условного магнитного склонения выбранного маяка РСБН;
- проверить в режиме «Навигация» по прибору НПП и ППД отработку значений азимута и дальности относительно радиомаяка РСБН.

Перед взлетом проверить правильность показания ГМК-1АЭ и РКЛ-41 (при необходимости согласовать) и включить отсчет общего времени полета.

После взлета в наборе высоты проверить работу двигателя, пилотажно-навигационных приборов и следовать на исходный пункт маршрута (ИПМ).

415. В зависимости от фактической навигационной обстановки выход на ИПМ может осуществляться с использованием наземных ориентиров, компаса (по курсу, рассчитанному на земле), средств РТО и данных КП.

416. При выходе на ИПМ исходя из условий полета (направления взлета, высоты полета, удаления ИПМ и т.п.) выполняется заранее намеченный маневр, обеспечивающий проход ИПМ с курсом, равным расчетному на первом этапе маршрута.

ВЫХОД НА ЛИНИЮ ЗАДАННОГО ПУТИ

417. Выход на линию заданного пути (ЛЗП) может осуществляться одним из следующих способов:

- по курсу, рассчитанному по известному ветру на земле;
- подбором курса по створу двух-трех ориентиров;
- по боковому уклонению у контрольного ориентира;
- по приводной радиостанции (ПРС) или радиопеленгатору, находящемуся на ЛЗП (в створе с ней);
- по линии заданного азимута (от маяка), установленного в ИПМ.

418. Для выхода на ЛЗП с курсом, рассчитанным по шаропилотным данным для данной высоты полета, за 3-5 км до ИПМ взять расчетный курс с первого этапа маршрута и с этим курсом пройти ИПМ. В момент прохода ИПМ включить секундомер.

419. При выходе на ЛЗП по створу ориентиров на линии пути должно быть два-три характерных ориентира, образующих створ с ИПМ. Расстояние между ориентирами зависит от высоты полета и видимости.

420. Для выхода на ЛЗП по створу ориентиров (рис. 29) вывести самолет с расчетным курсом на линию створа за 5-6 км от ИПМ и наметить на передней части фонаря визирную точку, через которую видны одновременно два ориентира (ИПМ и КО).

Удерживая первый ориентир в визирной точке, заметить сторону схода дальнего ориентира и величину уклонения, выполнить доворот самолета для выхода на ЛЗП, т.е. в створ ориентиров, после чего взять курс, учитывающий величину первоначального бокового уклонения. При необходимости повторить этот маневр несколько раз до полного подбора курса.

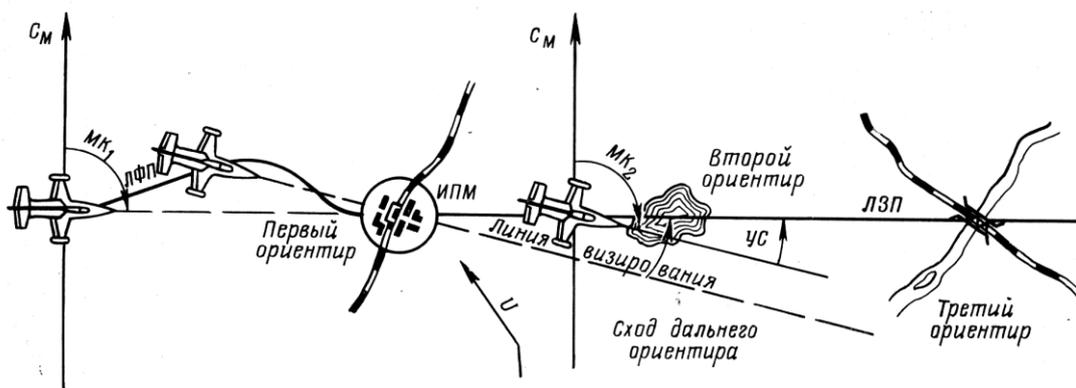


Рис. 29. Схема выхода самолета на ЛЗП по створу ориентиров

421. При выходе на ЛЗП по боковому уклонению на расстоянии 30-20 км от ИПМ на линии пути наметить характерный ориентир. Проход ИПМ произвести с $МК=ЗМПУ$, который выдерживать до намеченного контрольного ориентира.

При подходе к контрольному ориентиру (КО) глазомерно определить боковое уклонение (в километрах или в градусах), по отметкам место самолета (МС) и ввести поправку в курс с учетом оставшегося расстояния до очередного КО (ППМ). Продолжать полет с исправленным курсом до выхода на ЛЗП или очередной КО (поворотный пункт). При выходе на ЛЗП до поворотного пункта дополнительная поправка на оставшееся расстояние должна быть отброшена (рис. 30).

422. Для выхода на ЛЗП и следования по ней активным способом на приводную радиостанцию (или от ПРС), расположенную на линии пути, необходимо при подходе к ИПМ (ППМ) установить стрелку курсозадатчика на НПП на $K_1=3ПУ$. Если полет производится на ПРС и угол сноса перед полетом был рассчитан, проход ИПМ и пилотирование самолета по маршруту осуществлять так, чтобы при правом сносе КУР был равен УС, при левом – $360^\circ - УС$.

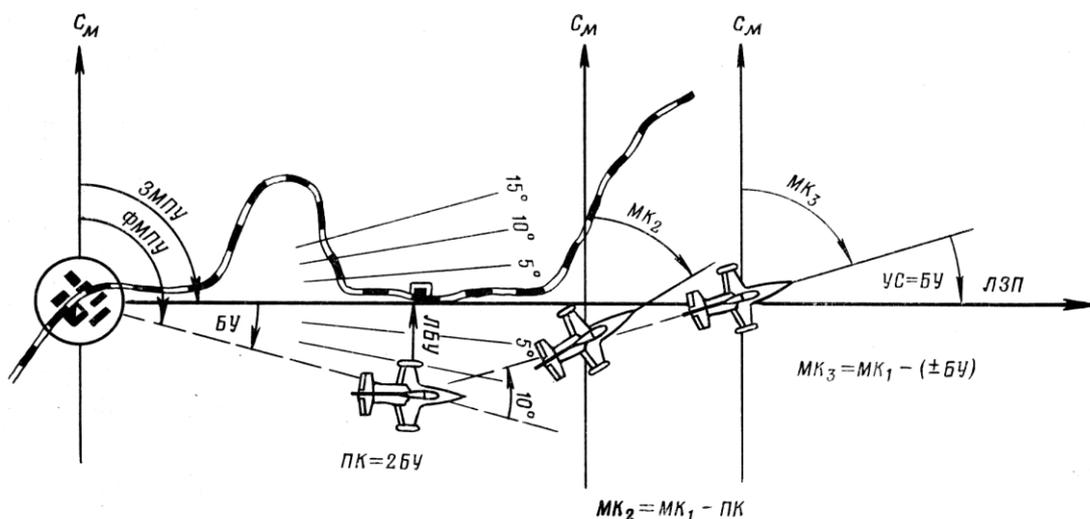


Рис. 30. Схема вывода самолета на ЛЗП по боковому уклонению

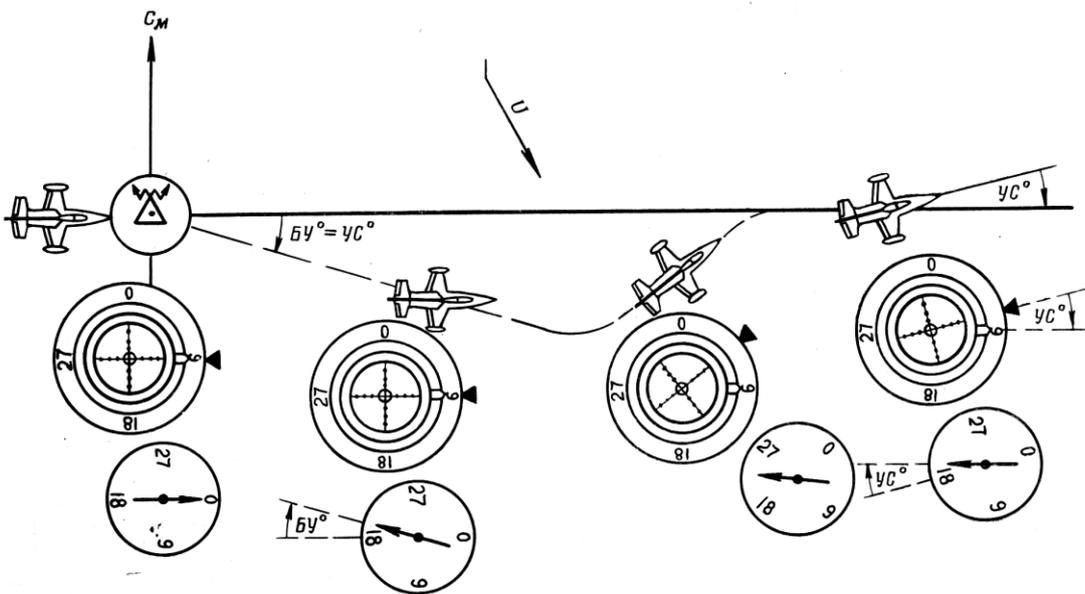
При неизвестном ветре направление сноса и примерная его величина могут быть определены в полете следующим образом. Если при полете на ПРС радиокompас показывает $КУР=0^\circ$, а курс полета увеличивается, самолет сносит влево, если курс уменьшается, самолет сносит вправо.

Для подбора угла сноса вывести самолет на ЛЗП (выход определяется по одинаковой величине отклонения стрелок курсозадатчика и РКЛ-41 от треугольного индекса и нуля отсчета КУР) и взять курс, при котором будет сохраняться равенство $K+КУР=ПР=3ПУ$.

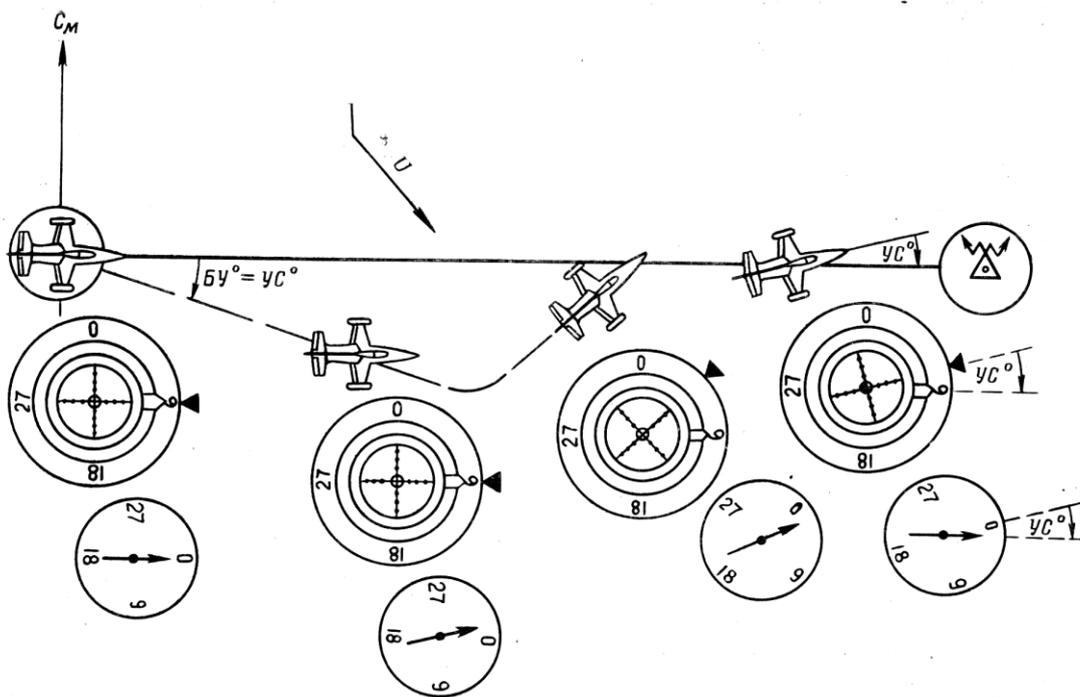
423. В полете от ПРС угол сноса (рис. 31) определяется по величине КУР после 3-5 мин полета при выдерживании на НПП значения $K_1=3ПУ$. В этом случае $УС=КУР-180^\circ$.

Если $КУР$ больше 180° – снос правый, если меньше 180° – снос левый.

Для выхода на линию заданного пути довернуть самолет в сторону, обратную сносу, на величину поправки в курс, равную $2УС$. В момент когда стрелка РКЛ-41 покажет значение $КУР=180^\circ+2УС$ при правом сносе или $КУР=180^\circ-2УС$ при левом, взять курс с учетом угла сноса: $K_2=3ПУ-(\pm УС)$.



а



б

Рис. 31. Схема исправления пути с помощью ГМК и РКЛ:
а – полет от ПРС; б – полет на ПРС

КОНТРОЛЬ И ИСПРАВЛЕНИЕ ПУТИ

424. Контроль пути осуществляется по направлению и по дальности визуально и с помощью технических средств самолетовождения (этим достигается полный контроль пути с определением места самолета).

425. Контроль пути по направлению имеет целью определить отклонение самолета от ЛЗП визуально и с помощью радиотехнических средств.

Для контроля пути по направлению визуально по двум-трем отметкам МС на карте определяется фактическое направление полета (ФМПУ) или по заранее подготовленной карте определяется боковое уклонение (рис. 32).

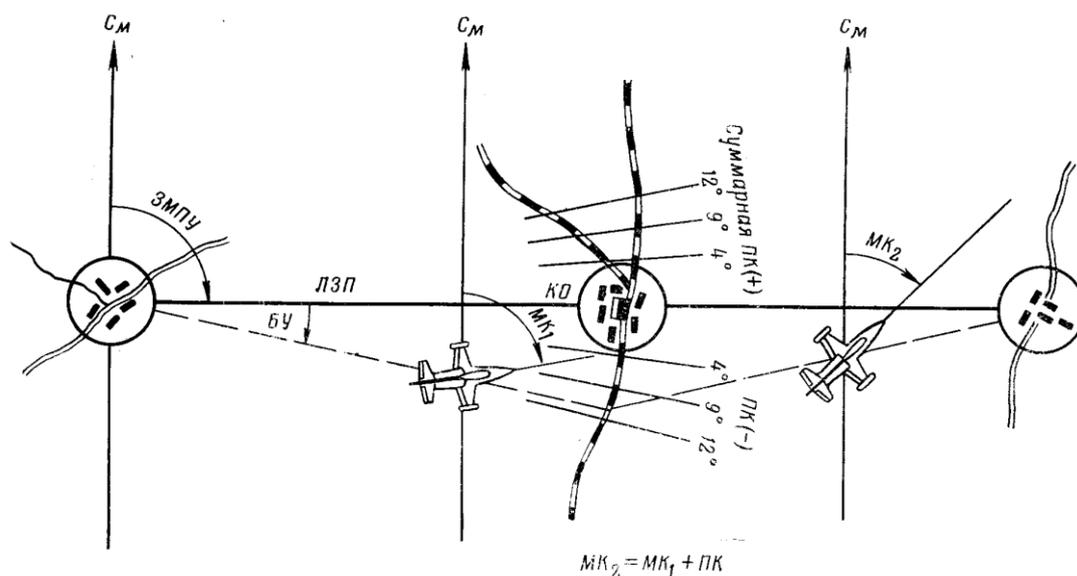


Рис. 32. Схема исправления курса следования по боковому уклонению

Для контроля пути по направлению с помощью РТС определяется магнитный пеленг самолета (МПС) и по величине ЗМПУ и МПС определяется боковое уклонение (БУ) в градусах.

426. Исправление курса следования для выхода на очередной КО или ППМ производится у пролетаемого КО, где определяется БУ в километрах или градусах.

Значения поправок в курс за пройденное или оставшееся расстояние приведены в табл. 3.

Таблица 3

Пройденное (оставшееся) расстояние, км	Поправка в курс (град) при ЛБУ, км										
	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
15	8	11	15	18	22	-	-	-	-	-	-
30	4	6	8	9	11	13	15	17	18	20	-
40	3	4	6	7	9	10	11	13	14	15	17
60	2	3	4	5	6	7	8	9	10	10	11
80	2	2	3	4	4	5	6	7	7	8	9
100	1	2	2	3	3	4	5	5	6	6	7

Для облегчения определения величины поправки в курс у контрольных ориентиров на карту наносится специальная разметка боковых уклонений.

427. Контроль пути по дальности производится в целях определения достигнутого самолетом рубежа и осуществляется:

- по отметкам МС, определяемым по земным ориентирам, в том числе по линейным ориентирам, пересекающим линию пути под углом около 90°;
- счислением пути по путевой скорости и времени полета;
- прокладкой линии положения, пересекающей линию пути под углом 60-120°;
- по азимуту и дальности, снятым с приборов НПП и ППД-2.

428. Для контроля пути по дальности способом счисления пути необходимо по путевой скорости на одном этапе и времени полета от последней отметки МС с упреждением 1-2 мин определить пройденное расстояние и отложить его в направлении полета от этой отметки. Отметка на карте МС или опознанный линейный ориентир обозначают достигнутый самолетом рубеж по дальности.

429. Для контроля пути по дальности способом счисления пути, по путевой скорости на данном этапе и времени полета от последней отметки МС с упреждением 1-2 мин определить пройденное расстояние и отложить его в направлении полета от этой отметки. По истечении времени, для которого было определено расстояние, самолет будет находиться на расчетном рубеже.

430. Контроль пути по дальности с помощью РТС производится по предвычисленным значениям курсовых углов и радиопеленгов РНТ, а также при помощи счетчика наклонной дальности ППД аппаратуры «Искра-К». При использовании угломерных РТС выбирают те из них, которые находятся в стороне от ЛЗП под углами от 60 до 120°.

431. Для определения линии положения самолета с помощью АРП необходимо к значению «Прибоя» прибавить (отнять) 180° с учетом магнитного склонения $ИПС = МПР \pm 180^\circ + (\pm \Delta M)$.

Для определения линии положения самолета относительно ПРС необходимо к значению курса прибавить значение курсового угла и прибавить (отнять) 180° с учетом магнитного склонения $ИПС = МК + КУР \pm 180^\circ + (\pm \Delta M)$.

Значение ИПС от радиомаяка РСБН отсчитывается на приборе НПП по подвижной шкале курса относительно обратного конца стрелки КУР.

ВЫХОД НА ЦЕЛЬ (КОНТРОЛЬНЫЙ ОРИЕНТИР)

432. Выход на цель (КО), как правило, осуществляется от характерного ориентира, расположенного в районе цели по курсу и времени в сочетании с визуальной ориентировкой. Выход на цель в заданное время достигается изменением скорости полета и длины маршрута.

433. Применение маневра скоростью полета для достижения точного выхода на цель по времени допустимо на участках значительной протяженности, поэтому ошибки во времени выхода на цель должны быть обнаружены на определенном расстоянии от нее.

Минимальное расстояние, обеспечивающее ликвидацию этих ошибок изменением скорости полета, рассчитывается перед вылетом. Затем на карте на удалении от цели, равном этому расстоянию, выбрать КО для замера путевой скорости и рассчитать требуемые путевые скорости для разных значений оставшегося времени полета до цели.

По результатам расчета составляется таблица необходимых путевых и воздушных скоростей для выхода на цель в заданное время в зависимости от оставшегося времени полета до нее.

В полете в зависимости от времени выхода на рубеж маневрирования по таблице определяется необходимая воздушная скорость и устанавливается соответствующий ей режим полета.

ВЫХОД НА КПП И АЭРОДРОМ ПОСАДКИ

434. Если в качестве КПП используется ПРС, АРП или радиомаяк РСБН, установленные на аэродроме посадки, выход на него осуществляется пассивным или активным (по заданному радиопеленгу или азимуту на РНТ) способом.

435. При подходе к аэродрому запросить у руководителя полетов условия посадки и метеорологическую обстановку, установить барометрический высотомер на давление, соответствующее давлению на уровне аэродрома.

Пробивание облаков и заход на посадку выполнять согласно схеме пробивания на данном аэродроме и указаниям руководителя полетов.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ АППАРАТУРЫ «Искра-К» ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ САМОЛЕТОВОЖДЕНИЯ

436. Перед полетом с применением аппаратуры «Искра-К» на щитке в передней кабине необходимо установить номера каналов навигации и посадки.

437. При полетах в зоне действия наземного радиомаяка РСБН применяются карты с нанесенной азимутальной и дальномерной сеткой. Линии азимутов от маяка наносятся в виде радиальных линий через 5° . Окружности (или часть окружности) дальностей наносятся через 50 км. Линии азимутов и окружности дальностей наносятся, как правило, различными цветами, хорошо различимыми на полетной карте. Величина азимута самолета в полете считывается с прибора НПП по внутренней шкале против стрелки с кружком. Величина дальности снимается с прибора ППД-2. По снятым с приборов А и Д в любой момент полета по карте определяется место самолета с использованием нанесенной сетки. Определенное таким образом место самолета используется как для сохранения ориентировки, так и для последующего внесения поправок в курс самолета для полета по заданному маршруту.

В том случае, когда полет происходит в пилотажной зоне или в заданном районе, на отработку техники пилотирования для быстрого определения направления полета на аэродром посадки используется острый конец стрелки на приборе НПП. Указанная стрелка так же, как и стрелка РКЛ-41, показывает направление для полета на аэродром. По внешней шкале прибора НПП против указанной стрелки считывается курсовой угол радиомаяка РСБН.

438. Полет по заданному азимуту выполняется по приборам НПП и ППД-2. Показания приборов в первой и во второй кабинах дублируют друг друга. Переключатель режимов поставить в положение НАВИГАЦИЯ. Для выполнения полета от радиомаяка на НПП курсозадатчиком установить курс, равный заданному азимуту, а при полете на радиомаяк – курс, отличающийся от заданного азимута на 180° . При такой установке для полета по линии заданного азимута (заданного пути) достаточно удерживать курсовую планку прибора НПП в центре кружка.

Отклонение курсовой планки от центра кружка указывает летчику, в какой стороне от самолета находится линия заданного азимута, т.е. направление доворота самолета. Доворачивая самолет «на планку», можно вести его на линии заданного азимута.

Если самолет находится в стороне от линии заданного азимута, то, совмещая при развороте самолета кружок азимута с центром планки курсозадатчика, самолет плавно «вписывается» в линию заданного азимута.

При полете на радиомаяк дальность на ППД-2 уменьшается, а от радиомаяка – увеличивается.

Полет по линии заданного азимута осуществляется подбором такого положения оси самолета относительно этой линии, при котором боковое отклонение равно нулю (курсовая планка НПП в центре). При этом автоматически устанавливается курс самолета с учетом фактического угла сноса, который можно определить по подвижной шкале курсов прибора НПП как угол между верхним неподвижным индексом курса и стрелкой курсозадатчика, установленной на величину заданного азимута.

439. Режим пробивания облачности вниз служит целям привода самолета в зону аэродрома со снижением по определенной программе до безопасной высоты, принятой равной 600 м по любому заданному азимуту на радиомаяк РСБН или по курсу посадки.

440. Программа снижения определяется кривой пробивания облачности, лежащей в вертикальной плоскости под углом 4-5° к горизонту. Кривая пробивания облачности вниз лежит в пределах 132±21 км.

На удалении свыше 132±5 км глissадная планка в режиме пробивания облачности показывает положение самолета относительно крейсерской высоты ($H_{кр}$), принятой равной 8000 м.

На удалении от 132±5 до 21±3 км глissадная планка показывает положение самолета относительно кривой пробивания облачности.

На удалении менее 21±3 км глissадная планка показывает положение самолета относительно безопасной высоты, равной 600 м.

Кружок в центре прибора НПП символизирует самолет, а глissадная планка – положение кривой пробивания облачности относительно самолета. Для полета по кривой пробивания облачности необходимо удерживать глissадную планку в пределах центрального кружка прибора НПП.

441. Для выполнения полета в режиме пробивания облачности в район аэродрома по заданному азимуту установить курсозадатчик на значение величины обратного азимута (отсчитывается по внутренней шкале НПП против стрелки обратного азимута), а переключатель режимов в передней кабине – в положение ПРОБИВАНИЕ ОБЛАЧНОСТИ. Произвести вертикальный и горизонтальный маневры до совмещения глissадной и курсовой планок НПП с центральным кружком.

При нахождении самолета ниже кривой пробивания облачности летчик может не выполнять вертикальный маневр. В этом случае по мере приближения самолета к кривой пробивания облачности при выполнении горизонтального полета глissадная планка будет плавно отходить от верхнего упора прибора НПП и приближаться к центральному кружку.

По достижении дальности 21±3 км в первой и второй кабинах загорится табло ПРОБИВАНИЕ ОКОНЧЕНО и глissадная планка будет показывать положение самолета относительно высоты 600 м ($H_{безоп}$). Для перехода на глissаду планирования включить режим «Посадка».

В момент включения режима «Посадка» (после окончания режима «Пробивание облачности») глissадная планка НПП уйдет вверх и через 5-8 с после включения режима «Посадка» закроются бленкеры курса и глissады. Это указывает на то, что самолет вошел в зону действия радиомаяков системы ПРМГ, а равносигнальная зона глissады находится выше самолета (принцип индикации: самолет – кружок, планка – зона). В этом случае продолжать полет на высоте 600 м, контролируя ее по высотомеру и стабилизируя полет по линии курса.

По мере подхода к равносигнальной зоне глissады глissадная планка НПП будет приближаться к центральному кружку, самолет будет перемещаться по линии курса и глissаде планирования к посадочной полосе, к месту приземления.

На приборе ППД-2 индицируется дальность до точки установки ПРМГ.

Управление аппаратурой «Искра-К» из второй кабины

442. Управление аппаратурой «Искра-К» сосредоточено в первой кабине. Во второй кабине установлены кнопки СОГЛАСОВАНИЕ ЗАДАННОГО АЗИМУТА и выключатель АВАРИЙНАЯ ПОСАДКА. Для согласования заданного азимута (курса) прибора НПП второй кабины с заданным азимутом (курсом) первой кабины необходимо нажать кнопку СОГЛАСОВАНИЕ ЗАДАННОГО АЗИМУТА во второй кабине. На время согласования глissадная планка НПП отключается и устанавливается в среднее положение.

Летчик второй кабины, взявший управление самолетом на себя и выполняющий посадку, должен включить выключатель АВАРИЙНАЯ ПОСАДКА и на приборе НПП ручкой ЗК выставить заданный азимут (курс).

Во всех случаях возможна посадка только на тот аэродром, частотный канал ПРМГ которого выставлен на щитке управления в первой кабине.

ДЕЙСТВИЯ ЛЕТЧИКА ПРИ ПОТЕРЕ ОРИЕНТИРОВКИ

443. При потере ориентировки летчик должен:

- сохранять спокойствие и выдержку;
- доложить о потере ориентировки на КП аэродрома, с которым имеет связь;
- включить сигнал «Бедствие» СРО-2М, перейти на канал связи с АРП и подать условный сигнал «Полюс»;
- набрать высоту, обеспечивающую наилучший обзор местности и условия обнаружения самолета наземными РЛС;
- установить режим максимальной продолжительности полета;
- оценить обстановку, определить остаток топлива, проверить работу ГМК-1АЭ, РКЛ-41 и аппаратуры «Искра-К»;
- применять предусмотренный штурманским планом и инструкцией по производству полетов на данном аэродроме способ восстановления ориентировки.

Выполнение полета с произвольными курсами и на повышенных скоростях **запрещается**.

РАСЧЕТ ДАЛЬНОСТИ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЕТА

444. Исходными данными для расчета дальности и продолжительности полета являются:

- точная длина маршрута с учетом расстояния, необходимого для сбора, полета до ИПМ, маневра над целью, полета от КПМ до аэродрома и маневра роспуска на посадку;
- заданные высоты полета по этапам маршрута;
- заданный режим полета на этапах;
- заправка фюзеляжных (концевых) топливных баков;
- варианты внешней подвески.

Таблица 4

Высота, м	Скорость, км/ч		Расход топлива	
	приборная	истинная	километровый, кг/км	часовой, кг/ч
500	420	445	1,08	480
1000	410	445	1,03	455
2000	400	455	0,925	420
3000	390	465	0,850	395
4000	390	490	0,795	390
5000	390	510	0,750	385
6000	390	540	0,705	380
7000	380	555	0,670	370
8000	380	585	0,625	365
9000	370	605	0,580	350
10000	370	640	0,535	343

445. Дальность и продолжительность полета самолета зависят от запаса топлива, высоты и скорости полета. Запас топлива (при плотности 0,775 г/см³) при заправке только фюзеляжных баков составляет 825 кг, при заправке фюзеляжных и концевых

баков – 975 кг. Приборные скорости наибольшей дальности горизонтального полета самолета Л-39, соответствующие им истинные скорости в стандартных условиях и километровые и часовые расходы топлива приведены в табл. 4.

Величины максимальной практической дальности и максимальной практической продолжительности полета самолета Л-39 приведены в табл. 5.

446. На самолете Л-39 при заправке 825 кг топлива можно произвести 8 учебных полетов по кругу, при заправке 975 кг – 10 учебных полетов по кругу (продолжительность каждого полета 7 мин, последующее руление к месту старта 5 мин, остаток топлива 150 кг).

Таблица 5

Высота, м	Эксплуатационная заправка 825 кг						Эксплуатационная заправка 975 кг			
	Режим наибольшей дальности			Режим наибольшей продолжительности. Приборная скорость 240 км/ч			Режим наибольшей дальности		Режим наибольшей продолжительности. Приборная скорость 240 км/ч	
	приборная скорость	дальность, км		часовой расход, кг/ч	продолжительность, ч-м		дальность, км		продолжительность, ч-м	
		горизонтального полета	практическая		горизонтального полета	практическая	горизонтального полета	практическая	горизонтального полета	практическая
500	420	485	485	330	1-35	1-43	625	625	2-02	2-10
1000	410	500	515	330	1-33	1-43	645	660	2-00	2-10
2000	400	540	570	320	1-33	1-45	700	730	2-01	2-12
3000	390	570	620	320	1-30	1-45	745	795	2-00	2-15
4000	390	590	660	310	1-30	1-47	780	850	2-00	2-17
5000	390	605	700	310	1-28	1-47	805	900	1-58	2-17
6000	390	615	740	305	1-25	1-48	830	955	1-55	2-18
7000	380	620	775	305	1-21	1-48	840	995	1-51	2-18
8000	380	630	825	305	1-17	1-48	870	1065	1-47	2-18
9000	370	630	865	305	1-12	1-47	885	1120	1-42	2-17
10000	370	625	920	305	1-06	1-47	905	1200	1-35	2-17

При расчете табл. 5 учтены:

- расход топлива при работе двигателя на земле (запуск, опробование, руление) в течение 10 мин – 70 кг;
- расход топлива, путь и время при взлете, наборе высоты и на снижении – в соответствии с данными, приведенными в табл. 6 и 7;
- расход топлива при полете по кругу перед посадкой и при посадке (в течение 7 мин) – 50 кг;
- гарантийный запас топлива – 150 кг.

Таблица 6

Высота, м	Скорость набора высоты, км/ч	Расход топлива, кг	Путь, км	Время, мин
500	400*	20	-	1
2000	400*	45	10	3
4000	400*	75	30	5
6000	500**	105	55	8
8000	500**	145	90	12

10000	500**	200	155	20
-------	-------	-----	-----	----

* Приборная скорость (по широкой стрелке),

** Истинная скорость (по узкой стрелки).

Расход топлива, путь и время при взлете и наборе высоты на номинальном режиме работы двигателя приведены в табл. 6.

Расход топлива, путь и время при снижении на скорости по прибору 450 км/ч до высоты 500 м и положении РУД на упоре малого газа приведены в табл. 7.

Таблица 7

Высота начала снижения, м	Расход топлива, кг	Путь, км	Время, мин
1000	3	5	1
2000	5	15	2
3000	10	25	3
4000	15	35	4
5000	20	45	5
6000	25	60	6
7000	30	70	8
8000	35	85	9
9000	45	95	10
10000	50	115	12

ГРУППОВЫЕ ПОЛЕТЫ

ДЕЙСТВИЯ ВЕДУЩЕГО И ВЕДОМЫХ ПЕРЕД ВЗЛЕТОМ

447. Ведущему группы во время опробования двигателей установить двустороннюю радиосвязь с ведомыми и, получив от них доклад о готовности к выруливанию, запросить по радио у руководителя полетов разрешение на выруливание.

448. При рулении по рулежной дорожке (РД) в колонне дистанция между самолетами должна быть не менее 100 м.

При рулении на грунтовых аэродромах ведомые должны находиться с наветренной стороны относительно рулящего самолета на расстоянии не менее 50 м во избежание попадания пыли или снега во входное устройство двигателя от струи впереди рулящего самолета.

449. На линии старта расположить самолеты в порядке, указанном командиром группы, на интервалах и дистанциях 25-30 м при взлете с искусственной и 30-50 м при взлете с грунтовой полос (рис. 33). При этом ведомые должны установить свои самолеты строго параллельно самолету ведущего и доложить ведущему о готовности к взлету. Затем ведущему группы запросить у руководителя полетов разрешение на взлет.

ВЗЛЕТ ПО ОДНОМУ

450. Получив разрешение РП, ведущему группы произвести взлет, убрать шасси и закрылки, установить обороты двигателя 100% и на скорости 350 км/ч набирать высоту

Ведомому в начале разбега самолета ведущего, удерживая самолет на тормозах, увеличить обороты двигателя до максимальных и после отрыва самолета ведущего по команде РП произвести взлет.

В таком же порядке, как и первый ведомый, выполняют взлет остальные ведомые.

451. После взлета на высоте 20 м ведомым убрать шасси, а на высоте 50-70 м закрыть крылки, установить обороты 103% и, наблюдая за самолетом ведущего, начать сближение с ним.

Ведомому, взлетевшему последним в группе, после набора высоты 100 м доложить об этом ведущему.

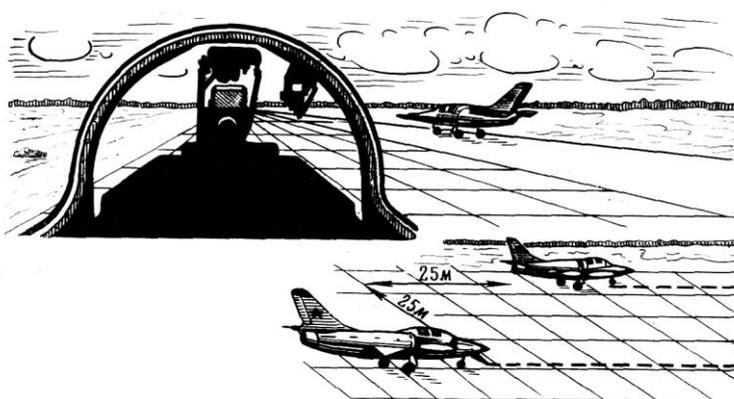


Рис. 33. Взаимное положение самолетов перед взлетом

ВЗЛЕТ В ПАРЕ

452. Ведомый, убедившись в том, что место в строю им занято правильно, а переднее колесо установлено по продольной оси самолета, должен доложить ведущему о готовности к взлету и по его команде увеличить обороты двигателя до максимальных, удерживая самолет на тормозах.

453. Получив от ведущего команду на взлет, одновременно с началом движения самолета ведущего ведомому плавно отпустить тормоза и начать разбег, строго выдерживая интервал и дистанцию.

При разбеге ведомому следить за выдерживанием направления и за сохранением интервала и дистанции по самолету ведущего.

Момент подъема переднего колеса определять по самолету ведущего. При увеличении дистанции подъем колеса выполнять самостоятельно, сохраняя заданный интервал. В момент подъема переднего колеса ведомому следить за сохранением направления взлета и определять степень подъема колеса. Отрыв самолета ведомого при правильно выполненном разбеге происходит одновременно с отрывом самолета ведущего.

В момент отрыва и на выдерживании следить за расстоянием до земли, сохранением заданного интервала и дистанции.

454. Шасси и закрылки ведомому убирать по ведущему. Высота уборки шасси во всех случаях не должна быть менее 20 м, закрылков – 70 м.

При работе с краном шасси и кнопками закрылков ведомый не должен отвлекать внимания от самолета ведущего.

455. При определении стороны пеленга перед взлетом в паре с пыльного аэродрома или с уплотненной снежной полосы учитывать направление ветра.

456. Характерные ошибки при взлете парой:

- после отрыва ведомый переводит самолет в набор высоты раньше ведущего – уход от земли происходит на малой скорости, возможна потеря ведущего из поля зрения;
- ведущий начинает взлет на оборотах менее 106,8% – сокращается дистанция между самолетами, возможен обгон ведущего;
- резкая работа тормозами или рулем направления – не выдерживается направление, сокращается или увеличивается интервал.

ПРИСТРАИВАНИЕ

457. Пристраивание выполнять на прямой с разрешения ведущего. Вначале на удвоенном интервале занять заданную дистанцию с принижением 3-5 м, а затем плавным смещением самолета в сторону ведущего установить заданный интервал.

Ведомый на пристраивании должен учитывать инерцию самолета и при сокращении дистанции своевременно и плавно уменьшать обороты двигателя. При энергичном сокращении дистанции одновременно с уменьшением оборотов выпустить тормозные щитки.

При сокращении дистанции во время пристраивания не допускать резких движений РУД, а при сокращении интервала до заданного – резких движений рулем поворота.

458. Характерные ошибки на пристраивании:

- ведомый запаздывает с началом взлета – увеличивается дистанция между самолетами;
- ведомый не учитывает инерцию самолета, поздно уменьшает обороты двигателя, допускает большую скорость сближения – происходит обгон ведущего;
- пристраивание производится с креном или под углом к ведущему – быстро сокращается интервал.

ПРЯМОЛИНЕЙНЫЙ ПОЛЕТ

459. В прямолинейном полете ведомый обязан непрерывно наблюдать за самолетом ведущего и сохранять свое место в строю.

Дистанцию и интервал определять по проецированию самолета ведущего в фонаре кабины и по углу визирования на него, а также путем сравнения дистанции и интервала с размерами самолета ведущего.

Превышение и принижение определять по положению впереди летящего самолета относительно горизонта, а также по видимости его верхней или нижней поверхности.

Изменение дистанции или интервала определять по изменению угла визирования на самолет ведущего.

460. Ведомый, заметив увеличение дистанции, должен плавным движением РУД увеличить число оборотов двигателя до такой величины, при которой дистанция начнет сокращаться. С началом сокращения обороты уменьшить настолько, чтобы занять заданную дистанцию, используя избыток скорости, полученный при догоне.

При большой скорости сближения необходимо одновременно с уменьшением оборотов двигателя использовать тормозные щитки.

Как только будет занята заданная дистанция, тормозные щитки убрать и постепенно уменьшить обороты двигателя до необходимых для сохранения места в строю.

461. В прямолинейном полете при увеличении или уменьшении интервала небольшими плавными движениями педалей без крена установить заданный интервал.

462. Если ведомый обогнал ведущего, он должен увеличить интервал, уменьшить число оборотов двигателя и выпустить тормозные щитки, отстать от ведущего и затем по его разрешению произвести пристраивание в установленном порядке.

463. При полете в строю работу двигателя проверять в основном на слух и периодически (в прямолинейном полете) по приборам, не теряя при этом из поля зрения самолет ведущего.

464. При полете строем основное внимание уделять:

- определению своего места в строю и наблюдению за сигналами ведущего;
- сохранению ориентировки;
- контролю работы двигателя на слух и по приборам.

465. Характерные ошибки в прямолинейном полете строем:

- при пристраивании поздно уменьшаются обороты двигателя – ведомый обгоняет ведущего;
- ведомый резко и несоразмерно действует рулями управления и РУД – непостоянство интервала и дистанции;
- ведомый держит уменьшенный интервал и увеличенную дистанцию – возможно попадание в струю от самолета ведущего.

ПЕРЕСТРОЕНИЕ ПАРЫ

466. После команды ведущего на перестроение ведомый должен путем выпуска тормозных щитков уменьшить скорость полета на 15-20 км/ч, увеличить дистанцию до 50 м, установить принижение 20-25 м н с креном не более 15° перейти на другую сторону. В момент перехода ведущий самолет проецируется над верхним обрезаем переднего фонаря кабины ведомого (рис. 34). При перестроении в разомкнутых строях скорость не уменьшать, а взять только принижение.

В момент когда самолет ведомого будет проходить в створе с самолетом ведущего, начать плавно убирать ногу, данную в сторону перестроения, и крен, увеличить обороты двигателя, чтобы устранить отставание, и, когда интервал будет приближаться к удвоенному, прекратить его увеличение движением педали. Заняв положение на

двойном интервале, увеличить обороты двигателя с таким расчетом, чтобы сократить дистанцию до заданной.



Рис. 34. Вид самолета ведущего из кабины ведомого при перестроении

При приближении к заданной дистанции уменьшить обороты двигателя, плавными небольшими движениями педалей сократить интервал до заданного и устранить принижение. При сближении не допускать крена в сторону ведущего и внимательно следить за сокращением интервала.

467. В ходе перестроения ведомый обязан все время видеть самолет ведущего.

При перестроении основное внимание уделять:

- при отставании – определению увеличения дистанции до заданной, занятию принижения;
- при переходе – принижению, относительной скорости перехода;
- при пристраивании – скорости сближения, отсутствию крена.

468. Порядок перестроения самолетов в звене определяет командир. Перестроение аналогично перестроению самолетов пары.

469. Характерные ошибки при перестроении:

- ведомый излишне уменьшает обороты двигателя при отставании или запаздывает с их увеличением при переходе – увеличиваются дистанция и время перестроения;
- мало принижение к началу перехода – возможно попадание в струю от самолета ведущего;
- несвоевременное уменьшение оборотов двигателя при сокращении дистанции после перестроения – возможен обгон ведущего.

РАЗВОРОТЫ И ВИРАЖИ ГРУППОЙ

470. Развороты и виражи с учебной целью выполнять на интервале и дистанции 50-25 м при скорости 400 км/ч по прибору с креном не более 45°.

471. Ведомому по исполнительной команде ведущего, не прекращая наблюдения за ним, начать ввод в разворот (вираж), для чего, будучи внешним, незначительно увеличить обороты двигателя и одновременным движением ручки управления несколько на себя и в сторону разворота занять нужное превышение относительно ведущего и плоскости его самолета.

Будучи внутренним, при вводе в разворот (вираж) незначительно уменьшить обороты двигателя и движением ручки управления несколько от себя и в сторону разворота занять нужное принижение для того, чтобы быть в одной плоскости с самолетом ведущего.

В процессе ввода в разворот (вираж), внимательно следя за изменением пространственного положения самолета ведущего, сохранять интервал, дистанцию и превышение.

472. Во время разворота (виража) дистанцию сохранять небольшими изменениями оборотов двигателя, интервал – небольшими движениями педалей, а также незначительным (не более чем на 10°) изменением крена, превышение – координированным отклонением руля высоты и элеронов.

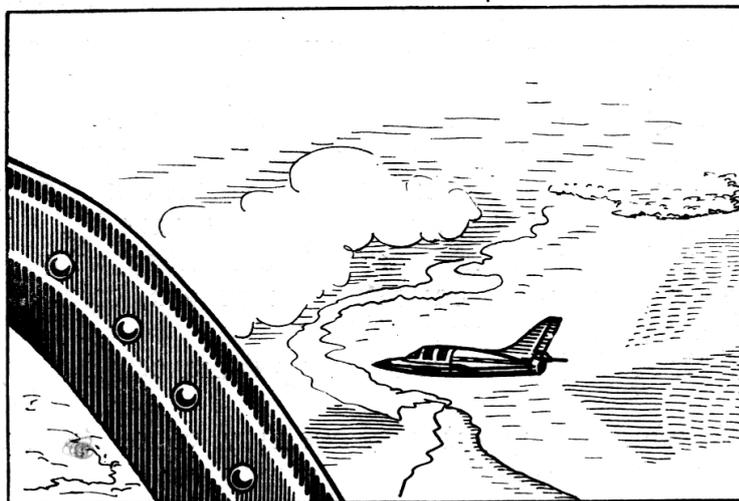


Рис. 35. Вид самолета ведущего из кабины ведомого на правом развороте (интервал и дистанция 50 x 25 м)

Внимание уделять сохранению дистанции, интервала и превышения, удерживая самолет ведущего в положении, показанном на рис. 35.

473. Как только самолет ведущего начнет уменьшать крен, необходимо: будучи внешним, уменьшить обороты двигателя и движением ручки от себя и в сторону выхода сохранять свое место в строю; будучи внутренним, несколько увеличить обороты и движением ручки на себя и в сторону сохранять свое место в строю так, чтобы при выводе из виража в обоих случаях быть на одной высоте с ведущим.

474. Характерные ошибки при выполнении разворотов и виражей строем:

- перед вводом внешний ведомый запаздывает увеличивать обороты двигателя – увеличивается дистанция;
- внешний ведомый запаздывает с вводом или держит малый крен – увеличиваются интервал и дистанция;
- при развороте в сторону ведомого последний запаздывает с вводом или держит малый крен – уменьшается интервал, возникает опасность столкновения самолетов;
- при вводе в разворот внутренний ведомый не снижается и не держится в одной плоскости с ведущим – закрывает его крылом своего самолета: в этом случае ведомый должен немедленно увеличить крен и без снижения уйти от ведущего;
- при выводе из разворота внешний ведомый запаздывает уменьшить крен и обороты двигателя – уменьшаются интервал и дистанция.

ПИКИРОВАНИЕ В ПАРЕ

475. Ввод в пикирование выполняется с прямой или с разворота.

Во избежание больших отрицательных перегрузок при вводе с прямой угол пикирования должен быть не более 30° .

Ввод в пикирование в учебных целях производить на скорости 300 км/ч с разворота на 30-90° с креном не более 45° и только в сторону ведущего.

476. Ведомому перед вводом в пикирование взять принижение 2-3 м относительно ведущего. Ведущему, убедившись, что ведомый заданное принижение установил, начать разворот в сторону пикирования в горизонтальной плоскости с последующим переходом на снижение и увеличением угла пикирования до заданного.

Ведомому одновременно с ведущим ввести свой самолет в пикирование, сохраняя заданные интервал, дистанцию и принижение.

477. Выдерживать дистанцию на пикировании изменением оборотов двигателя или выпуском тормозных щитков, интервал – небольшими плавными движениями педалей.

478. Перед выводом из пикирования ведущий должен подать команду на вывод, а затем, плавно уменьшая угол пикирования, подвести самолет к горизонту и увеличить обороты двигателя до потребных.

Ведомый должен при выводе самолета из пикирования, ориентируясь по самолету ведущего, сохранять интервал, дистанцию и принижение.

479. Характерные ошибки при выполнении пикирования:

- большие обороты двигателя у ведомого при вводе – возможен обгон самолета ведущего;
- в процессе пикирования ведомый не замечает крена или непроизвольно отклоняет руль поворота – сокращается или увеличивается интервал;
- мало принижение ведомого при вводе в пикирование – возможна потеря из виду самолета ведущего.

ГОРКА В ПАРЕ

480. В учебных целях горка в паре выполняется с углом набора до 30° при скорости ввода 650 км/ч.

481. Ведущий, убедившись, что ведомый занял заданные интервал, дистанцию и принижение, должен подать команду на ввод и перевести самолет в набор высоты.

Ведомому вводить свой самолет в горку одновременно с ведущим, сохраняя место в строю.

482. Если ведомый на горке обогнал ведущего или закрыл его своим самолетом и потерял из виду, он обязан уйти от ведущего во внешнюю сторону, информировать ведущего по радио и затем самостоятельно перейти в горизонтальный полет. После этого, обнаружив самолет ведущего, с его разрешения занять свое место в строю.

Дистанцию при выполнении горки сохранять изменением оборотов двигателя, а интервал – небольшими плавными движениями педалей.

483. На скорости не менее 350 км/ч ведущий должен подать команду на вывод из горки и начать его разворотом от ведомого.

Ведомому одновременно с ведущим ввести самолет в разворот, сохраняя заданные интервал и дистанцию. Вывод из разворота производить по самолету ведущего с таким расчетом, чтобы при выходе в горизонтальный полет быть с ним на одной высоте.

484. Характерные ошибки при выполнении горки:

- при вводе в горку ведомый допускает значительное отставание и принижение – усложняются действия на выводе из горки, возможна потеря ведущего из виду;
- энергичный ввод в горку – ведомый отстает, увеличивается дистанция между самолетами;
- в процессе горки ведомый не замечает появления крена или непроизвольно отклоняет руль поворота – сокращается или увеличивается интервал.

ПОСАДКА В ПАРЕ

485. Посадку в паре производить в правом пеленге на интервале и дистанции 30-40 м. Выпуск шасси производить по команде ведущего.

486. Выполнив третий разворот, ведущий должен подать команду ведомому выпустить закрылки на 25° и через 2-3 с самому выпустить закрылки и перевести самолет на снижение.

487. При полете с левым кругом ведомый должен выполнять четвертый разворот с принижением 2-3 м, а при правом круге – с принижением 5-7 м.

После четвертого разворота ведомому планировать с принижением 2-3 м, сохраняя свое место в строю плавным изменением числа оборотов двигателя и незначительными движениями педалей. По команде ведущего выпустить закрылки в посадочное положение.

488. На планировании после четвертого разворота ведущему обращать внимание на выдерживание заданного направления и на точность расчета, чтобы пара произвела посадку в полосе приземления.

489. Ведомый, убедившись, что расчет точен, с высоты 30 м должен перевести взгляд на землю, имея в поле зрения ведущего, и выполнять выравнивание, приземление и пробег.

Если на планировании ведомый не уверен в благополучном приземлении или его самолет обогнал самолет ведущего, он должен, сохраняя угол планирования, плавно вывести двигатель на взлетный режим и уйти на второй круг.

490. После приземления ведомому перевести взгляд на самолет ведущего и, имея в поле зрения ВПП, выдерживать по ведущему направление на пробеге.

491. Характерные ошибки при посадке в паре:

- на четвертом развороте ведомый находится выше самолета ведущего – после вывода из разворота на планировании сокращается дистанция, возможен обгон ведущего;
- ведущий планирует после четвертого разворота на малых оборотах – ведомому затруднено выдерживание дистанции, возможен обгон ведущего при планировании;
- перед выравниванием ведомый самолет находится выше ведущего – приземляется первым ведущий, возможен обгон ведущего на пробеге.

ПОЛЕТЫ НОЧЬЮ

492. Ограниченная видимость земли (а иногда и полное отсутствие видимости земли), горизонта и небосвода ночью определяет существенные особенности подготовки к ночным полетам и их выполнения.

Эти особенности заключаются в следующем:

- затруднено, а в некоторых случаях полностью исключено визуальное пилотирование самолета;
- невозможно визуальное определение местонахождения самолета при отсутствии видимости характерных естественных и световых ориентиров;
- затруднено определение скорости руления, выполнения расчета на посадку и выдерживание дистанции между самолетами в полете вследствие снижения точности визуального определения расстояния до световых ориентиров и скорости перемещения относительно их;
- уменьшается точность навигационных измерений с помощью угломерных радиотехнических систем вследствие влияния ночного эффекта.

ПОДГОТОВКА К НОЧНЫМ ПОЛЕТАМ

493. Перед ночными полетами необходимо выполнить в полном объеме проверку и подготовку, проводимые перед полетом днем; кроме того, проверить светотехническое оборудование самолета (от наземного источника электропитания).

494. До посадки в кабину проверить состояние и чистоту рулежно-посадочных фар, бортовых аэронавигационных огней, арматуры внешней световой сигнализации шасси и установку сигнальных ракет.

495. После посадки в кабину включить все АЗС, необходимые для выполнения дневного полета и, кроме того, включить и проверить работу аэронавигационных огней в режиме мигания и постоянного свечения при 30 и 60% яркости (по докладу техника).

496. Проверить исправность системы белого и красного подсвета приборных досок и пультов и с помощью реостата на левом пульте отрегулировать освещение таким образом, чтобы снятие показаний с приборов и пользование агрегатами не вызвало затруднений в полете.

Переключатель системы белого и красного света поставить в положение, обеспечивающее красный подсвет приборных досок и пультов.

497. Переключатель управления светом посадочно-рулежных фар поочередно поставить в положение ПОСАД, и РУЛЕЖН. и, убедившись в исправности фар и правильности направления лучей, поставить переключатель в среднее положение.

ПОЛЕТЫ ПО КРУГУ

498. Произвести запуск двигателя, его прогрев и опробование, после чего только производить проверку работы всех систем.

499. Руление производить при установке переключателя управления фарами в положение РУЛЕЖН. со скоростью, обеспечивающей безопасность от столкновения с препятствиями. Не превышать скорость руления на прямолинейных участках более 20 км/ч.

Для более тщательного просмотра впереди лежащего пространства, а также перед выполнением разворотов периодически кратковременно переключатель управления светом фар устанавливать в среднее положение.

Подрулив к ВПП, осмотреться и с разрешения руководителя полетов вырुлить на полосу.

Перед взлетом переключатель управления светом фар установить в положение ПОСАД.

500. Установить самолет по центру ВПП на курс взлета, ориентируясь по взлетным огням.

Техника выполнения взлета ночью такая же, как и днем. Направление выдерживать, ориентируясь по боковым огням ВПП и по взлетным огням. Величину подъема переднего колеса контролировать по положению видимых частей фонаря относительно линии взлетно-посадочных огней, находящихся в поле зрения летчика. В светлую ночь при хорошей видимости естественного горизонта величину подъема переднего колеса контролировать по горизонту.

После отрыва разгон производить с постепенным набором высоты, не допуская снижения.

501. На высоте 20-25 м убрать шасси и после пролета взлетных огней перевести взгляд на приборы; дальнейший полет выполнять по приборам, контролируя по возможности положение самолета визуально.

В темную ночь (при невидимости горизонта или при отсутствии световых ориентиров) пилотирование самолета осуществлять только по приборам.

Направление в наборе высоты выдерживать по показанию компаса, обращая внимание при этом на отсутствие кренов (по АГД-1).

На высоте 70-100 м убрать закрылки, продолжая набор высоты с увеличением скорости до 350 км/ч.

502. Маршрут полета по кругу строить относительно огней ВПП визуально, так же, как и днем, по углам визирования на ВПП и КУР. Угловая величина разворотов определяется по ГМК-1АЭ с контролем по огням ВПП и характерным световым ориентирам.

При полете по кругу использовать данные аппаратуры «Искра-К» (азимут, дальность).

Максимальная величина крена на разворотах не должна превышать 30°.

При определении расстояния до впереди летящего самолета (самолетов) использовать команды руководителя полетов и доклады экипажей.

Третий разворот выполнять после траверза ДПРМ с визуальным контролем по световым ориентирам при КУР=120° (240°).

Ввод в четвертый разворот начинать несколько раньше и выполнять его с таким расчетом, чтобы крен на развороте не превышал 30°. После четвертого разворота установить угол планирования с таким расчетом, чтобы самолет снижался в точку выравнивания. При планировании тщательнее, чем днем, контролировать высоту полета по радио- и барометрическому высотомеру, не допуская преждевременного снижения.

На высоте 200-150 м включить фары, поставив переключатель управления светом фар в положение ПОСАД.

503. При правильном расчете высота прохода БПРМ (КНС) должна быть 60-80 м. Выравнивание начинать над полосой, освещенной посадочными прожекторами.

Посадка ночью на освещенную полосу особых трудностей не представляет и производится так же, как и днем. Направление на пробеге выдерживать по огням ВПП.

504. Летчикам, имеющим достаточный опыт в полетах ночью, разрешается в целях тренировки выполнять посадки без наземных прожекторов. В этом случае техника выполнения посадки несколько сложнее и требует повышенного внимания и более точного пилотирования.

505. После окончания пробега переключатель управления светом фар перевести в положение РУЛЕЖН. и освободить ВПП.

ПОЛЕТЫ В ЗОНУ

506. Пилотирование ночью в зоне при плохой видимости ориентиров производить только по приборам.

В светлую ночь и при хорошей видимости ориентиров пилотировать также по приборам, используя ориентиры и горизонт для контроля положения самолета и определения направления ввода и вывода из фигур.

507. Перед выполнением пилотажа в зоне летчик должен:

- проверить высоту и свое место в зоне визуально и по данным аппаратуры «Искра-К» (азимут, дальность);
- установить самолет в направлении на световой ориентир или на более освещенный и хорошо просматриваемый сектор горизонта;
- сбалансировать самолет триммером на скорости 400 км/ч;
- проверить показания ГМК-1АЭ и РКЛ-41;
- доложить руководителю полетов и с его разрешения приступить к выполнению задания.

ВИРАЖ С КРЕНОМ ДО 45°

508. Вираж с креном до 45° выполняется на скорости 400 км/ч по прибору.

Перед вводом в вираж наметить световой или другой хорошо видимый ориентир для ввода и вывода, а при отсутствии ориентиров запомнить курс ввода по ГМК-1АЭ или КУР по РКЛ-41.

509. Техника выполнения и порядок переключения внимания на приборы такие же, как и при выполнении виража по приборам днем. Кроме того, для контроля положения самолета использовать естественный горизонт (если он хорошо просматривается) и световые ориентиры.

510. При определении начала вывода из виража не отвлекать внимания от приборов на поиск ориентира вывода; он должен появиться в поле зрения летчика в переднем секторе. В темную ночь (при невидимости горизонта, отсутствии световых ориентиров) вывод из виража производить только по приборам.

ПИКИРОВАНИЕ

511. Пикирование выполнять с углами до 30° при скорости ввода 300 км/ч по прибору. Ввод в пикирование производить на высоте не ниже 3000 м с прямой или с разворота, крен при этом не должен превышать 45°.

512. Перед вводом в пикирование наметить световой ориентир или светлую часть горизонта для вывода и плавным координированным движением рулей ввести самолет в пикирование. В темную ночь и при отсутствии световых ориентиров угол разворота определять по показаниям ГМК-1АЭ.

После ввода проверить угол пикирования по показаниям авиагоризонта.

Техника выполнения пикирования ночью аналогична технике выполнения пикирования днем.

Положение самолета в пространстве определяется по показаниям АГД-1 с контролем по световым ориентирам на земле, а также по указателю скорости, вариометру, высотомеру.

При достижении скорости 600 км/ч начать вывод из пикирования с таким расчетом, чтобы при выходе в горизонтальный полет скорость по прибору была 650 км/ч и обороты ротора КВД 106%.

Вывод самолета в горизонтальный полет закончить на высоте не менее 1500 м.

ГОРКА

513. Горка выполняется с углом до 30° на скорости по прибору 650 км/ч.

Перед вводом в горку развернуть самолет так, чтобы один из световых ориентиров находился под углом 90° к направлению горки со стороны, в которую будет произведен вывод из нее.

На скорости 650 км/ч перевести самолет в набор высоты и установить заданный угол набора. Величину угла набора контролировать по показаниям авиагоризонта.

По достижении скорости 350 км/ч по прибору начать вывод из горки разворотом на $60-90^\circ$ с креном не более 45° в направлении светового ориентира или светлой части горизонта. Внимание в процессе вывода сосредоточить на контроле за скоростью, величиной крена и угла набора по авиагоризонту, на координацию и периодически на ориентир вывода. Вывод в горизонтальный полет должен быть закончен на скорости не менее 300 км/ч по прибору.

СПИРАЛЬ

514. Спираль выполняется с креном до 45° на скорости 400 км/ч по прибору.

Техника выполнения спирали ночью такая же, как и днем.

Особое внимание обратить на сохранение заданных скорости и крена, на координацию движений рулями и контроль за высотой вывода из спирали.

ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА В ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ В ПОЛЕТЕ

При обнаружении отказа авиатехники необходимо спокойно проверить не допущена ли ошибка при работе с кранами и переключателями, хладнокровно оценить обстановку и принять грамотное решение.

В любом аварийном случае, при котором летчикам может потребоваться оказание помощи, включить сигнал БЕДСТВИЕ системы госопознавания.

Если в полете создалась непосредственная угроза жизни летчиков, необходимо покинуть самолет.

ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ НА ВЗЛЕТЕ

515. Признаки:

- самовыключение двигателя;
- колебание оборотов двигателя;
- тряска (помпаж) двигателя (горит табло ВИБРАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ);
- падение давления масла, стружка в масле или высокая температура масла, откачиваемого из масляной полости опоры турбины ВД и межвального подшипника (горит табло МИН. ДАВЛЕНИЕ МАСЛА);
- отклонение оборотов роторов КВД и КНД или заброс температуры газов за турбиной выше допустимых значений.

Действия:

1. На разбеге:

- прекратить взлет;
- принять все меры для остановки самолета;
- при необходимости выключить двигатель;
- при выкатывании с ВПП в случае реальной угрозы жизни экипажа в результате столкновения с препятствием при скорости 150 км/ч и более катапультироваться, а при скорости менее 150 км/ч сбросить фонарь, убрать шасси и обесточить самолет.

Примечание. Максимальные дистанции прерванного взлета самолета при отказе двигателя на скоростях разбега 160 и 180 км/ч соответственно составляют:

- на грунтовой ВПП – 1300 и 1570 м;
- на заснеженной ВПП – 1220 и 1520 м;
- на бетонированной ВПП – 1150 и 1350 м.

2. После отрыва самолета:

а) в случае самовыключения двигателя:

- произвести вынужденную посадку прямо перед собой;
- катапультироваться при отсутствии возможности произвести вынужденную посадку;

б) при наличии тяги двигателя:

- продолжать взлет;
- сразу после отрыва убрать шасси и на скорости не менее 230 км/ч закрыть крылья; не допуская потери скорости, набирать высоту в безопасном для катапультирования или посадки (падения) самолета направлении.

В дальнейшем в зависимости от обстановки действовать в соответствии с указаниями, изложенными в данной главе Руководства.

САМОВЫКЛЮЧЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ

516. Признаки:

- изменение звука работы двигателя;

- резкое падение оборотов и температуры газов за турбиной;
- загорание сигнального табло ГЕНЕРАТОР;
- автоматическое выключение аппаратуры «Искра-К» и «Квант»;
- уменьшение скорости полета.

Примечание. При самовыключении двигателя автоматически выпускаются и включаются в работу воздушная турбина и запасной генератор.

Действия:

- в задней кабине переместить выдвижной упор МАЛЫЙ ГАЗ на РУД в положение ОТКРЫТО;
- немедленно установить РУД в положение СТОП;
- выполнить разворот и планирование в сторону аэродрома (площадки);
- следить за скоростью и высотой полета;
- доложить руководителю полетов об остановке двигателя, высоте полета и своем местонахождении;
- запустить двигатель.

ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ

517. Запуск двигателя от основной и аварийного топливопитания производится:

- на высотах 1500-6000 м при оборотах ротора КВД менее 15% с подкруткой ротора от воздушного стартера;
- на высотах 1500-6000 м при оборотах ротора КВД 15% и более без подкрутки от воздушного стартера.

518. Запуск двигателя без подкрутки ротора КВД от воздушного стартера при подаче топлива от основной системы топливопитания производится в следующем порядке:

- установить скорость полета по прибору не менее 430 км/ч;
- убедиться, что имеется авторотация роторов двигателя и обороты ротора КВД на высотах до 6000 м не менее 15%;
- нажать на 1-2 с кнопку ДВИГАТ.;
- через 3-6 с с момента нажатия на кнопку ДВИГАТ. перевести плавно РУД из положения СТОП в положение МАЛЫЙ ГАЗ;
- посмотреть на указатель оборотов двигателя и, если обороты ротора КВД растут, перевести взгляд на указатель температуры газов за турбиной: следить за ростом температуры газов, которая не должна превышать 600°C;
- после прекращения роста температуры газов перевести взгляд на указатель оборотов и после выхода двигателя на установившийся режим проверить обороты ротора КВД, которые должны быть не менее 54,5% на высотах ниже 6000 м;
- проверить давление масла на входе в двигатель, которое к моменту выхода двигателя на режим малого газа должно быть не менее 2 кгс/см²;
- после запуска плавным перемещением РУД вывести двигатель на повышенный режим и убедиться в нормальной его работе;
- в задней кабине установить выдвижной упор МАЛЫЙ ГАЗ на РУД в положение ЗАКРЫТО;
- доложить руководителю полетов о результатах запуска.

519. Запуск двигателя с подкруткой ротора КВД от воздушного стартера при подаче топлива от основной системы топливопитания производится в следующем порядке:

- установить скорость полета по прибору 300-350 км/ч;
- убедиться, что имеется авторотация роторов двигателя и обороты ротора КВД не менее 15%;
- нажать на 1-2 с кнопку ТУРБО;
- после загорания сигнального табло ТУРБО нажать на 1-2 с кнопку ДВИГАТ.;

- через 3-6 с с момента нажатия на кнопку ДВИГАТ. перевести плавно РУД из положения СТОП в положение МАЛЫЙ ГАЗ;
- посмотреть на указатель оборотов двигателя и, если обороты ротора КВД растут, взгляд перевести на указатель температуры газов за турбиной; следить за ростом температуры, которая не должна превышать 600°С;
- после прекращения роста температуры газов взгляд перевести на указатель оборотов и после выхода двигателя на установившийся режим проверить обороты ротора КВД, которые должны быть не менее 54,5% на высотах ниже 6000 м;
- проверить давление масла на входе в двигатель, которое к моменту выхода двигателя на режим малого газа должно быть не менее 2 кгс/см²;
- после запуска плавным перемещением РУД вывести двигатель на повышенный режим и убедиться в нормальной его работе;
- в задней кабине установить выдвигной упор МАЛЫЙ ГАЗ на РУД в положение ЗАКРЫТО;
- доложить руководителю полетов о результатах запуска.

520. Запуск двигателя без подкрутки ротора КВД от воздушного стартера при подаче топлива от аварийной системы топливопитания производится в следующем порядке:

- установить скорость полета по прибору не менее 430 км/ч;
- убедиться, что имеется авторотация роторов двигателя и обороты ротора КВД на высотах до 6000 м не менее 15%;
- откинуть колпачок и включить выключатель аварийной системы топливопитания АВАР. ТОПЛ., при этом должно загореться сигнальное табло ИЗОЛИР. КЛАПАН;
- нажать на 1-2 с кнопку запуска ДВИГАТ.;
- через 3-6 с после нажатия на кнопку ДВИГАТ. плавным движением перевести РУД из положения СТОП в положение белой отметки, на площадке РУД соответствующей 10-12° по лимбу топливного регулятора;
- перевести взгляд на указатель температуры газов за турбиной и после начала роста температуры производить дозировку топлива плавным перемещением РУД, не допуская при этом интенсивного роста температуры или зависания оборотов; дозировка топлива производится до достижения оборотов ротора КВД не менее 56% на высотах ниже 2000 м и не менее 60% на высотах 2000 м и выше;
- проверить давление масла на входе в двигатель, которое к моменту выхода двигателя на режим малого газа должно быть не менее 2 кгс/см²;
- после запуска двигателя РУД установить в положение, соответствующее режиму малого газа или выше, для поддержания указанных оборотов;
- в задней кабине установить выдвигной упор МАЛЫЙ ГАЗ на РУД в положение ЗАКРЫТО;
- доложить руководителю полетов о результатах запуска;
- плавным движением РУД, обеспечивающим нарастание оборотов ротора КВД не более 2% в секунду, увеличить режим и убедиться в нормальной работе двигателя.

Полет на аэродром и посадку производить при работе двигателя на аварийной системе топливопитания, действуя согласно ст. 524 настоящего Руководства.

521. Запуск двигателя с подкруткой ротора КВД от воздушного стартера при подаче топлива от аварийно системы топливопитания производится в следующем порядке:

- установить скорость полета по прибору 300-350 км/ч;
- убедиться, что имеется авторотация роторов двигателя и обороты ротора КВД не менее 15%;
- нажать на 1-2 с кнопку ТУРБО;
- откинуть колпачок и включить выключатель аварийной системы топливопитания АВАР. ТОПЛ., при этом должно загореться сигнальное табло ИЗОЛИР. КЛАПАН;

- после загорания сигнального табло ТУРБОСТАРТЕР нажать на 1-2 с кнопку запуска ДВИГАТ.;
- через 10 с после нажатия на кнопку ДВИГАТ. плавным движением перевести РУД из положения СТОП в положение отметки, соответствующей 10-12° по лимбу топливного регулятора;
- перевести взгляд на указатель температуры газов за турбиной и после начала роста температуры произвести дозировку топлива плавным перемещением РУД, не допуская при этом интенсивного роста температуры или зависания оборотов;
- при достижении оборотов ротора КВД 41,5-44,5% выключить вспомогательный двигатель «Сапфир-5» выключателем СТОП ТУРБО, поставив его в положение под колпачок;
- произвести дозировку топлива до достижения оборотов ротора КВД не менее 56% на высотах ниже 2000 м и не менее 60% на высотах 2000 м и выше; после запуска двигателя РУД установить в положение режима малого газа или выше для поддержания указанных оборотов;
- проверить давление масла на входе в двигатель, которое к моменту выхода двигателя на режим малого газа должно быть не менее 2 кгс/см²;
- доложить руководителю полетов о результатах запуска;
- плавным движением РУД, обеспечивающим нарастание оборотов ротора КВД не более 2% в секунду, увеличить режим и убедиться в нормальной работе двигателя;
- в задней кабине установить выдвижной упор МАЛЫЙ ГАЗ на РУД в положение ЗАКРЫТО.

Полет на аэродром и посадку произвести при работе на аварийной системе топливопитания, действуя согласно ст. 524 настоящего Руководства.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. Запуск двигателя в полете прекратить установкой РУД в положение СТОП, если:

- после перевода РУД из положения СТОП в положение режима малого газа (при подаче топлива от основной системы топливопитания) или в положение 10-12° по лимбу топливного регулятора (при подаче топлива от аварийной системы топливопитания) не происходит воспламенение рабочего топлива в течение 25 с (нет роста температуры газов за турбиной);
- температура газов за турбиной стремится превысить 600°С (температура нарастания температуры – 10° в секунду и более);
- прекратился рост оборотов ротора КВД или началось их падение.

После установки РУД в положение СТОП:

- если запуск производился без подкрутки от воздушного стартера, кратковременно, на 1-2 с, включить выключатель СТОП Д-ЛЯ;
- если запуск производился с подкруткой от воздушного стартера, немедленно выключить вспомогательный двигатель «Сапфир-5» выключателем СТОП ТУРБО.

2. Повторный запуск двигателя производить не раньше чем через 45 с после перевода РУД в положение СТОП.

3. Последнюю попытку запуска двигателя сделать на высоте 1500 м, после чего в зависимости от обстановки принять решение произвести посадку с неработающим двигателем или катапультироваться.

4. В процессе запуска двигателя без подкрутки ротора КВД от воздушного стартера скорость, установленную перед запуском, необходимо выдерживать постоянной или с незначительным увеличением. Уменьшение скорости полёта в процессе запуска может привести к интенсивному росту температуры газа за турбиной.

5. Запуск двигателя с подкруткой от воздушного стартера в зависимости от условий полета может производиться на скоростях менее 300 км/ч и более 350 км/ч, при этом обороты авторотации ротора КВД должны быть менее 15%.

КОЛЕБАНИЯ ОБОРОТОВ ДВИГАТЕЛЯ

522. В полете при работе двигателя на оборотах ротора КВД, равных оборотам открытия (закрытия) клапанов перепуска воздуха (74-77% за V ступенью и 86-89% за III ступенью), возможно колебание оборотов.

Для прекращения колебания оборотов необходимо изменить режим работы двигателя.

САМОПРОИЗВОЛЬНОЕ ИЗМЕНЕНИЕ ИЛИ ЗАВИСАНИЕ ОБОРОТОВ ДВИГАТЕЛЯ

523. В случае самопроизвольного изменения или зависания оборотов (двигатель не реагирует на изменение положения РУД) перевести двигатель на аварийную систему топливопитания, для чего:

- а) при полете на высотах выше 8000 м:
- установить РУД на упор МАЛЫЙ ГАЗ;
 - произвести планирование до высоты 8000 м;
 - на высоте, равной или ниже 8000 м, откинуть колпачок и включить выключатель АВАР. ТОПЛ., при этом должно загореться сигнальное табло ИЗОЛИР. КЛАПАН;
 - плавным перемещением РУД, обеспечивающим темп изменения оборотов двигателя не более 2% в секунду, установить требуемый режим работы двигателя;
 - доложить руководителю полетов, прекратить выполнение задания и произвести посадку на аэродром;
- б) при полете на высотах 8000 м и ниже
- установить РУД на упор МАЛЫЙ ГАЗ;
 - откинуть колпачок и включить выключатель АВАР. ТОПЛ., при этом должно загореться сигнальное табло ИЗОЛИР. КЛАПАН;
 - плавным перемещением РУД, обеспечивающим темп изменения оборотов двигателя не более 2% в секунду, установить требуемый режим работы двигателя;
 - доложить руководителю полетов, прекратить выполнение задания и произвести посадку на аэродром.

Примечания: 1. При включении выключателя АВАР. ТОПЛ. возможно кратковременное мигание сигнальной лампы максимального перепада давления топлива на фильтре ТМД ФИЛЬТР ТОПЛИВА. В этом случае выключатель АВАР. ТОПЛ. не переключать, оставить включенным. Переключение двигателя на аварийную систему топливопитания сопровождается кратковременным характерным звуком, вызываемым изменением расхода топлива через двигатель.

2. Если при включении выключателя АВАР. ТОПЛ. или в процессе работы двигателя на аварийной системе топливопитания произойдет самовыключение двигателя, запуск двигателя в полете произвести от аварийной системы топливопитания согласно указаниям ст. 520 и 521 настоящего Руководства.

ОСОБЕННОСТИ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ С ВКЛЮЧЕННОЙ АВАРИЙНОЙ СИСТЕМОЙ ТОПЛИВОПИТАНИЯ (ВКЛЮЧЕННОМ ВЫКЛЮЧАТЕЛЕ АВАР. ТОПЛ.)

524. При работе двигателя на аварийной системе топливопитания помнить, что автоматика топливного регулятора и клапан электроостанова не работают, поэтому:

- увеличение режима работы двигателя производить плавным перемещением РУД, обеспечивающим темп изменения оборотов двигателя не более 2% в секунду (в полете и на земле), не допуская резкого роста температуры газов за турбиной и выхода

ее за допустимые пределы; изменение режима от малого газа до номинального производить за время не менее 15 с;

- не допускать падения оборотов ротора КВД ниже 56% на высотах до 2000 м и ниже 60% на высотах 2000 м и выше; падение оборотов предотвращать медленным и плавным перемещением РУД на увеличение режима.

На высотах до 2000 м разрешается устанавливать режимы с оборотами ротора КВД не более 103%, а на высотах 2000-8000 м – не более 99%.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. **Запрещается** переключать на работающем двигателе питание топливом с аварийной системы на основную.

2. После посадки самолета РУД в сторону увеличения режима перемещать запрещается. В конце пробеге, используя инерцию самолета, по возможности освободить ВПП и выключить двигатель перемещением РУД в положение СТОП.

ПОМПАЖ ДВИГАТЕЛЯ

525. Признаки:

- изменение звука работы двигателя;
- колебание оборотов и давления топлива перед рабочими форсунками;
- периодические хлопки;
- увеличение температуры газов за турбиной; возможно самовыключение двигателя.

При достижении температуры газа за турбиной $700\pm 15^{\circ}\text{C}$ загорается табло « 700°C », при достижении температуры газа за турбиной $730\pm 15^{\circ}\text{C}$ дополнительно загорается табло « 730°C ».

Примечания: 1. На высотах 8000-10000 м при устойчивой работе двигателя на максимальном режиме и на высотах более 10000 м при работе двигателя на номинальном режиме возможно загорание сигнального табло « 700°C » при температуре газа за турбиной $685-715^{\circ}\text{C}$. Если при этом обороты ротора высокого давления уменьшились не более чем на 2% от заданного режима и нет признаков помпажа, то полет разрешается продолжать.

2. Загорание сигнального табло « 700°C » и « 730°C » при температуре газа за турбиной ниже 685°C свидетельствует о неисправности системы защиты двигателя от перегрева. В этом случае необходимо переключатель ВКЛЮЧЕНИЕ РТ-12 поставить в положение ВЫКЛЮЧЕНО и прекратить выполнение задания.

Действия:

- энергично переместить РУД в сторону понижения режима до устранения признаков помпажа;
- доложить руководителю полетов обстоятельства, при которых возник помпаж;
- прекратить дальнейшее выполнение задания и произвести снижение и посадку самолета на аэродром, используя при этом по возможности пониженные режимы работы двигателя.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Указания настоящего раздела распространяются также на случаи увеличения температуры газа за турбиной, не сопровождающиеся признаками помпажа.

ПОЛЕТ В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

526. Выполнение преднамеренных полетов в условиях обледенения **запрещается.**

При обледенении самолета ухудшаются его летные качества. Поэтому управление самолетом выполнять плавно, не допуская больших скольжений и кренов, особенно при заходе на посадку.

Включение ПОС сопровождается незначительным уменьшением тяги двигателя и увеличением температуры газов за турбиной на $20-30^{\circ}\text{C}$.

При выполнении полетов в облаках днем и ночью при температурах наружного воздуха +5°C и ниже, когда не исключена возможность обледенения самолета, необходимо проверить работоспособность ПОС на земле, а перед вырубиванием поставить переключатель АНТИОБЛЕД. В положение АВТОМАТ.

527. При появлении обледенения, признаками которого являются образование льда на остеклении фонаря и других выступающих поверхностях самолета, а также загорание символа снежинки на голубом поле табло, необходимо:

- установить переключатель АНТИОБЛЕД. в положение ВРУЧН.;
- доложить руководителю полетов и по его команде выйти из зоны обледенения кратчайшим путем.

При отказе РИО-3 и возникновении признаков обледенения (символ снежинки не загорается и надпись АНТИОБЛ. РАБОТАЕТ не горит) включить систему противообледенения ручную, поставив переключатель АНТИОБЛЕД. в положение ВРУЧН. (при этом должно загореться табло АНТИОБЛ. РАБОТАЕТ), и доложить руководителю полетов.

528. При выполнении посадки в условиях обледенения закрылки выпускать на 25° (во взлетное положение).

529. Скорость планирования с выпущенными на 25° закрылками выдерживать в пределах 270-250 км/ч по прибору.

ОТКАЗ ПОДКАЧИВАЮЩЕГО ТОПЛИВНОГО НАСОСА

530. Нормальная работа двигателя с отказавшим подкачивающим насосом обеспечивается на высотах полета 6000 м и ниже.

Признак отказа: загорается световое табло НЕ ЗАПУСКАЙ.

Действия:

1. При отказе подкачивающего насоса на высоте более 6000 м:

- проверить на вспомогательном электропитке передней кабины положение выключателя ПОДКАЧ. НАСОС, который должен быть включен (если он выключен, включить его);
- прекратить выполнение задания и доложить руководителю полетов;
- переместить РУД в положение МАЛЫЙ ГАЗ, снизиться до высоты 6000 м или ниже (в зависимости от обстановки) и действовать согласно указаниям п. 2 настоящей статьи.

2. При отказе подкачивающего насоса на высоте 6000 м и ниже:

- проверить на вспомогательном электропитке передней кабины положение выключателя ПОДКАЧ. НАСОС, который должен быть включен (если он выключен, включить его);
- прекратить выполнение задания и доложить руководителю полетов;
- при большом удалении от аэродрома (полет по маршруту, на полигон и др.) установить скорость по прибору 400 км/ч (скорость, соответствующая максимальной дальности) и с разрешения руководителя полетов следовать на свой аэродром на высоте отказа.

При полете на аэродром посадки соблюдать следующие условия:

- перемещение РУД от режима малого газа до взлетного и обратно производить плавно (за время не менее 2-3 с);
- полет выполнять без нулевых и отрицательных перегрузок.

Примечание. В случае самовыключения двигателя при отказе подкачивающего насоса в полете снизиться до высоты 6000 м и произвести запуск двигателя согласно указаниям ст. 518 настоящего Руководства.

ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ МАСЛА НА ВХОДЕ В ДВИГАТЕЛЬ. СТРУЖКА В МАСЛЕ ИЛИ ВЫСОКАЯ ТЕМПЕРАТУРА МАСЛА (ПО СИГНАЛУ ОТ ТСС)

531. Признаки:

- давление масла ниже 3 кгс/см^2 на оборотах КВД 95% и выше;
- давление масла ниже 2 кгс/см^2 на остальных режимах работы двигателя, горит табло МИН. ДАВЛЕНИЕ МАСЛА;
- давление масла 2 кгс/см^2 и выше, температура масла на входе в двигатель не более 90°C , горит табло МИН. ДАВЛЕНИЕ МАСЛА.

Действия:

- прекратить выполнение задания;
- проверить показания приборов в обеих кабинах;
- установить минимальный режим работы двигателя, обеспечивающий полет на ближайший аэродром;
- доложить руководителю полетов;
- за минимально возможное время произвести посадку.

При полете с околонулевой или нулевой перегрузкой допускается падение давления масла на входе в двигатель ниже 2 кгс/см^2 и кратковременное загорание табло МИН. ДАВЛЕНИЕ МАСЛА с последующим восстановлением давления до нормального значения ($3,0\text{-}4,5 \text{ кгс/см}^2$) после окончания действия перегрузки.

ОТКАЗ РЕГУЛЯТОРА ТЕМПЕРАТУРЫ

Признаки:

Загорание табло «ТВГ 700 град. Цельсия» или одновременно «ТВГ 700 град. Цельсия» и «ТВГ 730 град. Цельсия» с падением оборотов двигателя вплоть до малого газа при показаниях указателя температуры, не превышающих допустимую температуру заданного режима работы двигателя.

При выпущенных шасси или закрылках загорание указанных табло не сопровождается падением оборотов двигателя.

Загорание табло «ТВГ 730 град. Цельсия» без падения оборотов двигателя и показания указателя температуры соответствующих заданному режиму работы двигателя.

Действия:

Включить выключатель «РТ-12» на левом пульте, прекратить выполнение задания, доложить руководителю полетов и следовать на посадку, не допускать перемещения РУД с темпом, превышающим требования инструкции.

ЗАСОРЕНИЕ ТОПЛИВНОГО ФИЛЬТРА В ТМА

532. Признак: загорается световое табло ФИЛЬТР ТОПЛИВА.

Действия:

- прекратить выполнение задания;
- установить минимальный режим работы двигателя, обеспечивающий полет на аэродром посадки;
- доложить руководителю полетов;
- произвести посадку.

РЕЗЕРВНЫЙ ОСТАТОК ТОПЛИВА

533. Признак: загорается световое табло 150 КГ ТОПЛИВА.

Действия:

- проверить количество топлива по топливомеру;

- убедиться по бленкерам в работе топливомера;
- оценить возможность полета до расчетного пункта посадки, учитывая, что остаток топлива 150 кг достаточен для полета на высоте 1000 м и скорости полета по прибору 400 км/ч в течение 17 мин;
- принять решение о посадке на свой или запасной аэродром;
- пилотировать самолет плавно, развороты выполнять координированно, не создавать нулевых и отрицательных перегрузок, избегать скольжения.

ПОВЫШЕННАЯ ВИБРАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ

534. Признаки:

- загорается световое табло ВИБРАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ;
- уровень виброскорости по указателю ИВ-300 выходит за пределы сектора, ограниченного желтыми метками.

Действия:

- проверить величину виброскорости по указателю ИВ-300 в установившемся горизонтальном полете и доложить руководителю полетов;
- установить минимальный режим работы двигателя, обеспечивающий полет на ближайший аэродром;
- произвести посадку.

Примечание. При выполнении штопора и других фигур пилотажа с созданием вертикальных перегрузок возможно кратковременное загорание табло ВИБРАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ.

ПОЖАР В ОТСЕКЕ ДВИГАТЕЛЯ

535. Признаки основные:

- загорание левого сигнального табло ПОЖАР;
- мигание сигнализатора аварийных режимов.

Признаки дополнительные:

- появление полосы дыма за хвостом самолета (обнаруживается экипажем на развороте или по сообщению по радио);
- появление дыма или запаха гари в кабине;
- резкое повышение температуры газа за турбиной на установившемся режиме полета (при достижении температуры газа за турбиной $700 \pm 15^\circ\text{C}$ загораются табло 700°C , при достижении температуры газа за турбиной $730 \pm 15^\circ\text{C}$ дополнительно загорается табло 730°C);
- падение давления топлива;
- падение давления масла;
- падение давления гидросистемы.

Действия

а) В первой половине разбега

- прекратить взлет;
- выключить двигатель;
- закрыть пожарный кран;
- нажать кнопку включения огнетушителя;
- применить основное (аварийное) торможение;
- обесточить самолет;
- сбросить фонарь;
- покинуть самолет.

При угрозе столкновения с препятствием:

- на скорости ≥ 150 км/ч – катапультироваться;
- на скорости ≤ 150 км/ч – сбросить фонарь, убрать шасси, обесточить самолет.

б) Во второй половине разбега, при невозможности безопасного прекращения взлета – продолжать взлет;

после отрыва не меняя режима работы двигателя – продолжать набор высоты;

- после отрыва убрать шасси и на скорости не менее 230 км/ч убрать закрылки;
- доложить руководителю полетов о пожаре, не допуская потери скорости, набирать высоту в безопасном для катапультирования или падения самолета направлении;
- убедиться по основным, дополнительным признакам и информации от руководителя полетов в наличии пожара.

При наличии пожара:

- выключить двигатель;
- закрыть пожарный кран;
- нажать кнопку включения огнетушителя;
- принять решение на производство посадки или катапультирование.

в) В полете:

- прекратить выполнение задания, убедиться по основным и дополнительным признакам в наличии пожара;
- выключить двигатель;
- закрыть пожарный кран;
- нажать кнопку включения огнетушителя;
- развернуться в сторону аэродрома или посадочной площадки с одновременным докладом руководителю полетов о пожаре;
- после ликвидации пожара, в зависимости от обстановки, принять решение на производство посадки или катапультирование, отвернув самолет от населенных пунктов.

Примечание: при полете над горной местностью или водной поверхностью, если нет уверенности в реальности пожара, выключение двигателя не производить до места возможной посадки или безопасного катапультирования.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. Если при срабатывании сигнализации о пожаре пожар не подтверждается, прекратить выполнение задания и следовать на ближайший аэродром, с учетом вынужденной посадки или катапультирования, периодически контролируя работоспособность силовой установки и систем самолета.

2. После ликвидации пожара двигатель не запускать.

НЕУБОРКА ШАССИ

536. Признаки:

- не горят три (две или одна) красные сигнальные лампы указателя положения шасси;
- не убрались (убрались не полностью) механические указатели положения шасси.

Действия:

- доложить руководителю полетов о случившемся;
- на высоте не ниже 100 м и скорости по прибору не более 300 км/ч установить переключатель шасси в положение ВЫПУСК;
- убедиться по световой сигнализации и механическим указателям, что шасси стало на замки;
- убрать закрылки;
- полет по кругу выполнять с выпущенным шасси на скорости по прибору не более 340 км/ч;
- выпустить закрылки сначала во взлетное положение, а затем в посадочное;
- произвести посадку.

НЕВЫПУСК ШАССИ ОТ ОСНОВНОЙ СИСТЕМЫ (АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК ШАССИ)

537. Признаки:

- не горят три (две или одна) зеленые лампы указателя положения шасси;
- не вышли (вышли не полностью) механические указатели положения шасси;
- в гидравлической системе поддерживается рабочее давление.

Действия:

- доложить руководителю полетов и уйти на второй круг, при этом не превышать скорость полета по прибору 340 км/ч;
- произвести уборку шасси и повторный их выпуск.

Если при повторном выпуске шасси не стали на замки, произвести аварийный выпуск, для чего:

- установить в режиме горизонтального полета скорость по прибору 300-320 км/ч;
- отклонить назад рукоятку аварийного выпуска шасси на правом пульте кабины;
- убедиться по загоранию трех зеленых ламп указателя положения шасси и по механическим указателям в полном выпуске шасси; рукоятку аварийного выпуска шасси оставить в заднем (поднятом вверх) положении;
- выпустить закрылки;
- произвести посадку.

НЕВЫПУСК ШАССИ ОТ АВАРИЙНОЙ СИСТЕМЫ

538. Признаки:

- не горят три (две или одна) зеленые лампы указателя положения шасси;
- не вышли (вышли не полностью) механические указатели положения шасси.

Действия:

- проверить давление в аварийной системе, которое должно быть не менее 105 кгс/см²;
- доложить руководителю полетов о случившемся;
- пройти над стартом на высоте не ниже 100 м и получить информацию о фактическом положении шасси;
- на высоте круга в горизонтальном полете установить скорость по прибору 300-320 км/ч;
- рукоятку аварийного выпуска шасси поставить в переднее положение (при положении рукоятки управления шасси от основной системы вниз) и затем произвести уборку шасси от основной системы;
- дозарядить аварийные гидроаккумуляторы до давления 150 кгс/см², открыв ручкой кран соединения основной и аварийной систем на правом пульте кабины;
- повторить попытку выпуска шасси;
- если шасси выпустить невозможно, убрать шасси и убедиться в полной уборке шасси по световой и механической сигнализации;
- сбросить наружные подвески в установленном месте;
- подтянуть и застопорить ремни;
- выполнить заход на посадку на грунтовую полосу (с разрешения руководителя полетов);
- перед приземлением убрать РУД в положение СТОП;
- закрыть пожарный кран;
- выключить выключатели АККУМ. в передней кабине и СЕТЬ в задней кабине;
- произвести посадку.

АВАРИЙНАЯ УБОРКА ШАССИ

539. При самовыключении двигателя после взлета, когда представляется возможность совершить посадку с убранными шасси, необходимо:

- переместить рукоятку управления шасси в верхнее положение и нажать ее направо (в сторону, указанную стрелкой АВАР.) на время 1-2 с, приподнимая фиксатор рукоятки;
- переместить рукоятку СОЕДИНЕНИЕ ГЛАВНОЙ И АВАРИЙНОЙ ГИДРАВЛ. СИСТЕМ в верхнее положение, при этом одновременно убирается аварийный источник электроэнергии (время уборки шасси 15 ± 3 с).

НЕВЫПУСК ЗАКРЫЛКОВ ОТ ОСНОВНОЙ ГИДРОСИСТЕМЫ

540. Признаки:

- не горит сигнальное табло выпущенного положения закрылков (с индексом выпущенного положения закрылков);
- не вышли механические указатели положения закрылков;
- в гидросистеме поддерживается рабочее давление;
- кнопка выпуска закрылков не вышла в исходное положение.

Действия:

- проверить по указателю скорость полета, при которой производится выпуск закрылков; она должна быть не более 250-280 км/ч (при скорости полета 310 км/ч и более вступает в работу система автоматической уборки закрылков, при этом система выпуска закрылков автоматически отключается);
- доложить руководителю полетов;
- установить в режиме горизонтального полета скорость по прибору 250-280 км/ч;
- отклонить до упора назад рукоятку аварийного выпуска закрылков на правом пульте кабины;
- убедиться по загоранию сигнального табло в выпуске закрылков в посадочное положение;
- снять триммером руля высоты тянущие усилия на ручке управления (при аварийном выпуске закрылков триммер-флетнер не работает).

Примечания: 1. При возвращении рукоятки аварийного выпуска закрылков в переднее положение можно убрать закрылки от основной системы.

2. С выпущенными закрылками скорость полета по прибору не должна превышать 310 км/ч.

Посадку с убранными закрылками разрешается производить в том случае, если по каким-либо причинам их выпустить нельзя (отказ основной или аварийной системы, кренение самолета в момент выпуска закрылков и т.п.).

При посадке с убранными закрылками на планировании после четвертого разворота установить скорость по прибору 250 км/ч. По технике выполнения посадка особенностей не имеет.

При расчете на посадку следует учитывать, что глиссада планирования самолета более пологая, процесс выравнивания и выдерживания более продолжителен по времени.

НЕУБОРКА ТОРМОЗНЫХ ЩИТКОВ

541. Признаки:

- горит зеленая лампа выпущенного положения тормозных щитков на указателе положения шасси ТОРМОЗ. ЩИТКИ;
- в гидросистеме поддерживается давление.

Действия:

- доложить руководителю полетов о случившемся;
- отклонить назад до упора рукоятку аварийного управления тормозными щитками на правом пульте АВАРИЙНЫЕ КРАНЫ;
- убедиться по погасанию зеленой лампы о полной уборке тормозных щитков.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. При посадке с убранными шасси обязательно убрать тормозные щитки, в противном случае при посадке цилиндр управления тормозными щитками может травмировать летчика в задней кабине.

2. Аварийная уборка тормозных щитков при отказе основной гидросистемы и посадке с неработающим двигателем производится постановкой рукоятки крана аварийной уборки в крайнее заднее положение.

ОТКАЗ ОСНОВНОЙ СИСТЕМЫ ТОРМОЖЕНИЯ КОЛЕС

542. При отказе основной системы торможения колес применить аварийное торможение. При этом нужно иметь в виду, что система противоюзовой автоматики не работает.

Действия:

- отклонить на себя рукоятку аварийного торможения колес на левом пульте кабины;
- в первой половине пробега после опускания носового колеса аварийное торможение производить плавными короткими импульсами, перемещая рукоятку крана аварийного торможения не полностью и быстро возвращая ее в исходное положение;
- в конце пробега, когда скорость самолета уменьшится, эффективность торможения увеличить отклонением рукоятки крана вплоть до полного.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Производить аварийное торможение колес одновременно из обеих кабин **запрещается**.

РАЗГЕРМЕТИЗАЦИЯ КАБИНЫ В ПОЛЕТЕ

543. Признаки:

- ощущается изменение перепада давления (боль в ушах);
- повышается уровень шумов в кабине;
- резко повышается «высота» в кабине и понижается перепад давления по УВПД-20;
- на «высоте» более 11 000 м (по УВПД-20) создается давление в натяжном устройстве высотного компенсирующего костюма (костюм обжимает тело летчика), а также в гермошлеме (маске);
- загорается табло ДАВЛЕНИЕ В КАБИНЕ;
- запотевают фонари кабин.

Действия:

- перейти на питание чистым кислородом;
- прекратить выполнение задания и произвести снижение на безопасную высоту (менее 4000 м);
- при резком понижении температуры в кабине и запотевании стекла гермошлема пользоваться кнопкой быстрого обогрева смотрового стекла гермошлема;
- проверить положение переключателя КОНДИЦ. на щитке кондиционирования воздуха в кабине и рукоятки КОНДИЦ.-ГЕРМЕТ.; переключатель КОНДИЦ. в передней кабине должен находиться во включенном положении, в задней – нейтрально, рукоятка КОНДИЦ.-ГЕРМЕТ. должна быть в крайнем переднем положении (для самолетов до 37 серии);
- если обнаружить и устранить причину, разгерметизации кабины не представляется возможным, доложить руководителю полетов и произвести посадку.

Примечания: 1. При отсутствии подачи воздуха в кабину переключатель КОНДИЦ. установить в положение ВЫКЛЮЧЕНО (ЗАКРЫТО), а рукоятку КОНДИЦ.-ГЕРМЕТ. установить в крайнее заднее положение, при этом должно загореться табло КОНДИЦ. ЗАКРЫТО.

2. Полеты в разгерметизированной кабине во избежание выхода из строя турбохолодильника выполнять на высоте более 5000 м запрещается.

3. При попадании в зону «облаков» дипольных отражателей немедленно перейти на питание чистым кислородом, для чего рукоятку РПК-52 100% O₂-СМЕСЬ установить в положение 100% O₂. После выхода из зоны «облаков» дипольных отражателей продолжать полет в соответствии с заданием, дышать чистым кислородом вплоть до момента посадки и заруливания на стоянку.

ОТКАЗ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ВОЗДУХА В КАБИНЕ

544. Признак: резкое повышение или понижение температуры воздуха в кабине.

Действия:

- проверить положение АЭС КОНДИЦ. ВОЗД., АНТИОБЛ. ОБДУВ ПИЛОТА на дополнительном электрощитке и АЗС ПРЕОБРАЗ. на основном электрощитке АЗС; они должны быть включены;
- летчику в передней кабине перевести четырехпозиционный переключатель АВТОМАТ-ТЕПЛО-ХОЛОД в положение ТЕПЛО, если в кабине холодно, и в положение ХОЛОД, если в кабине жарко (температура начнет изменяться через 2-3 мин);
- подобрать необходимый температурный режим и поддерживать его вручную постановкой переключателя АВТОМАТ-ТЕПЛО-ХОЛОД в нужное положение импульсами по 2-3 с с последующей постановкой его в нейтральное положение;
- в случае сохранения высокой или низкой температуры воздуха в кабине снизиться на высоту менее 4000 м и выключить подачу воздуха в кабину, установив переключатель КОНДИЦ. в положение ЗАКРЫТО (ВЫКЛЮЧЕНО), при этом должно загореться табло КОНДИЦ. ЗАКРЫТО (для самолетов с 37 серии рукоятку ГЕРМЕТ.-КЛИМАТИЗ. установить в положение ГЕРМЕТ.);
- доложить руководителю полетов и произвести посадку.

ОТКАЗ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ВОЗДУХА НА ВХОДЕ В СНАРЯЖЕНИЕ (НА ВЫХОДЕ ИЗ НАСАДКА ИНДИВИДУАЛЬНОЙ ВЕНТИЛЯЦИИ)

545. Признак: резкое повышение или понижение температуры воздуха на входе в снаряжение (на выходе из насадка индивидуальной вентиляции) выше или ниже заданной по задатчику автоматического регулятора.

Действия:

- выключить подачу воздуха в снаряжение, установив рукоятку ВЕНТИЛЯЦИЯ КО-СТЮМА в крайнее левое положение и закрыть насадок индивидуальной вентиляции;
- при удовлетворительном температурном режиме в кабине выполнять полет, в случае ухудшения самочувствия выполнение задания прекратить, доложить руководителю полетов о случившемся и произвести посадку.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Регулирование температуры воздуха на входе в снаряжение (на выходе из насадка индивидуальной вентиляции) вручную постановкой четырехпозиционного переключателя ТЕПЛО-ХОЛОД-АВТОМАТ в положение ТЕПЛО **запрещается**, так как в этом случае температура на входе в снаряжение может достичь 180-200°С.

ОБМЕРЗАНИЕ ФОНАРЯ

546. Действия:

- установить четырехпозиционный переключатель системы кондиционирования в положение ТЕПЛО;
- проверить положение переключателя КОНДИЦ. и рукоятки КОНДИЦ.-ГЕРМЕТ.; рукоятка должна находиться в крайнем переднем положении, а переключатель КОНДИЦ. – в положении ОТКР. (ВКЛ.) (для самолетов до 37 серии);
- поставить переключатель АНТИОБЛЕД. в положение ОТКР. для наружного обогрева переднего стекла;
- установить обороты двигателя не менее 97%;
- доложить руководителю полетов;
- произвести снижение до высоты 1000 м и в горизонтальном полете с увеличенными оборотами двигателя (до максимального режима) выполнить горизонтальную площадку для устранения обмерзания фонаря.

ОТКАЗ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ ДАВЛЕНИЯ ВОЗДУХА В КАБИНЕ

Понижение избыточного давления в кабине

547. Признаки:

- ощущается изменение перепада давления в кабине (боль в ушах);
- резко повышается «высота» в кабине и понижается перепад давления по УВПД-20;
- повышается уровень шумов в кабине;
- загорается табло ДАВЛЕНИЕ В КАБИНЕ;
- запотевают фонари кабин.

Действия аналогичны действиям при разгерметизации кабины в полете.

Повышение избыточного давления в кабине

548. Признаки:

- загорается табло ДАВЛЕНИЕ В КАБИНЕ;
- резко понижается высота в кабине и повышается перепад давления по УВПД-20.

Действия:

- закрыть подачу воздуха в кабину, для чего рукоятку КОНДИЦ.-ГЕРМЕТ. установить в положение на отметку, но не до упора (в этом случае фонарь кабины остается загерметизированным), а переключатель КОНДИЦ. – в положение ВЫКЛЮЧЕНО (ЗАКРЫТО) (для самолетов до 37 серии);
- закрыть насадок индивидуальной вентиляции, а рукоятку ВЕНТИЛЯЦИЯ КОСТЮМА установить в крайнее левое положение;
- перейти на питание чистым кислородом и произвести снижение до высоты менее 4000 м;
- разгерметизировать кабину, установив рукоятку КОНДИЦ.-ГЕРМЕТ. в крайнее заднее положение;
- после разгерметизации кабины открыть подачу воздуха через насадок индивидуальной вентиляции и на снаряжение, предварительно установив переключатель КОНДИЦ. в положение ВКЛЮЧЕНО (ОТКРЫТО) (для самолетов до 37 серии);
- доложить руководителю полетов и произвести посадку.

РАЗРУШЕНИЕ ОСТЕКЛЕНИЯ ФОНАРЯ. СРЫВ ОТКИДНОЙ ЧАСТИ ФОНАРЯ

549. Действия:

- немедленно уменьшить скорость полета до 270 км/ч по прибору и произвести снижение до высоты менее 4000 м;
- прекратить выполнение задания, доложить руководителю полетов и произвести посадку.

ПОЯВЛЕНИЕ ДЫМА ИЛИ ЗАПАХА ГАРИ В КАБИНЕ

550. Действия:

- перейти на питание чистым кислородом, для чего рукоятку РПК-52 100% O₂-СМЕСЬ установить в положение 100% O₂;
- произвести снижение до высоты менее 4000 м;
- прекратить выполнение задания, доложить руководителю полетов и следовать на аэродром;
- разгерметизировать кабину, для чего рукоятку КОНДИЦ.-ГЕРМЕТ. установить в крайнее заднее положение;
- установить рукоятку ВЕНТИЛЯЦИЯ КОСТЮМА в крайнее левое положение (если полет выполнялся в снаряжении ВК-3М);
- закрыть насадок индивидуальной вентиляции;
- установить переключатель КОНДИЦ. в положение ВЫКЛЮЧЕНО (ЗАКРЫТО), при этом должно загореться табло КОНДИЦ. ЗАКРЫТО; по возможности уменьшить обороты двигателя;
- обесточить соответствующие электроцепи и агрегаты оборудования, если источником дыма является электрооборудование;
- принять меры к тушению пожара;
- если дым в кабине затрудняет дальнейшее пилотирование самолета, сбросить откидную часть фонаря задней кабины;
- на посадке особое внимание уделять контролю за сигнализацией о пожаре;
- при появлении сигнала ПОЖАР действовать в соответствии с указаниями, изложенными в ст. 535 настоящего Руководства.

ОТКАЗ КИСЛОРОДНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

551. Признаки:

- прекращение подачи кислорода в гермошлем (маску);
- сегменты индикатора подачи кислорода ПК-52 закрыты и не реагируют на вдох и выдох (на высотах более 2000 м);
- резкое падение давления кислорода (определяется по манометру индикатора ПК-52).

Действия:

- немедленно включить подачу кислорода от парашютного кислородного прибора КП-27М, потянув за красную рукоятку, и снизиться до безопасной высоты (менее 4000 м); запаса кислорода в приборе достаточно на 10 мин;
- на высоте 4000 м снять кислородную маску (открыть смотровой щиток гермошлема).

ЗАПОТЕВАНИЕ СМОТРОВОГО СТЕКЛА ГЕРМОШЛЕМА

552. Действия:

- проверить, не разъединился ли жгут обогрева стекла ГЩ, и при необходимости кнопкой быстрого обогрева стекла ГЩ1 устранить запотевание;
- перейти на ручное управление обогревом стекла ГЩ, установив переключатель обогрева стекла ГЩ РУЧН.-АВТ. в положение РУЧН.; если запотевание устранить не удалось, снизиться до высоты 4000 м;
- в процессе снижения для лучшей вентиляции ГЩ установить рукоятку РПК-52 АВАРИЯ в положение ВКЛ.;
- на высоте 4000 м открыть смотровой щиток ГЩ.

553. При перегреве стекла ГЩ снизиться до высоты 4000 м, открыть щиток ГЩ и разъединить жгут обогрева стекла ГЩ.

ОТКАЗ СИСТЕМЫ ПРОТИВОПЕРЕГРУЗОЧНОГО КОСТЮМА

554. Признак: чрезмерно большое давление воздуха в камерах костюма при отсутствии перегрузки (ощущается болезненное давление на тело).

Действия: выдернуть шланг костюма из муфты шланга верхней колодки ОРК-9А.

ОТКАЗ ОСНОВНОГО ГЕНЕРАТОРА

555. Признаки:

- загорается и работает в мигающем режиме табло красного цвета ГЕНЕРАТОР (возможно кратковременное загорание табло ЗАПАСНОЙ ГЕНЕРАТОР);
- характерный удар от автоматического выпуска запасного источника (табло ЗАПАСНОЙ ГЕНЕРАТОР гаснет);
- автоматически отключается аппаратура «Искра-К» и «Квант» (при необходимости возможно включение аппаратуры «Искра-К» с помощью АЗС АВАРИЙНОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ ИСКРА на основном электрощитке).

Действия:

- проверить включен ли выключатель ГЕНЕРАТОР ОСНОВНОЙ и включить выключатель ЗАПАСНОЙ ГЕНЕРАТОР на основном электрощитке в передней кабине;
- по показаниям вольтамперметра убедиться в нормальной работе запасного генератора (стрелка амперметра не должна опускаться ниже нулевой отметки, а стрелка вольтметра должна показывать рабочее напряжение бортовой сети 27-29 В);
- прекратить выполнение задания, доложить руководителю полетов об отказе генератора и произвести посадку.

Примечания: 1. При совместной работе с аккумуляторной батареей запасной генератор может длительно обеспечивать электрической энергией все потребители (кроме аппаратуры «Квант»).

2. Выпуск запасного генератора можно произвести вручную, перемещением рукоятки АВАРИЙНЫЙ ГЕНЕРАТОР на правом пульте назад.

3. При автоматическом выпуске запасного источника его автоматическая уборка произойдет после обжатия передней стойки шасси на пробеге или при аварийной уборке шасси.

4. После выпуска запасного генератора не рекомендуется пользоваться тормозными щитками, так как они экранируют воздушную турбину и соответственно понижают мощность запасного генератора.

ОТКАЗ ОСНОВНОГО И ЗАПАСНОГО ГЕНЕРАТОРОВ

556. Признаки:

- загораются и работают в мигающем режиме лампы-табло красного цвета ГЕНЕРАТОР, ЗАПАСНОЙ ГЕНЕРАТОР;

- стрелка вольтметра показывает напряжение 23-24 В вместо 27-29 В, а стрелка амперметра устанавливается на нулевую отметку шкалы;
- автоматически отключается аппаратура «Искра-К», «Квант» и СРО.

Действия:

- проверить, включены ли выключатели ГЕНЕРАТОР ОСНОВ., ЗАПАС, на основном электрощитке в передней кабине;
- выключить АЗС ПРЕОБРАЗ. 115 В (на самолетах с 37 серии ПРЕОБРАЗ. 115 В I и II), МРП-РВ на основном электрощитке;
- прекратить выполнение задания и доложить руководителю полетов об отказе генераторов;
- выключить АЗС РТЛ.

Примечания: 1. При своевременном отключении преобразователей и радиоаппаратуры аккумуляторная батарея может обеспечить питание электроэнергией оставшееся оборудование в течение 15 мин днем и 10 мин ночью.

2. В случае крайней необходимости допустимо кратковременное включение преобразователя и необходимой радиоаппаратуры. При этом время питания минимума потребителей электроэнергии от аккумуляторной батареи соответственно сократится. Аппаратура «Искра-К» и СРО в этом случае включается с помощью АЗС АВАРИЙНОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ ИСКРА и АВАРИЙНОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ СРО на основном электрощитке.

3. При понижении напряжения аккумуляторной батареи до 20-21 В шасси, закрылки и тормозные щитки могут не выпуститься от основной системы. В этом случае выпуск шасси и закрылков производить аварийно.

ОТКАЗ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ЛУН 2457.8

556а. Признаки:

- загорание сигнальной лампы светового табло ПРЕОБРАЗ. 115 В;
- прекращение работы МРП-56, РКЛ-41, ИСКРА, СРО, РВ-5, КВАНТ, РИО-3, ИВ-300, автоматики системы кондиционирования.

Действия:

- проверить, включен ли АЗС ПРЕОБРАЗ., если АЗС был выключен, включить;
- прекратить выполнение задания;
- доложить руководителю полетов об отказе преобразователя;
- с разрешения руководителя полетов выйти под облака, если полет выполнялся в облаках;
- выйти на аэродром по гироиндукционному компасу, периодически контролируя курс запросами пеленга;
- выполнить визуально заход на посадку, используя команды руководителя полетов, и произвести посадку;
- при резком повышении или понижении температуры воздуха в кабине или на входе в снаряжение летчика действовать в соответствии со ст. 544 и 545 настоящего Руководства.

ОТКАЗ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ЛУН 2456-01-8

556б. Признаки:

- загорание сигнального табло ПРЕОБРАЗ. 3 х 36 В;
- прекращение работы манометров топлива и масла, трехстрелочного указателя ЛУН 1530 контроля параметров двигателя, топливомера и указателя поворота.

Действия:

- проверить, включен ли АЗС ДВИГАТЕЛЬ и ПРИБОРЫ ДВИГАТЕЛЯ-УКАЗАТЕЛЬ ПОВОРОТА; если АЗС были выключены, включить их;
- подключить с помощью выключателя ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ ДВИГАТЕЛЯ-АВАРИЙНО питание приборов к преобразователю ПТ-500Ц;

- прекратить выполнение задания;
- доложить руководителю полетов об отказе преобразователя и произвести посадку.

ОТКАЗ ОДНОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ЛУН 2458.8

556в. Признак: загорание красной сигнальной лампы светового табло ПРЕОБРАЗ. 115 В.

Действия:

- проверить, включен ли АЗС ПРЕОБРАЗ. I (ПРЕОБРАЗ. II); если АЗС был выключен, включить;
- выключить аппаратуру РСБН-5С (разрешается кратковременное включение РСБН-5С для определения места самолета и захода на посадку по курсоглиссадным маякам).

СРАБАТЫВАНИЕ СИГНАЛИЗАТОРА АВАРИЙНЫХ РЕЖИМОВ

556г. Признак: мигает красная сигнальная лампа аварийных режимов.

Действия:

- определить по сигнальным табло и бортовым приборам характер отказа;
- прекратить выполнение задания и действовать в зависимости от характера отказа по рекомендациям настоящего раздела Руководства.

ОТКАЗ АВИАГОРИЗОНТА АГД-1

557. Признаки:

- загорание красной сигнальной лампы на лицевой панели указателя;
- несоответствие показаний АГД-1 положению самолета относительно горизонта.

Действия:

- при полете в простых метеорологических условиях:
 - перейти на пилотирование по естественному горизонту, контролируя положение самолета по пилотажно-навигационным приборам;
 - при полете под облаками в облака не входить;
- при полете в сложных метеорологических условиях:
 - перейти на пилотирование по дублирующим приборам и по возможности выйти в условия визуального полета; угол тангажа контролировать по вариометру, высотемеру, указателю скорости, угол крена – по указателю поворота и скольжения, а также по указателю курса НПП;
 - проверить, включены ли АЗС АГД-ГМК на основном электрощитке и ПТ-500Ц на вспомогательном электрощитке в передней кабине;
 - прекратить выполнение задания, доложить руководителю полетов об отказе авиагоризонта и, выполняя его команды, произвести заход на посадку.

Примечание. При отказе авиагоризонта в передней кабине доложить инструктору об отказе и о своих действиях и далее поступать по его указаниям.

Инструктор в случае действительного отказа, а не преднамеренной имитации отказа авиагоризонта должен убедиться в том, что выключатели системы ввода отказов КРЕН, ТАНГАЖ находятся в нижнем (выключенном) положении.

ОТКАЗ СИСТЕМЫ ПВД

558. Признаки:

- явное несоответствие показаний мембранно-анероидных приборов фактическому режиму полета;

- неправильная реакция мембранно-анероидных приборов на изменение режима полета.

Действия:

- пилотирование самолета производить по авиагоризнту АГД-1, контролируя скорость самолета по числу оборотов ротора двигателя при данном угле тангажа;
- переключить питание мембранно-анероидных приборов с основной системы на аварийную перестановкой крана на левой панели передней кабины в положение ЗА-ПАС и проверить, включен ли обогрев ПВД;
- при восстановлении работы системы ПВД продолжать выполнение задания.

Примечание. При отказе мембранно-анероидных приборов в передней кабине доложить инструктору о случившемся и о своих действиях (о переходе на пилотирование по дублирующим приборам).

559. Инструктор в случае действительного отказа, а не преднамеренной имитации отказа должен убедиться в правильном положении кранов имитации отказа ПОЛН. ДАВЛ. и СТАТ. ДАВЛ. на средней панели задней кабины и усилить контроль за пилотированием самолета;

- при отказе основной и аварийной систем ПВД прекратить выполнение задания, доложить руководителю полетов об отказе ПВД и следовать на свой аэродром.

560. При отказе основной и аварийной систем ПВД необходимо:

- горизонтальный полет выполнять по авиагоризнту с углом тангажа 2° на оборотах 90-96% в диапазоне высот 1000-5000 м и на оборотах 95-99% в диапазоне высот 5000-10000 м, что соответствует скорости 400 км/ч;
- снижение до высоты круга (с убранным шасси) выполнять на оборотах малого газа с углом тангажа -2° по авиагоризнту;
- высоту при снижении оценивать приближенно из расчета, что 1000 м высоты теряется (при данном режиме) за 2,5 мин;
- с высоты 750 м высоту определять по радиовысотомеру;
- полет по кругу с убранным шасси выполнять на оборотах двигателя 90% с углом тангажа 2° (по авиагоризнту), что соответствует скорости 350 км/ч;
- перед выпуском шасси обороты двигателя уменьшить до 80%;
- планирование с выпущенным шасси до ДПРМ выполнять при оборотах 85% с углом тангажа $-2,5^\circ$ (по авиагоризнту), что соответствует скорости 280 км/ч;
- над ДПРМ выпустить закрылки и планировать к БПРМ на оборотах 80% с углом тангажа (по авиагоризнту) -4° до высоты выравнивания.

Высоту пролета ДПРМ и БПРМ контролировать по радиовысотомеру.

ОТКАЗ ГИРОМАГНИТНОГО КОМПАСА ГМК-1АЭ

561. Признаки:

- показания указателя ГМК-1АЭ явно не соответствуют фактическому курсу самолета;
- шкала курса неподвижна или колеблется в обе стороны;
- при выполнении разворотов показания курса не изменяются или изменяются скачкообразно.

Действия:

- убедиться, что АЗС АГД-ГМК на основном электрощитке и ПТ-500Ц на вспомогательном электрощитке передней кабины включены; доложить руководителю полетов об отказе гиромагнитного компаса и в дальнейшем действовать по его указаниям;
- выход на приводную радиостанцию аэродрома посадки производить по радиокompасу, периодически контролируя направление полета запросом радиопеленга («Прибой») и по показаниям аварийного магнитного компаса;

- заход на посадку в сложных метеорологических условиях производить по магнитному компасу, радиокомпасу и аэродромным средствам посадки.

ОТКАЗ РАДИОСВЯЗИ

562. Признаки:

- нет ответа наземной станции на запрос;
- нет самопрослушивания при работе в режиме «Передача»;
- нет внутрисамолетной связи по основному СПУ.

Действия:

- проверить включение АЗС РТЛ на основном электрощитке в передней кабине (и АЗР ПРЕОБРАЗ. 115 В – для самолетов с 13-й серии);
- проверить надежность подсоединения разъема шлемофона;
- проверить взятие управления Р-832М на себя (для самолетов с 13-й серии);
- проверить правильность установки необходимого канала связи и убедиться в том, что регулятор громкости находится в положении максимальной громкости;
- проверить радиосвязь на других каналах.

Если после указанных действий радиосвязь не восстановилась, необходимо:

- прекратить выполнение задания, доложить руководителю полетов и следовать па аэродром посадки, продолжая работу на передачу в местах, предусмотренных схемой полета;
- включить сигнал «Бедствие» СРО-2М;
- в случае работы радиостанции на прием выполнять команды руководителя полетов.

Если радиостанция на прием не работает, перейти на прием команд руководителя полетов через приемник радиокомпаса РКЛ-41, для чего:

- поставить переключатель УКВ-АРК на пульте управления РТЛ в положение АРК (выключатель РК на пульте управления СПУ-9 установить в положение РК – для самолетов с 13-й серии);
- убедиться, что переключатель ТЛГ-ТЛФ на пульте управления РКЛ-41 в положении ТЛФ;
- усилить наблюдение за воздушной обстановкой, в облака не входить;
- выйти на приводную радиостанцию аэродрома посадки и произвести заход на посадку по установленной схеме;
- выполнить проход над ВПП на высоте 200 м, обозначая себя покачиванием с крыла на крыло (ночью – миганием аэронавигационных огней);
- ночью при заходе на посадку на четвертом развороте или после прохода ДПРМ выпустить ракету, сигнализирующую о необходимости включения прожекторов.

Примечание. Если при отказе УКВ радиостанции нарушилась внутрисамолетная связь, необходимо на правой панели в задней кабине включить АЗС СПУ (запасное СПУ) и пользоваться СПУ обычными приемами. На самолетах с 13-и серии а этом случае выключатель РЕЗ. на пульте управления СПУ-9 установить в положение РЕЗ.

563. При недостаточной разборчивости команд руководителя полетов поставить переключатель рода работ в положение АНТЕННА, в последующем периодически устанавливать его в положение КОМПАС для контроля направления полета на приводную радиостанцию.

ОТКАЗ РАДИОКОМПАСА РКЛ-41

564. Признаки:

- стрелка указателя радиокомпаса при изменении направления полета остается неподвижной;
- не прослушиваются позывные приводной радиостанции;

- отклонение стрелки индикатора настройки в крайнее левое положение;
- непрерывное вращение стрелки указателя радиокompаса или большие колебания ее.

Действия:

- убедиться в том, что АЗС ПРЕОБРАЗ. I и II на основном электрощитке и АЗС АРК на дополнительном электрощитке передней кабины включены, переключатель рода работы на пульте управления РКЛ-41 установлен в положение КАВТ. или КРУЧ.;
- запросить у руководителя полетов, работает ли приводная радиостанция, и проверить настройку радиокompаса;
- проверить положение переключателя ДАЛЬНЯЯ-БЛИЖНЯЯ;
- при неработающем ДПРМ переключить радиокompас на БПРМ и при нормальной работе радиокompаса продолжать выполнение задания;
- доложить руководителю полетов об отказе радиокompаса;
- по указанию руководителя полетов включить сигнал «Бедствие» СРО-2М.

Запросить курс на аэродром посадки и пилотировать самолет по показаниям НПП и ППД-2 станции РСБН-5С, периодически проверяя правильность курса и удаление от аэродрома запросом наземной радиолокационной станции, радиотехнической системы посадки и радиопеленгатора. Заход на посадку выполнить по командам руководителя полетов.

Примечание. В случае неуверенности а правильности показаний радиокompаса убедиться в правильности настройки РКЛ-41 прослушиванием позывных (переключатель рода работы в положении АН-ТЕННА) и по максимальному отклонению стрелки индикатора настройки. Затем переключатель рода работы поставить в положение КАВТ. или КРУЧ., проверить направление полета по курсовой системе, показаниям НПП РСБН-5С и запросам радиопеленга.

ОТКАЗ АППАРАТУРЫ БЛИЖНЕЙ НАВИГАЦИИ И ПОСАДКИ РСБН-5С («Искра-К»)

565. В полете возможен отказ как всей аппаратуры ближней навигации и посадки РСБН-5С, так и ее частей (навигационной или посадочной).

Отказ навигационной части РСБН-5С при выполнении маршрутного полета по заданному азимуту

566. Признаки:

- не обрабатывается заданный азимут полета до запрограммированного пункта маршрута;
- явно неправильные показания дальности на счетчике ППД-2 до запрограммированного пункта маршрута или аэродрома;
- при нажатии на кнопку КОНТРОЛЬ не обрабатываются контрольные значения дальности – $291,5 \pm 0,3$ км и азимута – $177 \pm 2^\circ$, а при отпускании не происходит возврат к заданным значениям;
- при отвороте самолета вправо или влево от заданного азимута не происходит соответствующего отклонения курсовой планки прибора НПП;
- не горят лампы КОРРЕКЦИЯ ДАЛЬНОСТИ и КОРРЕКЦИЯ АЗИМУТА на пульте управления РСБН-5С в передней кабине и не горят лампы в правом табло в задней кабине АЗИМУТ ТОЧНО и ДАЛЬНОСТЬ ТОЧНО в пределах радиовидимости.

Действия: задание с использованием аппаратуры РСБН-5С прекратить; возврат на аэродром выполнить по радиокompасу РКЛ-41.

Отказ навигационной части РСБН-5С при выполнении полета в режиме «Пробивание облачности»

567. Признаки:

- при включении режима «Пробивание облачности» на дальности до маяка более 132 ± 5 км не происходит соответствующего отклонения глissадной планки прибора НПП, открылся бленкер глissады;
- при снижении на удалениях 132 ± 5 км \div 21 ± 3 км глissадная, а в режиме заданного азимута и курсовая планки не указывают места самолета на кривой глissады и не изменяют своего положения при изменении положения самолета;
- на удалении 21 ± 3 км не загорается лампа в правом световом табло ПРОБИВАНИЕ ОКОНЧЕНО и глissадная планка не указывает на необходимость вывода самолета в горизонтальный полет с высотой 600 м.

Действия:

- задание с использованием режима «Пробивание облачности» немедленно прекратить;
- вывести самолет в горизонтальный полет;
- доложить руководителю полетов и действовать согласно его указаниям.

Отказ аппаратуры посадки РСБН-5С

568. Признаки:

- по окончании предпосадочного маневра не сработали бленкеры курса и глissады на приборе НПП;
- в процессе выполнения захода на посадку по курсо-глissадным зонам открываются одновременно курсовой и глissадный бленкеры или один из них.

Действия:

- задание с заходом на посадку по курсоглissадной системе прекратить, вывести самолет в горизонтальный полет и доложить руководителю полетов;
- выполнить заход на посадку с использованием радиокompаса РКЛ-41, радиотехнической посадки и радиопеленгатора.

ОТКАЗ В СИСТЕМЕ КРАСНОГО СВЕТА СВЕТОТЕХНИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ ПРИ НОЧНЫХ ПОЛЕТАХ

569. Признак: не обеспечен подсвет приборов приборной доски и пультов управления красным светом.

Действия:

- убедиться, что АЗС ОСВЕЩ. КРАСНОЕ на вспомогательном электропитке включен, а потенциометр на пульте управления ОСВЕЩЕНИЕ ПРИБОРОВ полностью не выведен;
- переключатель на пульте управления подсветом поставить в положение БЕЛЫЙ СВЕТ и отрегулировать яркость с помощью потенциометра.

ОТКАЗ СИСТЕМЫ КОМБИНИРОВАННОГО ОСВЕЩЕНИЯ

570. Признак: не работает система красного и белого освещения приборной доски и пультов управления.

Действия:

- включить выключатель ОСВЕЩ. АВАРИЙНОЕ;
- убедиться, что АЗС ОСВЕЩ. КРАСНОЕ и ОСВЕЩ. БЕЛОЕ включены, а потенциометры на пульте ОСВЕЩЕНИЕ ПРИБОРОВ полностью не выведены;

- прекратить выполнение задания;
- доложить руководителю полетов об отказе системы комбинированного освещения и произвести посадку.

ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА

571. Вынужденную посадку на аэродром производить в том случае, если летчик видит полосу, уверен в правильности расчета на посадку по контрольным точкам, а состояние авиационной техники позволяет выполнить посадку без угрозы для жизни экипажа (летчика).

572. Вынужденную посадку вне аэродрома производить в том случае, если покинуть самолет с парашютом не представляется возможным, а продолжение полета до ближайшего аэродрома будет опасным для жизни экипажа.

573. Посадку вне аэродрома на известную летчику ровную площадку, предусмотренную инструкцией по эксплуатации данного аэроузла, произвести с выпущенными шасси и закрылками и со сброшенными внешними подвесками.

574. Посадку вне аэродрома на незнакомую площадку производить только с убранными шасси и тормозными щитками, выпущенными закрылками и со сброшенными внешними подвесками.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Вынужденную посадку с убранными шасси производить только на грунт. Посадка на бетонированную или металлическую полосу может привести к пожару из-за разрушения топливных баков и трубопроводов.

575. После вынужденной посадки вне аэродрома принять меры к сохранению самолета и доложить в свою часть или на ближайший аэродром.

576. При вынужденной посадке на территории противника летчик обязан взорвать приемопередатчик СРО-2М. После посадки принять меры к уничтожению самолета.

577. При вынужденной посадке на аэродром с остановленным двигателем необходимо:

- доложить руководителю полетов о принятом решении выполнять вынужденную посадку;
- сбросить внешние подвески вне населенных пунктов;
- установить скорость планирования по прибору 300 км/ч;
- развернуть самолет в сторону аэродрома визуально или на КУР=0°;
- в полете периодически запрашивать удаление до порога ВПП;
- летчику постоянно оценивать возможность выхода самолета на ДПРМ на высоте не ниже 600 м. При этом необходимо учитывать, что при планировании с выключенным двигателем в полетной конфигурации на скорости по прибору 300 км/ч и отсутствии ветра теряется на каждый 1 км пути 100 м высоты, за разворот на 180° креном 30° потеря высоты составляет 450 м;
- при ожидаемом выходе на ДПРМ в диапазоне высот от 800 до 1400 м с курсом, близким к посадочному, планирование выполнять змейкой, при необходимости выпустить тормозные щитки и применить скольжение с таким расчетом, чтобы высота прохода ДПРМ была не ниже 600 и не выше 800 м;
- при выходе на ДПРМ на высотах 1400 м и более с посадочным курсом или близким к нему запомнить высоту прохода ДПРМ и выполнить разворот на курс, отличающийся от посадочного на 90°, а затем сразу выполнить разворот на 90° на курс, обратный посадочному. Высоту начала разворота на посадочный курс определить по формуле

$$H_K = \frac{H_{\text{ДПРМ}}}{2} + 500 \text{ м}$$

- и по достижении ее выполнить разворот на посадочный курс;
- на удалении 5-6 км от начала ВПП выпустить шасси, высота пролета ДПРМ (момент пролета определяется по отклонению стрелки радиоконуса на 90°) должна быть в пределах 600-800 м. По значению высоты пролета ДПРМ принять решение на выпуск закрылков;
- точность расчета на посадку определять по направлению глissады планирования в точку начала выравнивания, которая выбирается на удалении 300-500 м от порога ВПП. Точка начала выравнивания должна проецироваться на середине отражателя прицела;
- после пролета ДПРМ выпустить закрылки в положение «Взлет» и установить скорость полета по прибору 280 км/ч;
- при полной уверенности в расчете приземления на ВПП выпустить закрылки в положение «Посадка»;
- если снижение самолета происходит с перелетом (точка начала выравнивания проецируется ниже середины отражателя прицела), то выпустить тормозные щитки и при необходимости применить скольжение самолета. Скольжение применять до высоты 50 м.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При неуверенности в приземлении на ВПП отвернуть самолет в безопасное направление и экипажу покинуть самолет катапультированием;

- на высоте 20-30 м (в зависимости от вертикальной скорости снижения) движением ручки управления на себя начать выравнивание с таким расчетом, чтобы закончить его на высоте 0,75-1,0 м. Приземление самолета происходит на скорости 190-210 км/ч.

578. При вынужденной посадке вне аэродрома на незнакомую площадку с работающим двигателем необходимо:

- доложить руководителю полетов о принятом решении выполнять вынужденную посадку вне аэродрома и указать район посадки;
- выбрать площадку для посадки;
- сбросить внешние подвески;
- произвести снижение до безопасной высоты полета и определить пригодность площадки для посадки и наиболее выгодное направление для захода на посадку (с учетом ветра, рельефа местности и расположения местных предметов);
- выполнить заход и расчет на посадку;
- планирование на посадку с убранными шасси и закрылками производить на скорости по прибору 250-270 км/ч;
- выпустить закрылки;
- планирование с выпущенными закрылками производить на скорости по прибору 220-230 км/ч;
- на высоте не ниже 100 м застопорить привязные ремни и сбросить аварийно фонарь;
- перед приземлением выключить двигатель;
- закрыть пожарный кран;
- выключить на основном электрощитке выключатель АККУМ. (в задней кабине – выключатель СЕТЬ);
- снять ноги с педалей, поставив их ближе к чашке сиденья;

- после остановки самолета немедленно покинуть кабину, соблюдая осторожность, исключая возможность непреднамеренного срабатывания катапультной установки, так как после сброса фонаря блокировка стреляющего механизма отсутствует.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. Если полет выполняется с инструктором (командиром экипажа), все указанные действия выполняет командир экипажа.

2. Командир экипажа на высоте не менее 100 м обязан подать члену экипажа команду «Застопорить привязные ремни, сбросить аварийно фонарь». По этой команде член экипажа обязан застопорить привязные ремни и сбросить аварийно фонарь.

579. При вынужденной посадке вне аэродрома на незнакомую площадку с остановленным двигателем:

- доложить руководителю полетов о принятом решении выполнять вынужденную посадку вне аэродрома и указать район посадки;
- установить скорость планирования по прибору 300 км/ч (с убранными шасси и закрылками);
- включить сигнал «Бедствие»;
- сбросить внешние подвески вне населенных пунктов;
- выбрать площадку для посадки. Оценить ее размеры, возможность расчета и посадки на нее;
- посадку производить по возможности с выпущенными в положение «Посадка» закрылками. Скорость планирования при этом выдерживать 250 км/ч по прибору;
- на высоте не ниже 100 м убедиться, что РУД стоит в положении «Стоп», закрыть пожарный кран, застопорить привязные ремни, сбросить аварийно фонарь, выключить на основном электрощитке выключатель ЗАПАСНОЙ ГЕНЕРАТОР (в задней кабине – выключатель СЕТЬ);
- перед приземлением снять ноги с педалей, поставить их ближе к чашке сиденья;
- после остановки самолета немедленно покинуть кабину, соблюдая меры, исключая возможность непреднамеренного срабатывания катапультной установки, так как после сброса фонаря блокировка стреляющего механизма отсутствует.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. При посадке с убранными шасси во избежание травмирования летчика в задней кабине цилиндром уборки и выпуска тормозных щитков тормозные щитки должны быть убраны.

2. Если полет выполняется с инструктором (командиром экипажа), то все указанные действия выполняет инструктор (командир экипажа).

3. Командир экипажа обязан на высоте не менее 100 м подать члену экипажа команду «Застопорить привязные ремни, сбросить аварийно фонарь». По этой команде член экипажа обязан застопорить привязные ремни и сбросить аварийно фонарь.

В случае выхода в центр выбранной площадки на высоте 2000 м и более летчику необходимо:

- запомнить значение высоты над центром площадки, выполнить разворот с креном 30° на курс, обратный посадочному. Разворот на посадочный курс начинать по достижении контрольной высоты, определяемой по формуле:

$$H_K = \frac{H_{\text{ЦЕНТР. ПЛ}}}{2} + 150 \text{ м;}$$

- точность расчета на посадку определять по направлению глиссады планирования в точку начала выравнивания (точка начала выравнивания должна проецироваться на середине отражателя прицела);
- при полной уверенности в расчете приземления на выбранную площадку выпустить закрылки в положение «Взлет» и затем в положение «Посадка»;
- при планировании с перелетом выпустить тормозные щитки и применить скольжение.

580. При вынужденной посадке после катапультирования члена экипажа из передней кабины необходимо:

- доложить руководителю полетов о принятии решения на посадку с предварительным аварийным покиданием самолета членом экипажа;
- перед подачей команды на покидание самолета членом экипажа сбалансировать самолет;
- сбросить внешние подвески;
- подать команду члену экипажа «Покинуть самолет методом катапультирования»;
- после катапультирования члена экипажа самолет управляем, но имеет малый запас управления по центровке (1,5-3,5% САХ), поэтому действовать органами управления нужно плавно;
- выполнить заход и расчет на посадку;
- планирование на посадку с убранными шасси и закрылками производить на скорости по прибору 250-270 км/ч;
- выпустить шасси (если посадка производится на аэродром или знакомую выбранную площадку);
- планирование с выпущенным шасси и убранными закрылками производить на скорости по прибору 250 км/ч;
- посадку выполнить с убранными закрылками.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Категорически запрещается выпускать закрылки на посадке и пользоваться тормозными щитками при отсутствии летчика в передней кабине, так как с выпущенными в этом случае закрылками самолет становится неустойчивым по скорости.

ВЫНУЖДЕННОЕ ПОКИДАНИЕ САМОЛЕТА

581. Действия летчиков при покидании самолета в воздухе должны быть отработаны на земле до автоматизма.

Решение о покидании самолета принимает командир экипажа.

582. При катапультировании первым покидает самолет курсант, вторым – инструктор. Но в зависимости от обстановки катапультирование может быть выполнено в любой последовательности.

В случае необходимости покидания самолета после предварительного автономного сброса откидных частей фонарей покидать самолет первым должен инструктор.

583. В исключительных случаях, когда нет связи с командиром экипажа, а дальнейшее пребывание курсанта в самолете угрожает его жизни, курсант покидает самолет без команды инструктора.

Покидание управляемого самолета катапультированием

584. Действия инструктора:

- при полете на малой высоте, если позволяют условия, используя скорость и тягу двигателя, набрать высоту 1000-2000 м;
- при полете на больших высотах, если позволяют условия, снизиться до высоты 3000-4000 м;

- перевести самолет в горизонтальный полет;
- уменьшить скорость полета до 250-300 км/ч;
- в сложных метеоусловиях постараться покинуть самолет до входа в облака;
- при выполнении полета над водным пространством планировать в сторону береговой черты;
- при выполнении полета вблизи государственной границы планировать в направлении от границы;
- подать курсанту команду «Приготовиться к катапультированию»;
- получив доклад от курсанта о готовности к покиданию самолета, подать команду «Катапультироваться»;
- после покидания самолета курсантом самому покинуть самолет, для чего опустить светофильтр защитного шлема, взяться руками за ручку управления катапультированием, сжать рычаги расстопорения на ручке управления катапультированием и потянуть ручку на себя вверх до упора.

585. Действия курсанта:

а) по команде «Приготовиться к катапультированию»:

- опустить светофильтр защитного шлема;
- взяться правой рукой за ручку управления катапультированием;
- доложить инструктору о готовности к покиданию самолета;
- взяться левой рукой за ручку управления катапультированием;

б) по команде «Катапультироваться»:

- сжать рычаги расстопорения на ручке управления катапультированием и потянуть ручку на себя вверх до упора.

Примечания: 1. Если при вытягивании ручки управления катапультированием сброс откидной части фонаря не произошел, произвести сброс откидной части фонаря с помощью ручки автономного сброса. Для этого, удерживая ручку управления катапультированием левой рукой, правой рукой сжать ручку автономного сброса и повернуть ее влево. После сброса откидной части фонаря произвести катапультирование с помощью ручки управления катапультированием. В случае покидания самолета после автономного сброса откидной части фонаря перед приведением в действие системы управления катапультированием необходимо застопорить плечевые ремни в крайнем заднем положении.

2. Если сброс откидной части фонаря не произошел после приведения в действие системы автономного сброса, покинуть самолет через остекление откидной части фонаря. Для этого правой рукой энергично вытянуть вверх ручку разблокировки, расположенную на правой стороне чашки кресла, и произвести катапультирование с помощью ручки управления катапультированием.

3. Если после сброса откидной части фонаря катапультирование не происходит, необходимо правой рукой энергично вытянуть вверх ручку разблокировки и произвести катапультирование с помощью ручки управления катапультированием;

- через 2 с после катапультирования с помощью ручки аварийного открытия замков кресла, расположенной на правой стороне чашки кресла, продублировать работу автоматики (для чего правой рукой сжать ручку аварийного открытия замков кресла и перевести ее в крайнее переднее положение) и отделиться от кресла;
- при покидании самолета на высоте менее 3000 м через 2 с после отделения от кресла продублировать ввод в действие спасательного парашюта с помощью вытяжного кольца;
- при покидании самолета на высотах, больших 3000-4000 м, после отделения от кресла продолжать снижение на стабилизирующем парашюте до указанной высоты. На этой высоте с помощью вытяжного кольца продублировать ввод в действие спасательного парашюта.

Действия при приземлении

586. Убедившись в нормальном раскрытии парашюта, заправить круговую лямку подвесной системы под бедра. Снять кислородную маску или открыть щиток гермошлема (на высоте не более 4000 м).

На высоте 500-300 м выпустить носимый аварийный запас, дернув за шарик механизма отсоединения аварийного запаса, расположенный у правого бедра. При этом НАЗ зависнет на 12-метровом фале. При катапультировании на малой высоте, когда нет времени на выпуск НАЗ, допускается приземление с невыпущенным НАЗ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В случае приземления в лесистой местности выпуск НАЗ во избежание его зацепления за деревья **запрещается**.

587. Перед приземлением на высоте 150-100 м выполнить следующее:

- развернуться по ветру;
- соединить ноги в коленях и ступнях вместе, затем незначительно согнуть их в коленях и в зависимости от силы ветра вынести сжатые вместе ноги вперед;
- ступни ног держать параллельно земле до приземления.

Приземление производить на полные ступни обеих ног.

588. При приземлении в сильный ветер, а также в гористой местности после касания ногами земли немедленно освободиться от подвесной системы. Если не удастся быстро освободиться от подвесной системы парашюта и погасить его купол, обрезать ножом стропы или свободные концы подвесной системы.

Действия при приводнении

589. При снижении на водную поверхность и приводнении действовать в следующем порядке:

а) при наличии запаса высоты (резерва времени):

- после ввода в действие спасательного парашюта открыть смотровой щиток гермошлема и ослабить подтяг гермошлема или поднять светофильтр защитного шлема и снять кислородную маску, отсоединив ее от компенсатора натяга;
- осмотреть купол парашюта и, убедившись в нормальном его раскрытии, определить направление на сушу;
- отсоединить шланги кислородной маски (гермошлема) и высотного компенсирующего костюма от подвесной системы парашюта, выдернув шпильку аварийного разъема кислородного прибора КП-52М, и разъединить прибор;
- отсоединить шланги противоперегрузочного и вентилируемого костюмов от верхней колодки разъема ОРК-9А.
- разъединить электроразъемы защитного шлема или гермошлема;
- выпустить НАЗ вручную, если не предусмотрен автоматический выпуск его, для чего дернуть за шарик механизма отсоединения НАЗ, расположенный у правого бедра;
- заправить круговую лямку подвесной системы парашюта под бедра;
- закрыть клапаны сброса воздуха КС-2М на ВМСК;
- удерживаясь правой рукой за левый плечевой обхват выше центрального замка, левой рукой открыть центральный замок подвесной системы и вывести лямки ножных обхватов из полуколец;
- при наличии жилета типа АСЖ-58 энергично дернуть левой рукой за пусковую головку баллона жилета для его наполнения, при этом камеры жилета должны наполниться.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Включать систему наполнения жилета типа АСЖ-58 при закрытом центральном замке подвесной системы **запрещается**;

- удерживаться в подвесной системе, соединив обе руки вместе (сомкнув пальцы) и опустив их вниз;
- на высоте 30-50 м ухватиться правой рукой за левый плечевой обхват;
- при применении спасательного пояса вывести из-под плечевого обхвата подвесной системы левую руку вместе с поплавком АСП-74, упираясь локтем в круговую лямку;
- в момент касания ногами воды разжать пальцы правой руки и, повернув корпус вправо, выскользнуть из подвесной системы парашюта.

После приводнения необходимо:

- при наличии спасательного пояса типа АСП-74 наполнить его, энергично дернув за фишки газонаполнения поплавков;
- занять положение лицом по ветру (спиной к фронту волны) и при необходимости поддуть жилет, поплавки пояса или оболочку ВМСК;
- воспользоваться средствами сигнализации, входящими в состав НАЗ, для подачи сигналов о своем местонахождении.

Примечание. Рекомендации по использованию НАЗ изложены в специальной инструкции, прилагаемой к комплекту НАЗ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При подъеме летчика из воды на вертолет во избежание разряда статического электричества, скопившегося на вертолете, браться за спасательный трос до момента касания им воды **запрещается**;

б) в случае отсутствия запаса высоты (резерва времени) и приводнения с не отсоединенной подвесной системой и невыпущенным НАЗ:

- открыть смотровой щиток гермошлема или поднять светофильтр защитного шлема и снять кислородную маску.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. До снятия кислородной маски (открытия щитка гермошлема) в момент касания воды ногами задержать дыхание для предотвращения подсоса воды через кислородные шланги.

2. В случае протаскивания летчика парашютом по воде отрезать носком одну из групп свободных концов подвесной системы парашюта;

- при применении ВМСК или спасательного пояса наполнить его, энергично дернув за фишки газонаполнения поплавков;
- при наличии спасательного жилета открыть центральный замок подвесной системы парашюта, после чего энергично дернуть рукой за пусковую головку баллона жилета для его наполнения;
- при наличии ВМСК закрыть клапаны сброса воздуха КС-2М;
- отсоединить шланги кислородной маски (гермошлема) и высотного компенсирующего костюма от подвесной системы парашюта, выдернув шпильку аварийного разъема кислородного прибора, и разъединить прибор;
- отсоединить от верхней колодки ОРК шланги противоперегрузочного костюма и вентилируемого костюма;
- разъединить электроразъемы защитного шлема или гермошлема;
- выпустить НАЗ вручную, для чего дернуть за шарик механизма НАЗ, расположенный у правого бедра;
- разорвать тарированный шов фала НАЗ, оторвав от основного фала оранжевый конец;

- при применении спасательного жилета вывести лямки ножных обхватов из полуколец и освободиться от подвесной системы парашюта;
- при применении ВМСК или спасательного жилета для освобождения от подвесной системы необходимо открыть центральный замок подвесной системы, вывести ножные обхваты из скоб, затем вывести регулируемую часть ремней обеих соединительных лямок из регулировочных пряжек, забросить освободившиеся концы лямок за спину и освободиться от системы;
- воспользоваться средствами сигнализации НАЗ для подачи сигналов о своем местонахождении;
- при наличии радиомаяка «Комар-2М» привести в действие систему газонаполнения оболочки антенны, для чего резко дернуть за фал в месте соединения его с радиомаяком;
- для приведения в действие механизма включения радиомаяка в работу необходимо взяться руками за фал в месте расположения механизма включения так, чтобы последний оказался между кистями рук, и резко дернуть фал в стороны.

Покидание неуправляемого самолета катапультированием

590. Действия инструктора:

- подать курсанту исполнительную команду «Катапультироваться»;
- опустить светофильтр защитного шлема;
- взяться руками за ручку управления катапультированием;
- сжать рычаги расстопорения на ручке управления катапультированием и плавно потянуть ручку на себя вверх до упора.

591. Действия курсанта по исполнительной команде «Катапультироваться»:

- опустить светофильтр защитного шлема;
- взяться руками за ручку управления катапультированием;
- сжать рычаги расстопорения на ручке управления катапультированием и потянуть ручку на себя вверх до упора.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В случае несрабатывания системы управления катапультированием произвести разблокировку системы очередности катапультирования с помощью переключателя РАЗБЛОК. КРЕСЛА и покинуть самолет методом катапультирования.

Покидание самолета без катапультирования

592. Аварийное покидание самолета без катапультирования применяется только в случае отказа катапультиной установки и может быть осуществлено на высоте не менее 250 м с горизонтального полета или пологого планирования при скорости полета самолета не более 300 км/ч по прибору.

593. Действия курсанта:

- доложить инструктору о несрабатывании катапультиной установки;
- получив команду «Покинуть самолет без катапультирования», включить кислородный прибор (на высотах более 4000 м);
- отсоединить верхнюю колодку объединенного разъема ОРК-9А;
- с помощью ручки аварийного открытия замков кресла, расположенной на правой стороне чашки кресла, открыть замки кресла;
- перевернуть самолет на спину, отклонить ручку управления самолетом вперед до упора и покинуть кабину.

594. Действия инструктора:

- получив доклад от курсанта о несрабатывании катапультиной установки, подать ему команду «Покинуть самолет без катапультирования»;

- убедившись, что курсант покинул самолет, перевернуть самолет и покинуть его катапультированием.

Инструктор обязан покинуть самолет с помощью катапультирной установки и только в случае ее отказа покинуть самолет без катапультирования. При этом его действия должны быть аналогичны действиям курсанта.

Покидание самолета на земле

595. Действия членов экипажа:

- выключить двигатель;
- отсоединить шланги кислородной маски (гермошлема) и высотного компенсирующего костюма от подвесной системы парашюта, выдернув шпильку аварийного разъема КП-52М, и разъединить прибор;
- отсоединить от верхней колодки разъема ОРК шланги противоперегрузочного и вентилируемого костюмов и разъединить разъемы радиосвязи и обогрева смотрового щитка гермошлема;
- открыть замок ТП подвесной системы парашюта, выдернуть ножные обхваты из полуколец на круговой лямке, несколько сползти вперед и сбросить с плеч подвесную систему парашюта;
- отстегнуть карабин фала НАЗ от полукольца на спецснаряжении (ВК, ВМСК) или полетном обмундировании;
- открыть фонарь кабины (если фонарь не открывается, произвести сброс фонаря);
- покинуть самолет.

Автономный сброс откидной части фонаря в полете

596. Действия членов экипажа:

- правой рукой взяться за ручку автономного сброса откидной части фонаря;
- нагнуть голову вперед;
- сжать ручку автономного сброса откидной части фонаря и повернуть ее влево.

ОБЛЕТ САМОЛЕТА

597. Облет самолета производится с целью проверки работы двигателя, агрегатов и систем самолета, авиационного и радиотехнического оборудования и оценки летных характеристик самолета.

598. В процессе эксплуатации производятся следующие полеты для облета самолета:

- после выполнения 100- и 200-ч регламентных работ;
- после замены двигателя;
- после замены агрегатов топливорегулирующей аппаратуры;
- для проверки работы АГД-1;
- для проверки балансировки самолета и оценки устойчивости и управляемости.

599. При обнаружении неисправности в процессе облета или при осмотре после облета необходимость повторного облета определяется заместителем командира части по ИАС.

600. При выполнении облета самолета руководствоваться настоящей Инструкцией, а также бюллетенями и указаниями главного инженера ВВС.

Результаты облета заносятся в карточку облета самолета, а заключение летчик записывает в формуляр самолета.

ОБЛЕТ ПОСЛЕ ВЫПОЛНЕНИЯ 100- и 200-ч РЕГЛАМЕНТНЫХ РАБОТ

601. Задание выполнять в следующем порядке:

а) проверить синхронность и эффективность затормаживания и растормаживания колес поочередно из первой и второй кабин, управляемость самолета при рулении, работу аварийной системы торможения;

б) проверить поведение самолета при взлете и наборе высоты, синхронность и время уборки шасси и закрылков при их автоматической уборке, параметры работы двигателя на максимальном режиме;

в) на высоте 1500 м на скорости полета по прибору 410 км/ч выпустить и убрать тормозные щитки, наблюдая за поведением самолета и давлением в гидросистеме, резкое изменение углов крена и тангажа, уменьшение давлений в гидросистеме не допускаются;

г) в процессе набора на высоте 2000 м проверить параметры работы двигателя на максимальном режиме (обороты ротора КВД, температуру газов за турбиной, давление топлива перед рабочими форсунками, давление масла на входе в двигатель);

д) не прекращая набора, на высоте 2000-2500 м при номинальном режиме работы двигателя и нейтральном положении триммера руля высоты на скорости полета по прибору 350 км/ч проверить продольную балансировку самолета.

На самолете, имеющем нормальную продольную балансировку, на этом режиме полета при нейтральном положении триммера руля высоты летчик не должен прикладывать к ручке управления самолетом заметных тянущих или давящих усилий, а только удерживать самолет от крена.

Если на приборной скорости 350 км/ч самолет не балансируется и для сохранения этой скорости требуется прикладывать к ручке управления заметные усилия, с помощью триммера снять усилия и оставить триммер в этом положении до окончания полета для проведения регулировочных работ, после которых повторить облет на проверку балансировки;

е) на высоте 2500-3000 м в процессе набора высоты в прямолинейном полете без скольжения на скорости по прибору 400 км/ч отпустить ручку управления и убедиться

в отсутствии крена самолета. При наличии крена допускается отклонение ручки управления самолетом для устранения крена (не более 1/5 ее хода от нейтрального положения) с приемлемыми усилиями, не утомляющими летчика (2-3 кГ), снять усилия триммером.

На высоте 2500-3000 м в режиме горизонтального полета на скорости по прибору 400 км/ч перейти на питание от запасного источника электроэнергии, поставив АЗС ГЕНЕРАТОР ОСНОВ, в положение ВЫКЛ. Проверить выпуск запасного генератора и по показаниям ампервольтметра убедиться в нормальной работе запасного генератора;

ж) на высоте 3000 м в режиме горизонтального прямолинейного полета на максимальном режиме работы двигателя выполнить разгон до скорости, близкой к максимальной $V_{гр}=620$ км/ч. Проверить отсутствие крена самолета.

В процессе разгона периодически кратковременно освобождать педали управления с целью проверки путевой балансировки самолета. При свободных педалях на максимальной скорости на указателе скольжения допускается плавный «уход» шарика до ± 1 диаметра. При этом летчик должен иметь возможность парировать разворот отклонением педалей с приемлемыми усилиями;

з) проверить устойчивость работы двигателя при дросселировании и приемистости, для чего на высоте 6000 м и скорости полета по прибору 360-400 км/ч произвести дросселирование двигателя перемещением РУД с максимального режима до режима малого газа за 1-2 с; проверить приемистость двигателя перемещением РУД за 1-2 с с режима малого газа до максимального. Записать показания приборов контроля работы двигателя (обороты ротора КВД, температуру газов за турбиной, давление топлива и масла; при приемистости – максимальные обороты ротора КВД и температуру газов за турбиной, время приемистости, которое определяется с момента дачи РУД до достижения оборотов ротора КВД на 5-6% меньше оборотов на установившемся максимальном режиме).

На высоте 6000 м на номинальном режиме работы двигателя начать с углом снижения 25-30° разгон до скорости, соответствующей числу $M=0,8$, при этом проверить автоматический выпуск тормозных щитков ($M=0,78\pm 0,02$). В процессе разгона периодически кратковременно освобождать педали с целью проверки путевой балансировки самолета. При свободных педалях на максимальной скорости допускается плавный «уход» шарика указателя скольжения до ± 1 диаметра. При этом летчик должен иметь возможность парировать разворот отклонением педалей с приемлемыми усилиями.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Если при достижении числа $M=0,8$ тормозные щитки не выпустились, необходимо, не ожидая их выпуска, прекратить разгон и вывести самолет из снижения. Вывод из снижения производить с перегрузкой не более 5 и закончить на высоте не ниже 2000 м;

и) периодически в течение всего полета контролировать выработку топлива из крыльевых и основных баков;

к) проверять в течение всего полета работоспособность навигационно-пилотажных приборов, электро- и радиоэлектронного оборудования;

л) проверить поведение самолета на планировании, устойчивость работы двигателя (на малом газе – обороты ротора КВД, температуру газов, давление топлива и масла) и работу систем выпуска шасси и закрылков;

м) на пробеге проверить работоспособность и эффективность тормозов.

ПЕРВЫЙ ПОЛЕТ ПОСЛЕ ЗАМЕНЫ ДВИГАТЕЛЯ

602. Задание выполнять в следующем порядке:

а) перед выполнением полета произвести пробу двигателя; при взлете проверить параметры двигателя на взлетном режиме: на высоте 50-70 м установить номинальный режим работы двигателя;

б) в процессе набора высоты на 2000 м проверить параметры двигателя на максимальном режиме (обороты ротора КВД, температуру газов за турбиной, давление топлива перед рабочими форсунками, давление масла на входе в двигатель);

в) на высоте 3000 м проверить устойчивость работы двигателя на всех режимах: максимальном, номинальном, 0,85 номинального и на режиме малого газа; на указанных режимах зафиксировать параметры, время приемистости 9-12 с;

г) проверить устойчивость работы двигателя на режимах: максимальном, номинальном, 0,85 номинального и на режиме малого газа, для чего на высоте 6000 м и скорости полета по прибору 310-340 км/ч произвести дросселирование двигателя с максимального режима до малого газа за 1-2 с; проверить приемистость двигателя перемещением РУД за 1-2 с с режима малого газа до максимального;

д) периодически в течение всего полета контролировать выработку топлива из основных и крыльевых баков, проверять в течение всего полета работоспособность пилотажно-навигационного оборудования, электро- и радиоэлектронного оборудования;

е) проверить устойчивость работы двигателя на малом газе при планировании; проверить работу системы выпуска шасси и закрылков;

ж) на пробеге проверить эффективность тормозов.

ВТОРОЙ ПОЛЕТ ПОСЛЕ ЗАМЕНЫ ДВИГАТЕЛЯ (ПОЛЕТ ПОСЛЕ ЗАМЕНЫ АГРЕГАТОВ ТОПЛИВОРЕГУЛИРУЮЩЕЙ АППАРАТУРЫ)

603. Задание выполнять в следующем порядке:

а) при взлете проверить параметры двигателя на максимальном режиме;

б) после взлета, уборки шасси и закрылков установить номинальный режим работы двигателя и набрать высоту 6000 м: на высоте 6000 м перевести самолет в горизонтальный полет, установить приборную скорость 310-340 км/ч, проверить параметры двигателя на всех режимах: максимальном, номинальном, 0,85 номинального, на малом газе – и приемистость; на максимальном режиме продолжать набор высоты: время непрерывной работы двигателя на максимальном режиме не более 20 мин;

в) на высоте 10000 м в горизонтальном полете проверить параметры работы двигателя на режимах: максимальном, номинальном, 0,85 номинального и малом газе, проверить устойчивость работы при дросселировании двигателя;

г) периодически в течение всего полета контролировать выработку топлива из основных и крыльевых баков, проверять в течение всего полета работоспособность пилотажно-навигационного оборудования, электро- и радиоэлектронного оборудования;

д) проверить устойчивость работы двигателя на малом газе при планировании; проверить работу системы выпуска шасси и закрылков;

е) на пробеге проверить эффективность тормозов.

ОБЛЕТ САМОЛЕТА ДЛЯ ОЦЕНКИ ЕГО БАЛАНСИРОВКИ, УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ

604. Полет выполнять в ПМУ без внешних подвесок с заправленными крыльевыми баками. Программа облета не исключает объединения с другими проверками.

Задания выполнять в следующем порядке.

Перед полетом летчик должен проверить заправку всех систем и установку триммеров в нейтральное положение.

Запустить двигатель и произвести опробование на всех режимах.

На взлете:

- а) оценить поведение самолета на разбеге;
- б) оценить величину тянущего усилия при подъеме переднего колеса (должны быть 8-10 кГ) и изменение его (уменьшение) после отрыва;
- в) зафиксировать наличие небольшого кабрирующего момента при уборке шасси;
- г) зафиксировать величину приборной скорости, автоматической уборки закрылков (310 ± 10 км/ч) и появление при этом незначительного кабрирующего момента;
- д) зафиксировать, что нет крена и скольжения, а также рост давящих усилий с увеличением скорости полета, которые на приборной скорости 410 км/ч достигают 2-3 кГ при нейтральном положении триммеров;
- е) продолжать набор высоты на номинальном режиме; в горизонтальном полете на высоте 1500 м, приборной скорости 410 км/ч выпустить и убрать тормозные щитки, наблюдая за поведением самолета; резкое изменение углов крена и тангажа не допускается;
- ж) перейти в набор высоты, на $H=2000-2500$ м приборной скорости 410 км/ч при нейтральном положении триммера руля высоты убедиться, что нет заметных тянущих или давящих усилий на ручке управления самолетом; если самолет на этой скорости не сбалансирован, снять усилия триммером;

з) на высоте 2500-3000 м в процессе набора высоты на приборной скорости 410 км/ч при нейтральном положении триммера элеронов проверить поперечную балансировку, для чего «освободить» ручку управления самолетом; при наличии крена самолета парировать его отклонением ручки управления (расход ручки по элеронам для парирования крена должен быть не более $1/5$ хода от нейтрального положения и усилия не более 3 кГ. Если расход ручки и усилия для парирования крена больше указанной величины, триммером снять усилия и, не изменяя положение триммера элеронов, произвести посадку для выяснения причин и устранения недостатка).

В зоне произвести проверку балансировки устойчивости и управляемости на различных режимах, для чего:

- а) на $H=6000$ м увеличить обороты двигателя до максимальных, разогнать самолет до максимальной приборной скорости 580 км/ч в горизонтальном полете;
- б) проверить, нет ли крена и скольжения самолета при нейтральном положении педалей (давящее усилие на ручке управления около 10 кГ); сбалансировать самолет триммерами в этом режиме;
- в) установить двигателю номинальный режим и перевести самолет на снижение с углом $25-30^\circ$.

При достижении числа $M=0,78 \pm 0,02$ зафиксировать автоматический выпуск тормозных щитков и срабатывание световой сигнализации. При выпуске тормозных щитков давящие усилия на ручке управления самолетом возрастают при $M=0,78$ на $\Delta P=30$ кГ (становятся равными 40 кГ); не превышая числа $M=0,8$, плавно вывести самолет из снижения с уменьшением оборотов до малого газа.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Если при достижении числа $M=0,8$ тормозные щитки не выпустились, необходимо, не ожидая их выпуска, прекратить разгон и вывести самолет из снижения. Вывод из снижения производить с перегрузкой не более 5 и закончить его на высоте не ниже 2000 м.

Оценить поведение самолета при заходе на посадку, планировании и посадке.

При выпуске шасси появляется незначительный пикирующий момент. При выпуске закрылков на 25° появляется незначительный пикирующий момент, который исчезает при выпуске закрылков в посадочное положение.

ПОЛЕТ ДЛЯ ПРОВЕРКИ АГД-1

605. Полет для проверки АГД-1 производить в простых метеорологических условиях каждый раз при замене гироскопа АГД-1, а также после устранения неисправностей, выявленных летчиком в полете.

В остальных случаях полет для проверки авиагоризонта АГД-1 можно совмещать с облетом самолета после выполнения 100- и 200-ч регламентных работ.

Для проверки авиагоризонта необходимо выполнить в режиме горизонтального полета на высоте 3000-4000 м левый и правый развороты на 180° с креном $18-20^\circ$, левый и правый развороты на 180° с креном $65-70^\circ$, правую и левую бочки, правую и левую полупетли, боевой разворот вправо и влево.

Снятие ошибок указателя авиагоризонта производить после выполнения каждой эволюции самолета в следующем порядке:

а) в режиме горизонтального полета самолет выровнять по тангажу и по крену (на указателе авиагоризонта силуэт-самолет должен быть совмещен с нулевыми делениями шкалы крена и тангажа);

б) наблюдая за ориентирами по курсу полета, показаниями компаса и указателя поворота, определить, летит ли самолет прямолинейно или разворачивается; если самолет разворачивается, выровнять его по крену до прекращения разворота, при этом шарик указателя скольжения должен находиться между рисками (в центре);

в) по отклонению силуэт-самолета от нулевых делений шкалы крена определить ошибку АГД-1 по крену; после разворотов с указанными выше кренами ошибка должна быть не больше $\pm 3^\circ$, после каждой фигуры сложного пилотажа – не больше $\pm 5^\circ$.

БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ САМОЛЕТА Л-39**УСЛОВИЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА Л-39
В ПОЛЕТАХ НА БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ**

607. Двухместный учебно-тренировочный реактивный самолет Л-39 с двигателем АИ-25ТЛ, оснащенный бомбардировочным и ракетным (неуправляемым и управляемым в учебном варианте) вооружением, а также прицельным и фотоконтрольным оборудованием, обеспечивает возможность обучения летчиков следующим элементам боевого применения:

- прицельному бомбометанию авиабомбами калибра 50-100 кг (фотобомбометанию) с пикирования;
- стрельбе неуправляемыми ракетами типа С-5 (фотострельбе) по наземным целям с пикирования;
- отработке операций прицеливания и имитации пуска управляемых ракет по воздушным целям в условиях визуальной видимости;
- фотострельбе по воздушным целям.

608. Диапазон возможных условий применения вооружения самолета по наземным и воздушным целям приведен в табл. 8 и 9.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. **Запрещается** производить бомбометание с самолетов до 5-й серии, так как не исключена возможность сброса авиабомб в аварийной обстановке на «взрыв» вместо на «невзрыв».

2. **Запрещается** производить полеты с односторонней подвеской ракеты И-318. При выполнении полетов с одной ракетой на второе пусковое устройство необходимо подвесить весовой макет И-301А.

Таблица 8

Вид боевого применения	Скорость полета по прибору, км/ч	$H_{\text{ПР}}$ в момент сбрасывания (стрельбы), м	Угол пикирования, град	$H_{\text{ПР}}$, min горизонтального полета после выхода из пикирования
Прицельное бомбометание авиабомбами калибра 50-100 кг с пикирования	320-600	700-1800	20-60	500
Стрельба неуправляемыми ракетами типа С-5 по наземной цели с пикирования	320-600	500-1500	15-50	250

Таблица 9

Вид боевого применения	Виды и направление атак	Ракурс цели	Дальность м	Скорость сближения, км/ч	$H_{\text{ПР}}$, м
Отработка имитации пуска управляемых ракет	С задней полусферы (сзади в горизонтальной плоскости, сзади снизу, сзади сверху, сбоку в горизонтальной плоскости, сбоку снизу, сбоку сверху)	0/4-2/4	3000-1200	100-200	1000-6000
Фотострельба	С задней полусферы (сбоку в горизонтальной плоскости, сбоку снизу, сбоку сверху)	1/8-2/4	800-300	50-150	1000-6000

609. Эксплуатационные ограничения самолета с внешними подвесками бомбардировочного и ракетного вооружения такие же, как и для самолета без внешних подвесок.

610. Характеристики устойчивости и управляемости самолета с внешними подвесками практически не отличаются от соответствующих характеристик самолета без внешних подвесок. Боевое применение как неуправляемого ракетного, так и бомбардировочного вооружения не приводит к заметным для летчика изменениям параметров движения самолета и затруднений в пилотировании не вызывает.

ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ

611. При подготовке к полету летчик обязан:

- произвести расчет прицельных данных для условий выполнения задания;
- отработать порядок действий с вооружением при полетах на боевое применение на всех этапах полета методом наземного тренажа;
- изучить меры безопасности при выполнении бомбометания и стрельбы по наземным целям и при ведении воздушного боя.

612. Перед полетом на боевое применение летчику принять доклад от техника самолета о готовности вооружения к выполнению задания и произвести предполетный осмотр агрегатов вооружения.

В докладе техника должны быть указаны тип и калибр подвешенных авиабомб, тип зарядов и взрывателей, которыми они снаряжены, установленное время замедления взрывателей (при полетах на бомбометание); тип и количество неуправляемых ракет в блоках, номера заряженных стволов каждого блока (при полетах на стрельбу неуправляемыми ракетами); зарядка самописцев учебных управляемых ракет (при полетах на выполнение атак по воздушным целям с имитацией пуска управляемых ракет); установка диафрагмы и наличие пленки в фотоконтрольном приборе при полетах на фотострельбу или фотобомбометание.

Предполетный осмотр и проверка бомбардировочного вооружения

613. Перед осмотром агрегатов бомбардировочного вооружения убедиться, что в кабинах самолета никого нет, все АЗС (за исключением АЗС УПРАВЛ.) и переключатели вооружения выключены или находятся в нейтральном положении, боевая кнопка закрыта предохранительной скобой.

614. При осмотре проверить:

- соответствие заданию на полет типа и калибра подвешенных авиабомб, типа взрывателей и установленного времени замедления;
- правильность подвески авиабомб на держателях и надежность крепления их упорами;
- правильность контровки взрывателей и установки механизмов дальнего взведения (корпус механизма дальнего взведения должен находиться сверху слева по отношению к вертикальной плоскости, проходящей через продольную ось авиабомбы, карабин пруткового устройства зацеплен за серьгу МДВ и закрыт предохранительным резиновым колпачком);
- правильность перестановки предохранительных винтов и отсутствие предохранительных чек и колпаков на взрывателях.

615. В кабинах самолета внешним осмотром проверить:

а) в передней кабине:

- исправность (целость отражателя, светофильтра и объективов) и надежность крепления головки прицела АСП-3НМУ-39 и фотоконтрольного прибора ФКП-2-2;
- чистоту остекления кабины, оптики прицела и фотоконтрольного прибора;

- плавность наклона отражателя прицела во всем диапазоне углов упреждения и установить по шкале на рукоятке наклона отражателя заданный угол упреждения;
- надежность крепления светофильтра и его стопорение в горизонтальном и вертикальном положениях;
- правильность исходных положений: АЗС ОРУЖИЕ, УБ-16, АСП ФКП, ОБОГРЕВ СС, НАКАЛ СС – выключены; переключатель АВАР. СБРОС – выключен, закрыт предохранительным колпачком и законтрен; переключатель АВАР. ВЗРЫВ-НЕВЗРЫВ – в положении НЕВЗРЫВ; переключатель вариантов стрельбы 2РС-АВТ.-4РС – в нейтральном положении; переключатель ЛЕВАЯ-ПРАВАЯ ОБЕ – в положении ЛЕВАЯ; переключатель ГИРО-НЕПОД. – в положении НЕПОД.; АЗС и выключатель КВАНТ – выключены; АЗС АВАР. СБРОС – выключен; боевая кнопка – закрыта предохранительной скобой;

б) в задней кабине:

- правильность исходных положений: АЗС ОРУЖИЕ – выключен; выключатель СЕТЬ – выключен; переключатель АВАР. СБРОС – выключен; закрыт предо.

616. Проверить правильность установки сиденья по высоте (центральная точка сетки прицела при нулевом положении стекла отражателя должна быть видна в середине отражателя), после чего установить по шкале на рукоятке наклона отражателя заданный угол прицеливания.

617. Установить переключатель прицела ГИРО-НЕПОД. в положение ГИРО и проверить работу электродвигателя гироскопа. При этом через 2-3 с в поле зрения прицела должна появиться отчетливо видимая сетка прицела.

618. Проверить работу внешнебазового дальномера прицела и ввод дальности в прицел в последовательности, изложенной в ст. 608. Ввести в прицел минимальную дальность и установить фиктивную базу цели в соответствии с заданием. Установить переключатель прицела ГИРО-НЕПОД. в положение НЕПОД.

619. Выключить АЗС АСП, ФКП, летчику в задней кабине выключить АЗС ОРУЖИЕ.

620. После запуска двигателя:

- включить АЗС АВАР. СБРОС, УБ-16 и АСП, ФКП;
- установить переключатель вариантов стрельбы 2РС-АВТ.-4РС в положение, соответствующее количеству отстреливаемых ракет в первом заходе на цель;
- летчику в задней кабине включить АЗС ОРУЖИЕ.

Предполетный осмотр и проверка учебного управляемого ракетного вооружения

621. Перед осмотром агрегатов учебного управляемого ракетного вооружения убедиться, что в кабинах самолета никого нет, все АЗС (за исключением АЗС УПРАВЛ.) и переключатели вооружения выключены или находятся в нейтральном положении, боевая кнопка закрыта предохранительной скобой.

622. При осмотре проверить:

- надежность крепления пусковых устройств АПУ-13М1 на держателях;
- надежность крепления стопорными защелками учебных управляемых ракет И-318 на пусковых устройствах (отсутствие перемещения ракет в продольном направлении);
- закрытие передних и задних обтекателей на пусковых устройствах;
- отсутствие предохранительных красных колпаков на головках ракет, чистоту и целостность обтекателей головок.

623. Произвести внешний осмотр кабин самолета в последовательности, изложенной в ст. 605, при этом отражатель прицела установить в нулевое положение.

624. Проверить исправность электроцепей сигнализации и подсвета сетки прицела, для чего:

- включить электропитание самолета;
- включить АЗС АСП, ФКП;
- летчику в задней кабине включить АЗС ОРУЖИЕ и выключатель СЕТЬ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При выполнении полета одним летчиком из передней кабины подать команду технику самолета «Включить АЗС ОРУЖИЕ, выключатель СЕТЬ и закрыть заднюю кабину»;

- убедиться, что в обеих кабинах горят сигнальные табло зеленого цвета, сигнализирующие о наличии пусковых устройств с ракетами на держателях, и сигнальные табло СС зеленого цвета;
- проверить плавность изменения подсвета сетки прицела и отрегулировать ее яркость;
- при нажатии кнопки КОНТРОЛЬ убедиться в исправности ламп сигнальных табло вооружения.

625. Проверить правильность установки сиденья по высоте (центральная точка сетки прицела при нулевом положении стекла отражателя должна быть видна в середине отражателя).

626. Проверить работу внешнебазового дальномера прицела и ввод дальности в прицел в последовательности, изложенной в ст. 608. Ввести в прицел максимальную дальность и установить фиктивную базу цели 16 м.

627. Проверить захват цели головкой ракеты и выдачу звукового сигнала, для чего:

- включить АЗС ОБОГРЕВ СС, НАКАЛ СС, ПРЕОБРАЗ. КВАНТ, РТЛ;
- установить переключатель ЛЕВАЯ-ПРАВАЯ ОБЕ соответственно проверяемой ракете;
- подать команду технику самолета «Включить имитатор цели».

Примечание. В качестве имитатора цели применять карманный электрический фонарь, который включать на расстоянии 0,5-1 м от головки ракеты, находясь при этом под углом 10-20° к продольной оси ракеты;

- убедиться что координатор головки отслеживает за имитатором цели, а в телефоны летчика поступает звуковой сигнал;
- проверить регулировку громкости звукового сигнала с помощью реостата ГРОМК. СС.

628. Проверить работу радиодальномера «Квант», для чего:

- установить выключатель КВАНТ в положение ВКЛ., при этом через 2-3 мин включится высокое напряжение и загорится сигнальная лампа КВАНТ;
- убедиться, что после включения высокого напряжения произошел захват цели (местных предметов) – горит сигнальное табло ЗАХВАТ ЦЕЛИ зеленого цвета, а стрелка указателя дальности ЛУН 1770-8 отклонилась;
- нажать кнопку СБРОС ЦЕЛИ, произвести несколько захватов других целей, контролируя отработку дальности по указателю дальности; при этом также может загораться табло РАЗРЕШ. ДАЛЬНОСТЬ зеленого цвета; если цель находится на расстоянии 1000 м и менее, загорится табло ВЫХОД ИЗ АТАКИ красного цвета;
- установить выключатель КВАНТ в выключенное положение.

629. Выключить АЗС АСП, ФКП, ОБОГРЕВ СС, НАКАЛ СС, КВАНТ, РТЛ, ПРЕОБРАЗ.; летчику в задней кабине выключить АЗС ОРУЖИЕ.

630. После запуска двигателя:

- включить АЗС АВАР. СБРОС, АСП, ФКП, НАКАЛ СС, КВАНТ;
- установить переключатель ЛЕВАЯ-ПРАВАЯ ОБЕ в положение, соответствующее пуску ракеты в первой атаке;
- летчику в задней кабине включить АЗС ОРУЖИЕ.

Предполетный осмотр и проверка фотоконтрольного и прицельного оборудования (перед полетом на фотострельбу по воздушным и наземным целям или фотобомбометание)

631. Перед осмотром фотоконтрольного и прицельного оборудования убедиться, что на держателях отсутствуют подвески (авиабомбы, блоки УБ-16-57У, пусковые устройства АПУ-13М1 с ракетами И-318).

632. Произвести внешний осмотр кабин самолета в последовательности, изложенной в ст. 613. При этом убедиться в правильности установки диафрагмы на фотоконтрольном приборе ФКП-2-2, отражатель прицела установить в нулевое положение (при полетах на фотобомбометание установить заданный угол упреждения).

633. Проверить работу фотоконтрольного прибора ФКП-2-2 и подсвет сетки прицела, для чего:

- включить электропитание самолета;
- включить АЗС ОРУЖИЕ и АСП, ФКП;
- летчику в задней кабине включить АЗС ОРУЖИЕ и выключатель СЕТЬ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При выполнении полета одним летчиком из передней кабины подать команду технику самолета «Включить АЗС ОРУЖИЕ, выключатель СЕТЬ и закрыть заднюю кабину»;

- нажать кнопку включения ФКП на ручке управления самолетом (кнопку удерживать в нажатом положении 0,5-1,0 с);
- убедиться при этом, что на крышке ФКП вращается стробоскопический диск, сигнализирующий о работе лентопротяжного механизма ФКП (если прибор заряжен пленкой);
- проверить плавность изменения подсвета сетки прицела и отрегулировать ее яркость;
- при нажатии кнопки КОНТРОЛЬ убедиться в исправности ламп сигнальных табло вооружения,

634. Проверить правильность установки сиденья по высоте (центральная точка сетки прицела при нулевом положении отражателя должна быть видна в середине отражателя, а в полетах на фотобомбометание при установленном угле упреждения должна быть видна без изменения рабочей позы летчика).

635. Установить переключатель прицела ГИРО-НЕПОД. в положение ГИРО и проверить работу электродвигателя гироскопа. При этом через 2-3 с в поле зрения прицела должна появиться отчетливо видимая сетка прицела.

Проверить работу внешнебазового дальномера прицела и ввод дальности в прицел. Ввести в прицел минимальную дальность (при полетах на фотобомбометание – максимальную дальность) и установить базу цели в соответствии с заданием на полет (при полетах на фотострельбу по наземным целям и фотобомбометание – фиктивную базу цели).

Установить переключатель прицела ГИРО-НЕПОД. в положение НЕПОД.

636. Выключить АЗС ОРУЖИЕ и АСП, ФКП, летчику в задней кабине выключить АЗС ОРУЖИЕ.

637. После запуска двигателя:

- включить АЗС АСП, ФКП (при полетах на фотострельбу по наземным целям дополнительно включить АЗС АВАР. СБРОС, УБ-16 и установить переключатель вариантов стрельбы 2РС-АВТ.-4РС в одно из боевых положений);
- летчику в задней кабине включить АЗС ОРУЖИЕ.

Предполетный осмотр и проверка кассеты сигнальных ракет ЭКСР-46

638. Перед каждым полетом летчику произвести предполетный осмотр установки электрифицированной кассеты сигнальных ракет и проверить:

- правильность исходных положений: выключатель СИГНАЛ. РАКЕТЫ – в положении ОТКЛ.; кнопки стрельбы сигнальными ракетами – в неуполенном положении;
- правильность снаряжения кассет сигнальными ракетами (цвета ракет в кассете должны соответствовать цветам кнопок стрельбы на пульте ПУ ЭКСР-46).

Перед посадкой в кабину проверить включение АЗС САРПП ЭКСР-46 КЛ-39.

ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТОВ НА БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ

Полеты на бомбометание

639. При подходе к полигону запросить у руководителя полетов на полигоне разрешение на вход в круг. Войти в круг, опознать мишенную обстановку и определить направление захода на цель.

Проверить установку:

- переключателя ЛЕВАЯ-ПРАВАЯ ОБЕ (в зависимости от выбранного варианта бомбометания);
- переключателя прицела ГИРО-НЕПОД в положение НЕПОД;
- заданного угла упреждения, при этом отрегулировать яркость подсвета сетки прицела;
- кресла в верхнее положение (глаза на уровне линии, нанесенной на заголовнике, обеспечена ли видимость центральной точки сетки прицела и верхней части дальномерного кольца).

640. Бомбометание авиабомбами П-50-75 выполнять с пикирования под углами 40, 30 и 20° в условиях приведенных в табл. 96.

641. При построении маневра над полигоном (рис 36) ширину коробочки задавать такой, чтобы при полете с курсом, обратным боевому, цель приближалась к обрезу трубки ПВД или в область между трубкой ПВД и крыльевым топливным баком.

Таблица 96

Наименование параметров	Угол пикирования, градусы		
	40	30	20
Угол упреждения, градусы	10	11	13
Высота * ввода в пикирование, м	1800	1500	1200
Скорость * ввода в пикирование, км/ч	300	350	440
Рекомендуемые обороты ротора КВД (КНД) на участке пикирования, %	МГ	92 (72)	97 (78)
Время прицеливания (на участке установившегося пикирования), с	5-6	6-7	5-6
Высота сбрасывания авиабомб, м	1100	800	730
Скорость сбрасывания авиабомб, км/ч	550	550	570
Минимальная высота ** горизонтального полета после выхода из пикирования, м	500	500	500
Перегрузка при выводе из пикирования, ед.	4-5	4-5	4-5

* Здесь и далее по тексту приводится приборная скорость полета и барометрическая высота полета самолета относительно полигона.

** Минимальная барометрическая высота горизонтального полета относительно полигона задана из расчета непопадания самолета в зону разлета осколков авиабомбы (истинная минимально-безопасная высота горизонтального полета составляет 400 м при скорости не менее 550 км/ч).

642. Третий разворот начинать в момент, когда цель подойдет к обрезу трубки (будет визироваться на линии, проходящей через обрез трубки ПВД). Разворот выполнять с креном 45° на заданных в табл. 96 высоте и скорости до курса, отличного от боевого на 75° . Направление полета к четвертому развороту уточнять по перемещению цели в нижний угол обвода козырька передней кабины самолета (рис. 36).

При бомбометании с пикирования под углом 30 и 20° на пути от третьего разворота к четвертому установить рекомендуемый для пикирования режим работы двигателя (см. табл. 96).

Перед четвертым разворотом (или в месте, указанном в инструкции по бомбометанию на данном полигоне) включить АЗС ОРУЖИЕ, убедиться, что сигнальные табло зеленого цвета, сигнализирующие о наличии авиабомб на держателях, горят.

643. В момент прихода цели в расчетную точку визирования (рис. 36) начать четвертый разворот с креном $60-120^\circ$ и одновременным вводом самолета в пикирование.

При бомбометании с пикирования под углом 40° на вводе самолета в пикирование установить режим «Малый газ» работы двигателя.

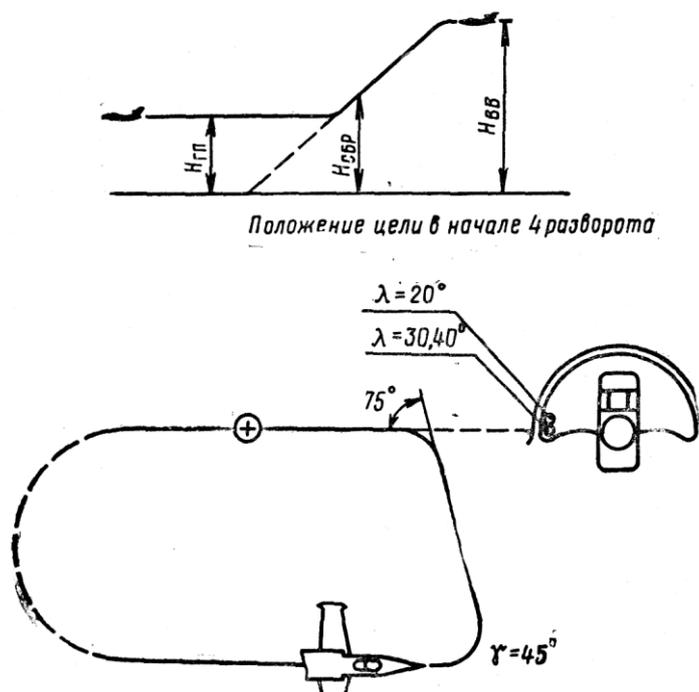


Рис. 36. Схема маневра над полигоном при бомбометании с пикирования под углами $\lambda=40, 30$ и 20°

При подходе цели к отражателю прицела вывести самолет из разворота и обратным креном погасить снос самолета, откинуть (вниз) скобу боевой кнопки. Выполнить прицеливание путем плавного совмещения центральной точки сетки прицела с центром цели (точкой, вынесенной относительно цели на величину поправки, учитывающей ветер при угле пикирования 40°).

При бомбометании с пикирования под углами 30 и 20° на начальном участке пикирования выполняется предварительное прицеливание: при угле тангажа на 2° меньше расчетного центральная точка сетки прицела устанавливается под центр цели (под расчетную точку прицеливания при учете ветра) на расстоянии, равном $1-1,3$ величины радиуса кольца постоянного диаметра сетки прицела. По мере снижения самолета центральная точка сетки прицела приближается к центру цели (к расчетной точке прицеливания при учете ветра), а угол тангажа, высота и скорость – к расчетным условиям сбрасывания бомб.

При достижении заданных высоты и скорости сбрасывания авиабомбы и совмещения центральной точки сетки прицела с центром цели (расчетной точкой прицеливания), кратковременным (1 с) однократным нажатием боевой кнопки сбросить авиабомбу.

644. Сразу после сбрасывания авиабомбы вывести самолет из пикирования с перегрузкой 4-5 с таким расчетом, чтобы высота горизонтального полета после выхода из пикирования была не менее 500 м.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Не допускается: 1. Выполнение бомбометания (фотобомбометания) на скорости более 600 км/ч.

2. Резкий или вялый вывод самолета из пикирования с выходом за пределы перегрузок $n_Y = 4-5$.

На выводе из пикирования увеличить обороты двигателя до номинальных. Перевести самолет в набор высоты и выполнить повторный заход на цель. Во время первого разворота установить скобу боевой кнопки в предохранительное положение (вверх), убедиться по сигнальному табло и визуально в сбросе авиабомбы, отключить АЗС ОРУЖИЕ.

Следующий заход для сбрасывания второй авиабомбы выполнить в последовательности, указанной для сбрасывания первой авиабомбы. До выхода к четвертому развороту установить переключатель ЛЕВАЯ-ПРАВАЯ ОБЕ в положение ПРАВАЯ ОБЕ.

Таблица 9в

Характерные ошибки при бомбометании	Отклонения авиабомб (м) при углах пикирования (градусы)		
	40	30	20
Ошибка в высоте сбрасывания $\Delta H = \pm 50$ м	$\Delta X = \pm 25$	$\Delta X = \pm 55$	$\Delta X = \pm 80$
Ошибка в скорости сбрасывания $\Delta V = \pm 20$	$\Delta X = \pm 10$	$\Delta X = \pm 15$	$\Delta X = \pm 25$
Ошибка в угле пикирования $\Delta \lambda = \pm 1^\circ$	$\Delta X = \pm 10$	$\Delta X = \pm 12$	$\Delta X = \pm 20$
Ошибка в угле упреждения $\Delta \varphi = \pm 1^\circ$	$\Delta X = \pm 25$	$\Delta X = \pm 27$	$\Delta X = \pm 35$
Скольжение при сбрасывании $\Delta \beta = \pm 1^\circ$	$\Delta Z = \pm 20$	$\Delta Z = \pm 16$	$\Delta Z = \pm 18$

645. После сбрасывания второй авиабомбы выключить АЗС ОРУЖИЕ ДСП, ФКП, доложить руководителю полетов на полигоне о выполнении задания, с его разрешения выйти из круга полетов над полигоном, возвратиться на аэродром и произвести посадку.

646. Полеты на фотобомбометание выполнять в той же последовательности и на тех же режимах, что и бомбометание авиабомбами П-50-75.

647. Характерные ошибки при бомбометании, приводящие к отклонению авиабомб от цели в продольном (X) и поперечном (Z) направлениях, приведены в табл. 9в.

Полеты на стрельбу неуправляемыми ракетами

648. При подходе к полигону запросить у руководителя полетов на полигоне разрешение на вход в круг на высоте 1200 м и установить скорость 350 км/ч. Войти в круг, опознать мишенную обстановку и определить направление захода на цель по выложенным на полигоне знакам.

В месте, указанном в инструкции по выполнению стрельб на данном полигоне, включить АЗС ОРУЖИЕ, убедиться, что сигнальные табло зеленого цвета, сигнализирующие о наличии блоков на держателях, горят, установить переключатель прицела в

положение ГИРО. Проверить включение АЗС УБ-16, установку переключателя вариантов стрельбы 2РС-АВТ.-4РС (в соответствии с выбранным вариантом стрельбы), установку заданного угла прицеливания и базы цели, при необходимости отрегулировать яркость свечения сетки прицела.

649. Стрельбу неуправляемыми ракетами выполнять при следующих условиях:

- высота начала ввода в пикирование 1200 м;
- скорость ввода в пикирование 300 км/ч;
- угол пикирования 30°;
- дальность стрельбы 1200 м;
- угол прицеливания, устанавливаемый в прицеле для ракет С-5М в режиме ГИРО – 2,53° (в режиме НЕПОД. – 2,4°), для ракет С-5К – 2,88° (2,68°);
- высота начала выхода из пикирования 500-550 м;
- минимальная высота горизонтального полета после выхода из пикирования не менее 250 м;
- пикирование на цель выполнять с убранными тормозными щитками при работе двигателя на режиме малого газа;
- перегрузка при выводе из пикирования 3-3,5.

650. Маневр над полигоном и стрельбу (рис. 37 и 38) по наземной цели неуправляемыми ракетами выполнять следующим образом.

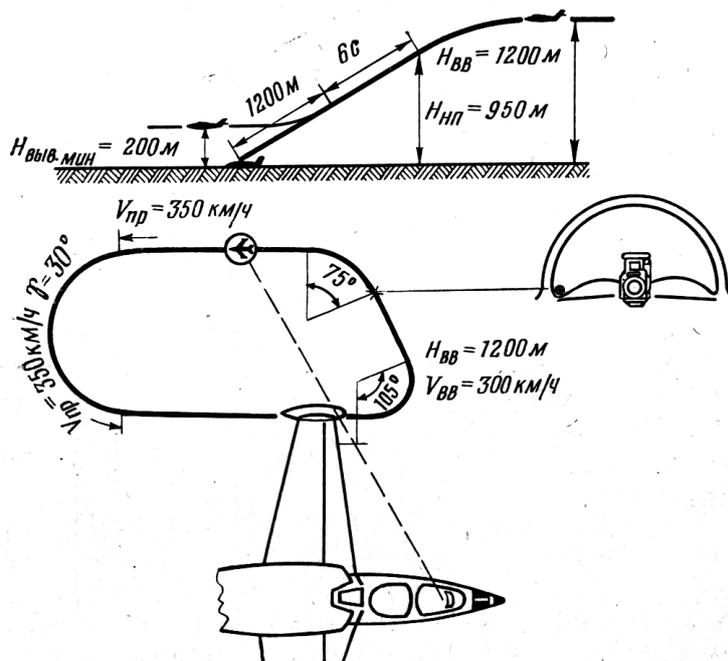


Рис. 37. Схемы маневра над полигоном при стрельбе с пикирования под углом 30°

После пролета цели на высоте 1200 м и скорости 350 км/ч выполнить разворот на 180° с креном 30° и вывести самолет на курс, обратный боевому. Направление полета контролировать по компасу и наземным ориентирам. При сильном боковом ветре сносить поправку в курс на угол сноса. На участке от второго к третьему развороту цель должна перемещаться в направлении трубки ПВД.

651. В момент, когда цель подойдет к основанию трубки ПВД, выполнить третий разворот на 105° с креном 45° с уменьшением скорости до 300 км/ч. На участке от третьего к четвертому развороту цель должна перемещаться к нижнему углу обвода козырька передней кабины самолета.

652. В момент прихода цели в расчетную точку визирования начать четвертый разворот на угол 75°, первую половину разворота выполнять в горизонтальном полете,

во второй половине ввести самолет в пикирование с одновременным уменьшением оборотов двигателя до режима малого газа. Ввод в пикирование выполнять с таким расчетом, чтобы центральная точка сетки прицела визировалась под целью. В начале пикирования на цель откинуть предохранительную скобу боевой кнопки, снос самолета в сторону разворота погасить обратным креном, ввести в прицел максимальную дальность и совместить центральную точку сетки с центром цели.

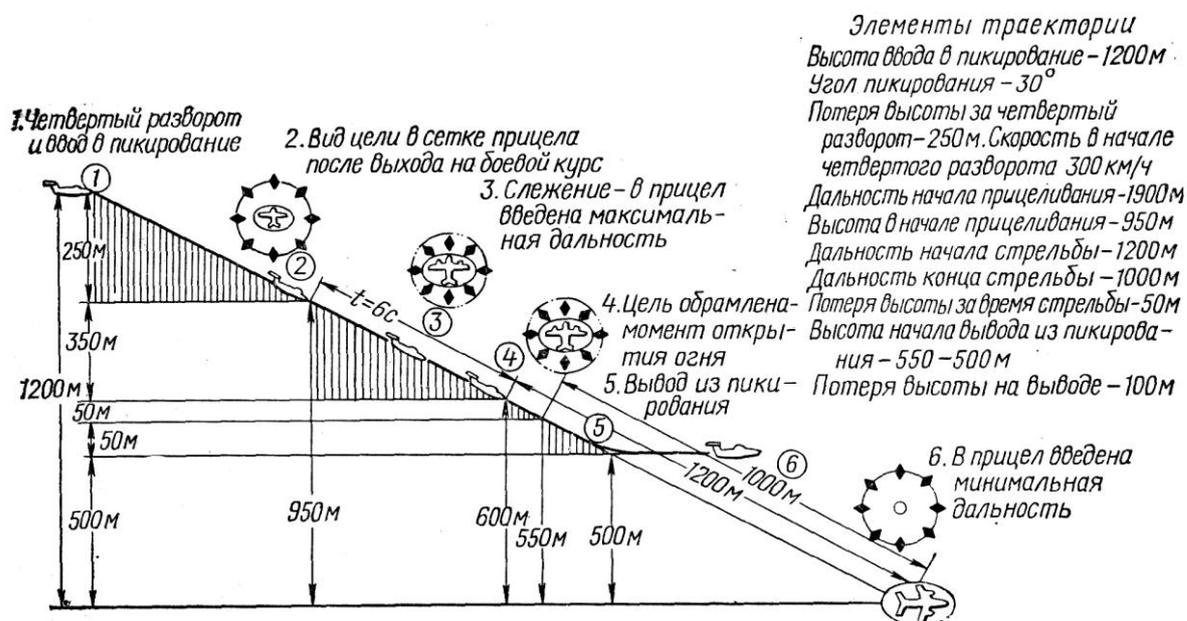


Рис. 38. Схема маневра над полигоном и стрельбы с пикирования под углом 30°

653. На дальности 1200 м (что соответствует моменту вписывания поперечного размера цели в окружность, образованную ромбиками сетки прицела) однократным нажатием боевой кнопки в течение 1 с произвести стрельбу.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При повторном нажатии боевой кнопки произойдет отстрел второй серии ракет.

После стрельбы вывести самолет из пикирования с перегрузкой 3-3,5, минимальная высота горизонтального полета после вывода из пикирования должна быть не менее 250 м.

При выходе из пикирования плавно увеличить обороты двигателя до максимальных. Перевести самолет в набор высоты и выполнить разворот на 180° с креном 30°. В конце разворота скорость уменьшить до 350 км/ч. Во время разворота закрыть боевую кнопку предохранительной скобой, ввести в прицел минимальную дальность и выключить АЗС ОРУЖИЕ.

Дальнейший полет выполнять в такой же последовательности, как и в первом заходе на стрельбу.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Не допускается:

- выполнять стрельбу (фотострельбу) на дальности менее 1100 м и скорости более 800 км/ч;
- наблюдать результаты стрельбы на участке пикирования;
- резкий или вялый вывод из пикирования с выходом за пределы перегрузок $n_y = 3 \div 3,5$.

654. По окончании задания закрыть боевую кнопку предохранительной скобой, переключатель прицела поставить в положение НЕПОД. и выключить АЗС ОРУЖИЕ и АСП, ФКП. Доложить руководителю полетов на полигоне о выполнении задания, с его

разрешения выйти из круга полетов над полигоном, возвратиться на аэродром и произвести посадку.

655. Для осмотра блоков УБ-16-57У специалистами по вооружению самолет после посадки необходимо зарулить на специальную площадку и развернуть его в безопасном направлении. Получив доклад специалиста по авиавооружению об отсутствии ракет в блоках, зарулить самолет на стоянку. При наличии ракет в блоках выключить двигатель и обесточить самолет.

656. Полеты на фотострельбу по наземным целям выполнять в тех же условиях, что и при стрельбе неуправляемыми ракетами.

657. Характерные ошибки при выполнении стрельб по наземным целям:

- пикирование с креном или скольжением приводит к затруднению прицеливания, понижается точность стрельбы;
- стрельба с дальности, большей или меньшей расчетной, приводит к недолету или перелету ракет;
- поздний или медленный вывод из пикирования приводит к выходу из пикирования на высоте менее безопасной.

Полеты на имитацию пуска управляемых ракет по воздушной цели

658. Имитацию пуска управляемых ракет по воздушной цели выполнять с задней полусферы сзади справа и слева в горизонтальной плоскости, сзади снизу и сзади сверху, снизу сбоку и сверху сбоку под ракурсами от 0/4 до 2/4, на высотах полета 2500-6000 м с применением радиодальномера «Квант» и 1000-6000 м при определении дальности с помощью прицела АСП-ЗНМУ-39. При этом скорость самолета-цели должна быть 400-500 км/ч, скорость сближения атакующего 100 км/ч. Пеленг солнца при выполнении атаки более 20°. Дальность имитации пуска ракет 3000-1200 м при определении дальности с помощью радиодальномера и 2000-1200 м при определении дальности с помощью прицела. Выход из атаки производить на дальности не менее 1000 м.

659. Взлет выполнять в паре или по одному. После взлета включить радиодальнономер «Квант» и по захвату земли и облаков убедиться в его работе. Если самолет-цель летит по маршруту, летчику выполнять команды с КП о наведении атакующего на самолет-цель.

660. Летчик самолета-цели на заданной высоте выполняет прямолинейный горизонтальный полет, постоянно осматривая воздушное пространство.

661. Атакующему после визуального обнаружения и опознавания цели убедиться, что переключатель прицела установлен на НЕПОД., радиодальнономер к работе готов (горит сигнальная лампа «Квант»), переключатель ЛЕВАЯ-ПРАВАЯ ОБЕ установлен в положение, соответствующее пуску ракеты в первой атаке, горят сигнальные табло зеленого цвета, сигнализирующие о наличии пусковых устройств с ракетами на держателях, и сигнальные табло СС. При необходимости отрегулировать яркость подсвета сетки прицела.

662. Занять исходное положение для атаки (дальность 2000 м, угол визирования на цель 50-60°, превышение или принижение 300-400 м), включить АЭС ОРУЖИЕ, ОБОГРЕВ СС и доложить по радио летчику самолета-цели: «К работе готов».

663. Получив ответ «Работу разрешаю», доложить: «Атакую слева (справа)». Выполнить доворот в сторону цели с креном 50-60° и при подходе ее к отражателю прицела перевести самолет в обратный крен. Выполнить прицеливание, выделить звуковой сигнал (найти точку максимального звучания) отворотами самолета вверх, вниз, влево и вправо. Убедиться в захвате цели радиодальнономером по загоранию сигнального табло ЗАХВАТ ЦЕЛИ.

С дальности не менее 1200 м (дальность контролировать по указателю текущей дальности) выполнить имитацию пуска ракет нажатием боевой кнопки в течение 2-2,5 с при условиях, разрешающих пуск (звучит сигнал захвата цели ракетой, горит сигнальное табло РАЗРЕШ. ДАЛЬНОСТЬ, перегрузка самолета не превышает 2).

Примечание. При определении дальности до цели с помощью прицела АСП-ЗНМУ-39 разрешенную дальность пуска определять по соотношению видимого размера цели и размера дальномерного кольца. В диапазоне разрешенной дальности пуска 1800-1200 м видимый размер цели соответственно в 3-2 раза меньше диаметра дальномерного кольца.

664. Выход из атаки выполнить на дальности не менее 1000 м (дальность контролировать по загоранию сигнального табло ВЫХОД ИЗ АТАКИ и указателю текущей дальности) с переходом или без перехода на другую сторону.

Для вывода самолета из атаки с переходом на другую сторону необходимо занять принижение 50-70 м, переложить самолет в обратный крен и занять исходное положение для повторной атаки.

Для вывода самолета из атаки в ту же сторону, откуда она производилась, необходимо после имитации пуска ракет установить принижение 50-70 м, увеличить крен до 50°, выполнить отворот во внешнюю сторону и занять исходное положение для повторной атаки.

665. После выхода из атаки установить переключатель ЛЕВАЯ-ПРАВАЯ ОБЕ в положение, соответствующее пуску ракеты в повторном заходе.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При выполнении атаки с превышением или принижением относительно цели возможен захват земли или облаков радиодальномером «Квант» (признак: текущая дальность на указателе превышает 4000 м). Для устранения помехи несколькими нажатиями кнопки СБРОС ЦЕЛИ добиться устойчивого захвата и сопровождения цели.

666. После выполнения атак закрыть боевую кнопку предохранительной скобой, выключить АЗС ОРУЖИЕ, АСП, ФКП, ОБОГРЕВ СС.

О выполнении задания доложить по радио на КП и летчику самолета-цели, возвратиться на аэродром и произвести посадку.

667. Характерные ошибки при выполнении имитации пуска управляемых ракет по воздушным целям:

- интервал в исходном положении для атаки более или менее заданного, при этом атакующий в процессе атаки выходит на дистанцию пуска ракет под малым ракурсом;
- резкие движения педалями при уточнении наводки – затрудняется прицеливание.

Полеты на фотострельбу по воздушной цели

668. После взлета переключатель прицела установить в положение ГИРО, проверить ввод минимальной дальности. Атаки по самолету-цели при фотострельбе выполнять с задней полусферы справа и слева в горизонтальной плоскости, снизу сбоку и сверху сбоку под ракурсом от 2/4 до 1/8. При этом скорость самолета-цели в горизонтальном полете должна быть 400-500 км/ч, скорость сближения атакующего 50-100 км/ч, дальность фотострельбы 600-300 м, выход из атаки на дальности не менее 200 м.

669. Проверить готовность прицела к фотострельбе, для чего ввести самолет в разворот, при этом сетка прицела должна отклониться от нейтрального положения в сторону, противоположную развороту. С увеличением дальности, вводимой в прицел, отклонение сетки должно увеличиваться, по прекращению разворота сетка должна вер-

нутья в нейтральное положение. После проверки прицела ввести минимальную дальность, включить АЗС ОРУЖИЕ.

670. Для выполнения атаки сзади сбоку в горизонтальной плоскости занять исходное положение на интервале 1100-1200 м при угле визирования 70-80°, имея при этом преимущество в скорости 50 км/ч.

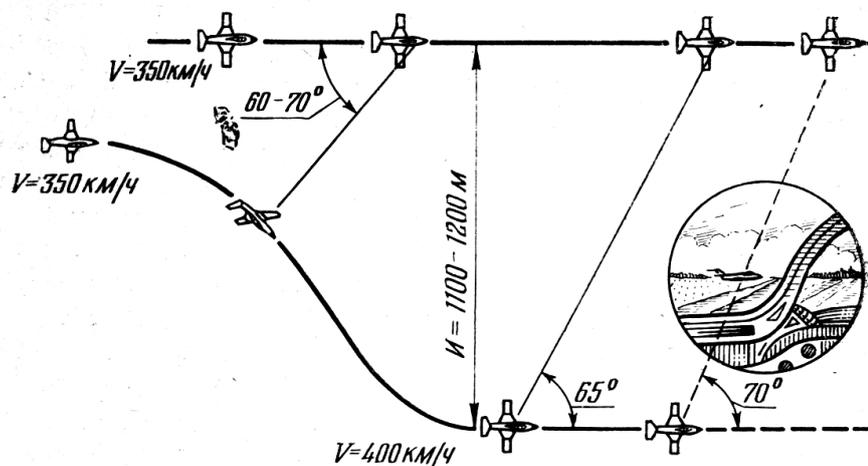


Рис. 39. Схема занятия положения для атаки в горизонтальной плоскости сзади сбоку

671. Для занятия исходного положения при полете в паре выполнить отворот во внешнюю сторону с креном 45° и с одновременным увеличением скорости.

Развернувшись на 70° по отношению к курсу самолета-цели, переложить самолет в разворот обратного направления с креном 45° и выйти на курс самолета-цели (рис. 39.).

На скорости на 50 км/ч больше скорости цели уточнить исходное положение и при угле визирования на самолет-цель 70-80° доложить летчику самолета-цели: «К работе готов».

672. Получив ответ «Работу разрешаю», доложить: «Атакую слева (справа)». Выполнить доворот в сторону цели с креном 45-60°. В момент, когда самолет-цель подойдет к углу отражателя прицела, переложить свой самолет в обратный крен и создать такую угловую скорость, при которой цель будет медленно перемещаться по горизонту к центру сетки прицела (рис. 40).

Как только цель подойдет к ромбикам сетки прицела (при введенной минимальной дальности), креном уравнивать угловую скорость своего самолета с целью, удерживая центр сетки прицела впереди цели на расстоянии радиуса кольца сетки, после чего ввести в прицел дальность 600-300 м. При введении максимальной дальности подвижная сетка начинает перемещаться на самолет-цель. Откинуть предохранительную скобу боевой кнопки. Плавными движениями рулей наложить центральную точку прицела на центр цели и, удерживая ее в таком положении, следить за моментом вписывания цели в дальномерное кольцо. Как только цель впишется в окружность, образованную ромбиками, выполнить устойчивое слежение за целью и ее обрамление в течение 1-1,5 с, после чего произвести фотострельбу нажатием боевой кнопки в течение 1-1,5 с и начать выход из атаки, одновременно ввести в прицел минимальную дальность.

673. При стрельбе с дальности менее максимальной, удерживая центральную точку прицела на цели, производить непрерывное обрамление цели с дальности не менее 350 м и выполнить фотострельбу очередью продолжительностью 1-1,5 с.

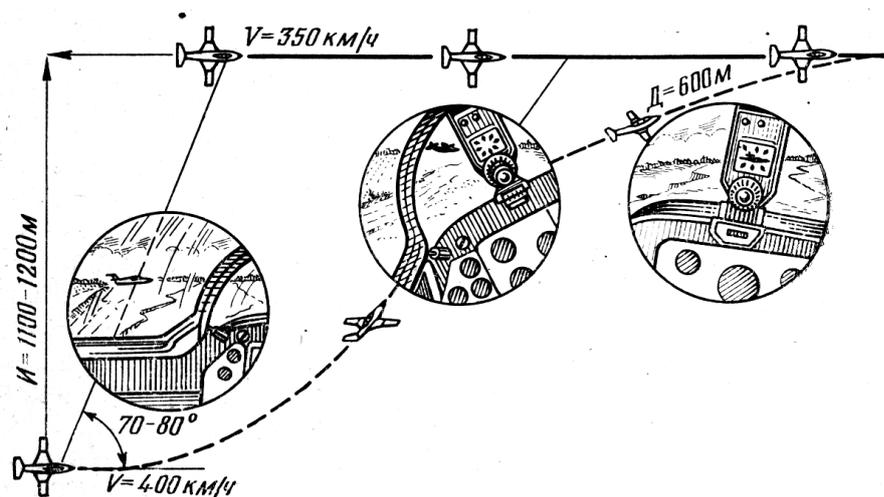


Рис. 40. Схема атаки сзади сбоку

674. Выход из атаки выполнить на дальности не менее 200 м с переходом или без перехода на другую сторону.

Для вывода самолета из атаки с переходом на другую сторону необходимо занять понижение 50-70 м, переложить самолет в обратный крен и занять исходное положение для повторной атаки.

Для вывода самолета из атаки в ту же сторону, откуда она производилась, необходимо после прекращения фотострельбы установить понижение 50-70 м и увеличить крен до 45-50°, выполнить отворот во внешнюю сторону и занять исходное положение для повторной атаки.

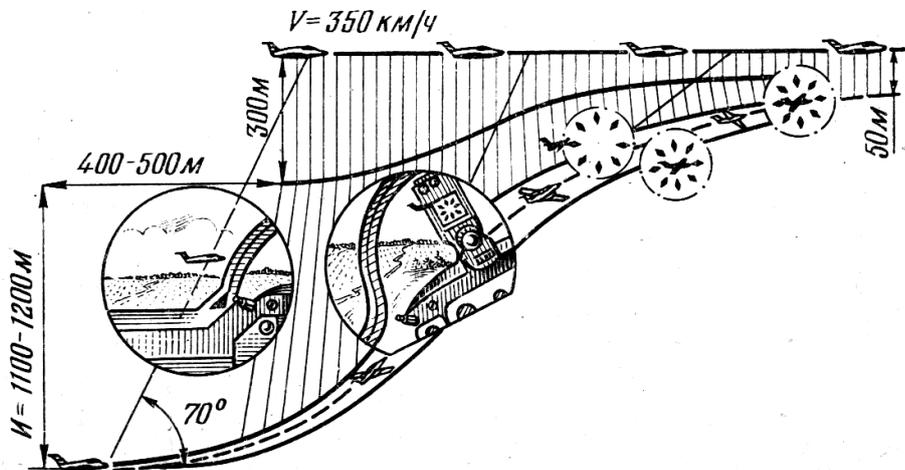


Рис. 41. Схема атаки сзади сбоку снизу

675. Исходное положение для атаки сзади сбоку снизу занимать на интервале 1100-1200 м с понижением 300 м и при угле визирования на самолет-цель 70-80°, имея преимущество в скорости 100 км/ч (рис. 41).

Разворот на цель начинать в горизонтальной плоскости с креном 45-60°. После создания крена перевести самолет в режим кабрирования так, чтобы направление полета цели проходило через центр сетки прицела. Последующие прицеливания, фотострельбу и выход из атаки выполнять в такой же последовательности, что и при атаке в горизонтальной плоскости.

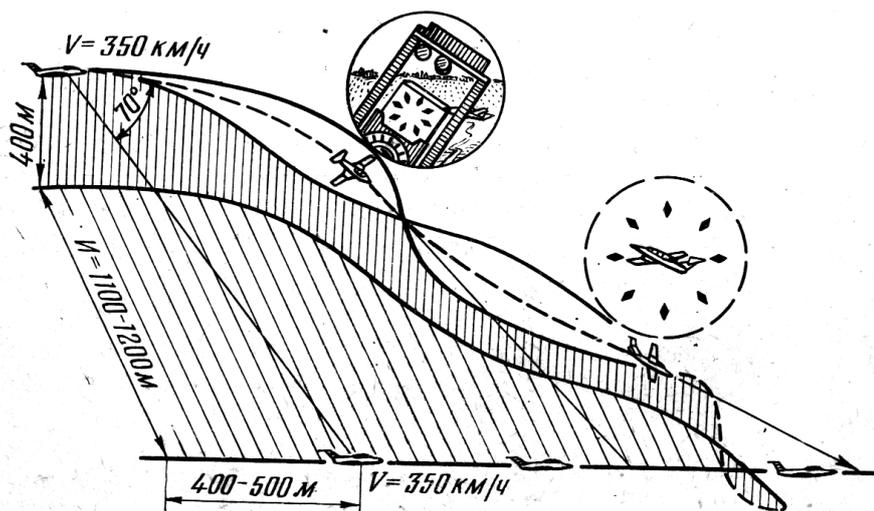


Рис. 42. Схема атаки сзади сбоку сверху

676. Исходное положение для атаки сзади сбоку сверху занимать с превышением 400 м на интервале 1100-1200 м при угле визирования на цель 70-80°, имея при этом скорость, равную скорости самолета-цели (рис. 42).

Разворот на цель начинать в горизонтальной плоскости с креном 45-60°. После создания крена перевести самолет на режим снижения так, чтобы направление полета цели проходило через центр сетки прицела. Последующие прицеливания, фотострельбу и выход из атаки выполнять в такой же последовательности, что и при атаке в горизонтальной плоскости. В процессе атаки не допускать скорости сближения более 100 км/ч.

677. После окончания фотострельбы закрыть боевую кнопку предохранительной скобой, перевести переключатель прицела в положение НЕПОД. и выключить АЗС ОРУЖИЕ и АСП, ФКП. О выполнении задания доложить по радио на КП и летчику самолета-цели, возвратиться на аэродром и произвести посадку.

678. Характерные ошибки при выполнении атак по воздушным целям:

- интервал в исходном положении для атаки более заданного – атакующий отстает от цели в процессе атаки и выходит на дистанцию открытия огня под малым ракурсом;
- в исходном положении для атаки интервал менее заданного – затрудняется прицеливание, так как уменьшается время прицеливания и увеличивается угловая скорость слежения за целью;
- превышение над целью более заданного – быстро нарастает скорость сближения, что затрудняет прицеливание и усложняет выход из атаки;
- позднее и медленное переключивание самолета в крен для слежения – цель обгоняет центральную точку прицела, точное прицеливание затруднено;
- резкое движение педалями при уточнении наводки – затрудняется прицеливание.

Применение сигнальных ракет

679. Для стрельбы сигнальными ракетами нужного цвета установить выключатель СИГНАЛ РАКЕТЫ в положение ВКЛ. и нажать соответствующую кнопку.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Залповая стрельба сигнальными ракетами запрещается. После отстрела сигнальных ракет (одной ракеты) установить выключатель СИГНАЛ РАКЕТЫ в положение ОТКЛ.

ДЕЙСТВИЯ ЛЕТЧИКОВ В ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ ПОЛЕТА НА БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ

680. При возникновении аварийной обстановки в полете (самовыключение двигателя, пожар на самолете, падение давления масла в двигателе, вынужденная посадка) аварийно сбросить внешние подвески.

681. Для аварийного сбрасывания авиабомб на невзрыв, блоков УБ-16-57У и пусковых устройств АПУ-13М1 с ракетами И-318 необходимо:

- установить скорость не более 600 км/ч при сбросе авиабомб и 500 км/ч при сбросе блоков УБ-16-57У и пусковых устройств АПУ-13М1 с ракетами И-318;
- убедиться, что сброшенные внешние подвески упадут вне населенной местности;
- открыть предохранительный колпачок в передней или задней кабине и установить переключатель АВАР. СБРОС во включенное положение; на самолетах до 5-й серии установить переключатель АВАР. СБРОС в положение НЕВЗРЫВ;
- убедиться в сбрасывании подвесок по погасанию в обеих кабинах (на самолетах до 5-й серии – в передней кабине) сигнальных табло зеленого цвета.

682. При отказе системы управления сбрасыванием авиабомб (при нажатии боевой кнопки сбрасывания авиабомб не происходит и продолжают гореть сигнальные табло зеленого цвета) необходимо:

- вывести самолет из пикирования;
- закрыть боевую кнопку предохранительной скобой;
- выключить АЗС ОРУЖИЕ;
- проверить правильность положения АЗС и переключателей вооружения в обеих кабинах;
- по результатам проверки принять решение на выполнение бомбометания от боевой или аварийной системы;
- выполнить повторный заход на цель.

683. Для выполнения бомбометания от аварийной системы на взрыв необходимо:

- на вспомогательном курсе установить переключатель АВАР. ВЗРЫВ-НЕВЗРЫВ в положение ВЗРЫВ;
- убедиться в загорании сигнального табло ВЗРЫВ красного цвета;
- открыть предохранительный колпачок и в расчетной точке сбрасывания установить переключатель АВАР. СБРОС во включенное положение;
- убедиться в сбрасывании авиабомб по погасанию сигнальных табло зеленого цвета.

684. Для выполнения бомбометания от аварийной системы на невзрыв необходимо открыть предохранительный колпачок и установить переключатель АВАР. СБРОС во включенное положение.

685. При отказе аварийной системы сбрасывания авиабомб из передней кабины сбросить авиабомбы на невзрыв от аварийной системы из задней кабины.

686. При отказе аварийной системы управления сбрасыванием подвесок (при установке в передней или задней кабине переключателя АВАР. СБРОС во включенное положение – на самолетах с 5-й серии и переключателя АВАР. СБРОС в положение НЕВЗРЫВ – на самолетах до 5-й серии сбрасывания подвесок не происходит и продолжают гореть сигнальные табло зеленого цвета) необходимо:

- в передней или задней кабине установить переключатель АВАР. ВЗРЫВ-НЕВЗРЫВ в положение НЕВЗРЫВ;
- установить переключатель АВАР. СБРОС в выключенное положение и закрыть предохранительный колпачок;
- произвести посадку с подвесками, зарулить самолет на специальную площадку, выключить двигатель и обесточить самолет.

687. При отказе системы управления стрельбой неуправляемыми ракетами (при нажатии боевой кнопки стрельбы не последовало или произошла стрельба малым количеством ракет) необходимо:

- вывести самолет из пикирования;
- закрыть боевую кнопку предохранительной скобой;
- выключить АЗС ОРУЖИЕ;
- проверить правильность положения АЗС и переключателей вооружения в обеих кабинах.

Если причина отказа системы управления стрельбой не обнаружена, выполнение задания прекратить, выключить АЗС УБ-16, установить переключатель вариантов стрельбы 2РС-АВТ.-4РС в нейтральное положение и произвести посадку.

После посадки зарулить самолет на специальную площадку для осмотра, развернуться в безопасном направлении, выключить двигатель и обесточить самолет.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Буксировка самолета с заряженными блоками УБ-16-57У запрещается.

ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О ВЫПОЛНЕНИИ ПРИЦЕЛИВАНИЯ ПРИ БОЕВОМ ПРИМЕНЕНИИ ВООРУЖЕНИЯ

Стрельба неуправляемыми ракетами

При стрельбе неуправляемыми ракетами С-5К и С-5М по наземным целям с пикирования прицеливание на боевом курсе выполняется с помощью прицела АСП-ЗНМУ-39 в режиме работы «Гиро» или «Непод.». При работе в режиме «Гиро» в прицеле автоматически отрабатываются поправки на движение цели и ветер.

При работе в режиме «Непод.» прицел используется как простейший визир.

Для выполнения прицеливания с помощью АСП-ЗНМУ-39 в обоих режимах летчику необходимо предварительно произвести расчет прицельных данных для заданных условий стрельбы (расчет угла наклона отражателя, поправок на ветер и движение цели, фиктивной базы цели).

Расчет прицельных данных

1. Расчет угла наклона отражателя.

а) В режиме работы прицела «Непод.».

В прицел вводятся две поправки в вертикальной плоскости, совпадающей с плоскостью симметрии самолета:

- поправка на понижение траектории ракеты;
- поправка на относ ракеты, вызванный несовпадением по направлению векторов начальной скорости ракеты и скорости самолета вследствие наличия у самолета угла атаки $\alpha_{ат}$. Обе поправки вводятся в прицел вручную путем наклона отражателя прицельной головки.

Прицельная схема стрельбы приведена на рис. 43. Из рисунка видно, что, если пренебречь параллаксом оружия, величина суммарной поправки в вертикальной плоскости выразится формулой

$$\varphi_{\Sigma} = \varphi_{\eta} + \varphi\alpha_{ат},$$

где φ_{η} – угол прицеливания (поправка на понижение траектории ракеты);
 $\varphi\alpha_{ат}$ – угол отнosa (поправка на угол атаки самолета).

Угол прицеливания вычисляется по формуле

$$\varphi_{\eta} = \frac{\eta}{D_C} \cos \lambda,$$

где η – понижение ракеты, м;
 D_C – наклонная дальность стрельбы, м;
 λ – угол пикирования, град.

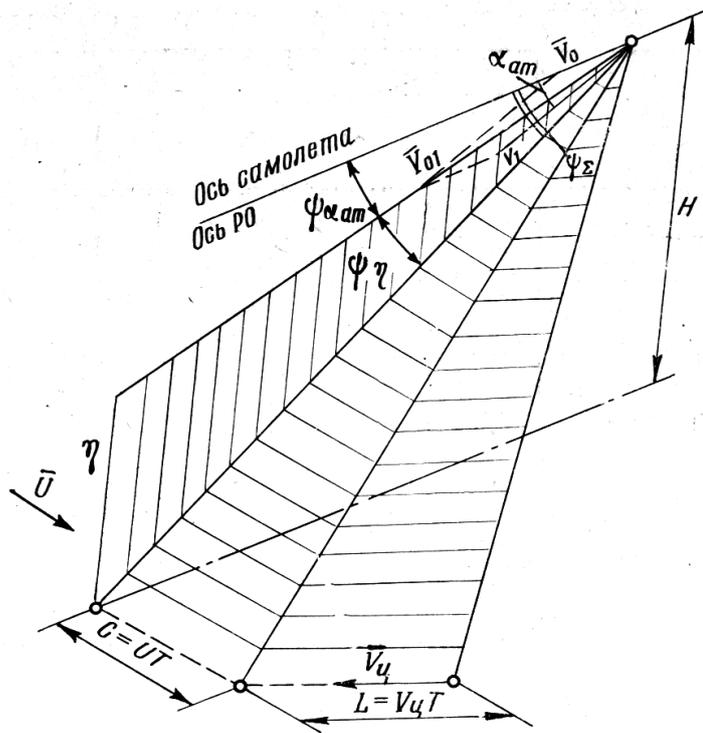


Рис. 43. Прицельная схема стрельбы неуправляемыми ракетами

Угол отбоя определяется из соотношений:

$$\varphi_{\alpha_{ат}} = \frac{V_1}{V_{01}} \alpha_{ат}; \quad V_{01} = V_0 + V_1; \quad \alpha_{ат} = \alpha - \alpha_{уст},$$

где V_1 – скорость полета самолета, м/с;
 V_0 – начальная скорость ракеты, м/с;
 V_{01} – абсолютная начальная скорость ракеты, м/с;
 $\alpha_{ат}$ – угол атаки самолета, град;
 α – угол атаки крыла самолета, град;
 $\alpha_{уст}$ – угол установки крыла самолета, град.

Значения суммарных угловых поправок (в град) в вертикальной плоскости для стрельбы неуправляемыми ракетами С-5К с пикирования под углом $\lambda = 30^\circ$ при работе прицела в режиме «Непод.» приведены в табл. 10, для стрельбы неуправляемыми ракетами С-5М – в табл. 11.

Таблица 10

D_c , м	Скорость полета самолета V_1 , км/ч					
	300	400	503	600	700	800
800	4,75	2,90	1,89	1,27		
1000	4,93	3,07	2,05	1,41	0,98	
1200	5,15	3,26	2,22	1,57	1,13	0,75
1400	5,41	3,49	2,43	1,76	1,29	0,89
1600	5,70	3,76	2,67	1,98	1,50	1,05
1800	6,04	4,08	2,96	2,25	1,73	1,24
2000	6,42	4,43	3,30	2,55	2,00	1,47

Таблица 11

D_c , м	Скорость полета самолета V_1 , км/ч					
	300	400	500	600	700	800
800	4,47	2,72	1,77	1,17		
1000	4,60	2,83	1,87	1,30	0,86	
1200	4,73	2,96	2,00	1,38	1,00	0,66
1400	4,90	3,11	2,12	1,51	1,08	0,78
1600	5,03	3,30	2,28	1,66	1,21	0,90
1800	5,30	3,50	2,46	1,82	1,37	1,05
2000	5,56	3,72	2,68	2,02	1,55	1,21

б) В режиме работы прицела «Гиро».

При выполнении прицеливания в режиме работы прицела «Гиро» линия прицеливания приобретает угловую скорость. Гироскопический прицел реагирует на угловую скорость построением угла упреждения (гироскоп отклоняется в сторону, обратную направлению отклонения вектора V_1 , уменьшая вводимую поправку на понижение траектории ракеты). С учетом этого фактора поправка на понижение ракеты (угол прицеливания) вычисляется по формуле

$$\varphi_\eta = \frac{\eta}{D_c} \cdot \frac{D_c}{D_c - V_1 T} \cos \lambda ,$$

где T – время полета ракеты на дальность стрельбы

Кроме того, при работе прицела в режиме «Гиро» автоматически частично компенсируется поправка на угол атаки самолета, однако для стрельбы ракетами С-5К и С-5М эта компенсация недостаточна. Поэтому с учетом частичной компенсации формула для определения поправки на угол атаки самолета принимает такой вид

$$\Phi\alpha_{ат} = \frac{V_1}{V_{01}} \cdot \frac{D_c - V_{01}T}{D_c} \alpha_{ат} ,$$

Таблица 12

D_c , м	Скорость полета самолета V_1 , км/ч					
	300	400	500	600	700	800
800	4,20	2,72	2,00	1,61		
1000	4,40	2,96	2,25	1,87	1,57	
1200	4,68	3,19	2,53	2,18	1,92	1,80
1400	4,96	3,51	2,90	2,56	2,36	2,20
1600	5,26	3,96	3,34	3,10	2,96	2,90
1800	5,61	4,34	3,80	3,61	3,51	3,49
2000	5,97	4,80	4,36	4,25	4,20	4,23

Значения суммарных угловых поправок (в град) в вертикальной плоскости для стрельбы неуправляемыми ракетами С-5К с пикирования под углом 30° при работе прицела в режиме «Гиро» приведены в табл. 12, для стрельбы неуправляемыми ракетами С-5М – в табл. 13.

Таблица 13

D_C , м	Скорость полета самолета V_1 , км/ч					
	300	400	500	600	700	830
800	3,84	2,37	1,7	1,34		
1000	4,0	2,5	1,87	1,51	1,25	
1200	4,15	2,7	2,08	1,73	1,47	1,32
1400	4,35	2,85	2,35	2,0	1,76	1,6
1600	4,56	3,2	2,61	2,27	2,04	2,0
1800	4,78	3,46	2,9	2,59	2,42	2,32
2000	5,04	3,8	3,28	3,0	2,87	2,8

2. Расчет поправок на ветер и движение цели.

а) В режиме работы прицела «Непод.»

Стрельбу при работе прицела в режиме «Непод.» необходимо выполнять, учитывая скорость ветра и скорость цели выносом центральной точки прицела относительно цели на величину линейного сноса ракеты против направления ветра

$$C = UT,$$

где U – скорость ветра, м/с;
 T – время полета ракеты, с,

или выносом на величину линейного упреждения по направлению движения цели

$$L = V_{ц}T,$$

где $V_{ц}$ – скорость цели, м/с.

На рис. 44 и 45 приведены номограммы определения времени полета ракет С-5К и С-5М в зависимости от дальности стрельбы D_C и скорости V_1 полета самолета в момент стрельбы.

б) В режиме работы прицела «Гиро». При включении прицела на «Гиро» гироскопический узел автоматически учитывает поправки на ветер и движение цели, но так как прицел рассчитан под баллистику пуль калибра 12,7 мм или снарядов калибра 23 мм, которые по своим баллистическим характеристикам отличаются от ракет С-5К и С-5М. учет ветра и скорости цели прицелом при стрельбе этими снарядами будет производиться с ошибкой, приводящей к отклонению снарядов на линейную величину ΔC (ΔL) по направлению ветра (по направлению) противоположному движению цели).

Значения ошибки ΔC (ΔL) для средних условий стрельбы ракетами С-5К и С-5М с самолета Л-39 приведены в табл. 14.

Таблица 14

Тип ракет	Скорость ветра (цели), м/с					
	2	4	6	8	10	12
С-5К	2,6	5,2	7,7	10,0	12,9	15,5
С-5М	2,3	4,6	6,8	9,1	11,5	13,7

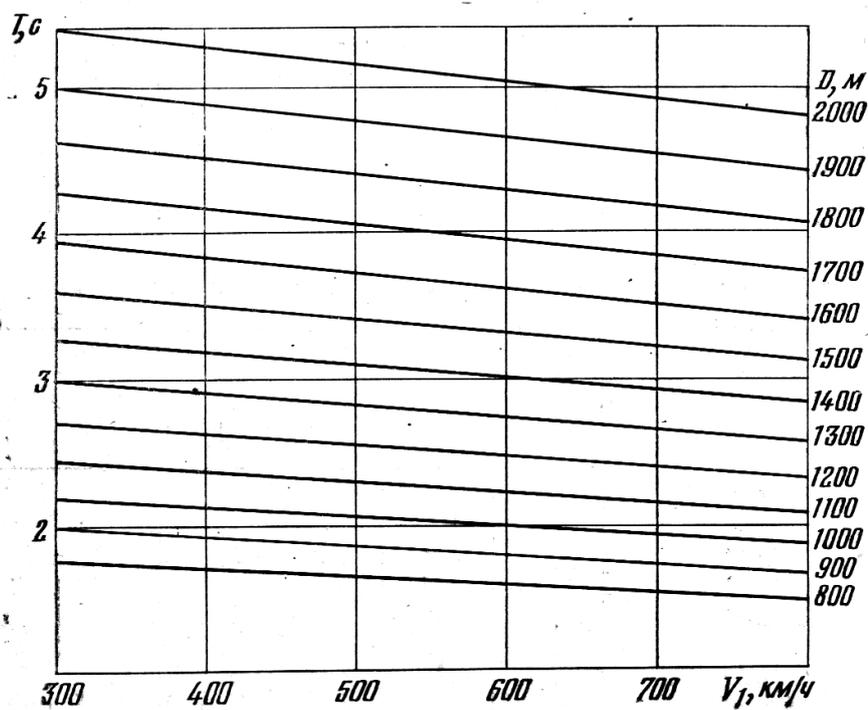


Рис. 44. Номограмма определения времени полета ракет С-5К

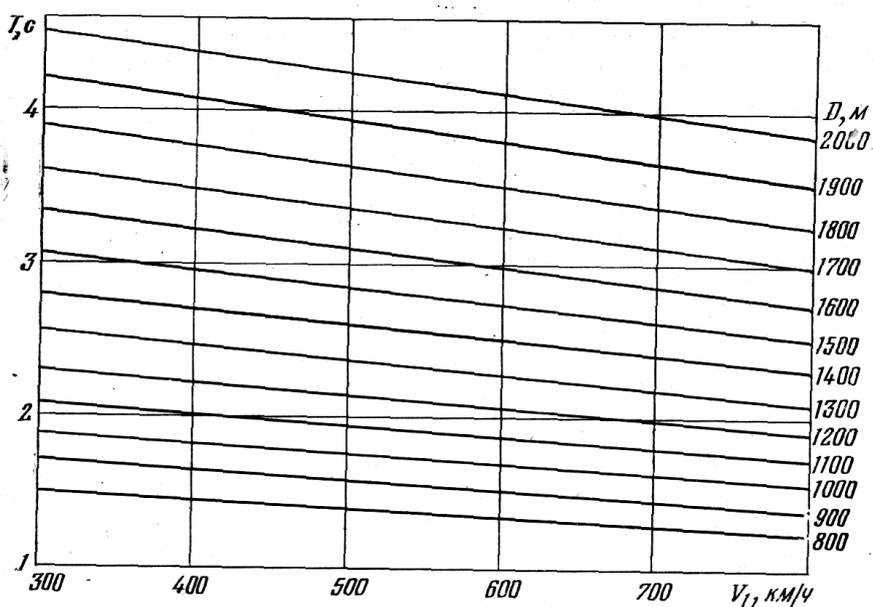


Рис. 45. Номограмма определения времени полета ракет С-5М

Вследствие незначительной величины ошибки ΔC (ΔL) вынос центральной точки прицела относительно цели на величину ошибки прицела в учете ветра и скорости цели при учебной стрельбе выполнять нецелесообразно. При оценке результатов учебной стрельбы ракетами С-5К и С-5М в условиях скорости ветра (скорости цели), большей 5 м/с, координаты точек попадания ракет необходимо смещать на величину ΔC (ΔL) в направлении, противоположном отклонению ракет.

3. Расчет фиктивной базы цели.

Вследствие того что рекомендованная для учебных целей дальность стрельбы (1200 м) превышает максимальную дальность, устанавливаемую на прицеле АСП-

ЗНМУ-39 (800 м), для работы с внешнебазовым дальномером прицела необходимо устанавливать фиктивную базу цели, величина которой определяется из соотношения

$$B_{\Phi} = B_{\Pi} \frac{D_{\Pi}}{D_{\text{С}}},$$

где B_{Φ} – фиктивная база цели, м;
 B_{Π} – фактический размер цели, м;
 D_{Π} – максимальная дальность, вводимая (800), м;
 $D_{\text{С}}$ – дальность стрельбы, м.

Прицеливание

а) В режиме работы прицела «Непод.».

Для выполнения прицеливания необходимо:

- установить на прицеле расчетный угол наклона отражателя;
- установить на прицеле расчетную фиктивную базу
- переключатель прицела поставить в положение НЕПОД.;
- ввести в прицел максимальную дальность $D_{\Pi} = 800$ м;
- запросить у РП на полигоне скорость и направление ветра;
- рассчитать поправку на снос ракет ветром по правилу: линейный снос в метрах (для рекомендованных условий стрельбы) численно равен удвоенной скорости ветра в метрах в секунду (например, при ветре 10 м/с $C = 20$ м);
- наметить точку наводки прицела относительно центра цели;
- ввести самолет в пикирование.

В начале прямолинейного участка пикирования выполнить боковую наводку, для чего устранить возможное скольжение (крен) и навести центральную точку сетки прицела в намеченную точку, вынесенную навстречу ветру (в направлении движения цели) на величину линейного сноса (линейного упреждения). В качестве масштаба для выноса точки наводки используется тот размер цели, который совпадает с направлением откладываемой поправки.

Поправку на ветер и скорость цели целесообразно учитывать при скорости ветра (скорости цели) >5 м/с.

Момент открытия огня определять по равенству угловых размеров цели на дальности стрельбы и дальномерного кольца, образованного внутренними концами подвижных ромбиков сетки.

б) В режиме работы прицела «Гиро».

Для выполнения прицеливания необходимо:

- установить на прицеле расчетный угол наклона отражателя;
- установить на прицеле расчетную фиктивную базу цели;
- переключатель прицела поставить в положение ГИРО;
- ввести в прицел минимальную дальность D_{Π} .

После ввода самолета в пикирование в начале прямолинейного участка пикирования ввести в прицел максимальную дальность $D_{\Pi}=800$ м.

Прицеливание при работе прицела АСП-ЗНМУ-39 в режиме «Гиро» осуществлять непрерывным (в течение 3-4 с до момента нажатия боевой кнопки стрельбы) совмещением центральной точки сетки прицела с центром (перекрестием) цели.

Момент открытия огня определять по равенству угловых размеров цели на дальности стрельбы и дальномерного кольца, образованного внутренними концами подвижных ромбиков сетки (по вписыванию габаритных размеров цели в дальномерное кольцо).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Прицел АСП-ЗНМУ-39 не учитывает крена самолета и только частично учитывает скольжение ракеты в горизонтальной плоскости в режиме работы «Гиро», поэтому пилотирование самолета при прицеливании необходимо выполнять без крена и бокового скольжения.

Особенности прицеливания по малоразмерным целям

Малоразмерными считаются цели, фиктивная база которых менее 14,5 м. Для рекомендованной дальности стрельбы 1200 м малоразмерными являются цели, фактический размер которых менее 21 м.

При стрельбе по таким целям необходимо учитывать следующее:

- вписывание малоразмерных целей на дальности стрельбы 1200 м невозможно, так как их угловой размер на этой дальности меньше минимального размера дальномерного кольца;
- ввод максимальной дальности в прицел ($D_{\Pi}=800$ м) при фиктивной базе менее 14,5 м невозможен.

С учетом сказанного для прицеливания по малоразмерным целям необходимо:

- установить на прицеле фиктивную базу цели, рассчитанную по формуле

$$B_{\Phi} = K B_{\Pi} \frac{D_{\Pi}}{D_C}$$

где K - коэффициент кратности 1, 2, 3;

- ввести в прицел максимальную дальность ($D_{\Pi}=800$ м).

Прицеливание выполнять так же, как и по цели, фиктивная база которой (для расчетной дальности стрельбы) более 14,5 м.

При этом в момент открытия огня видимый размер цели должен быть в K раз меньше размера дальномерного кольца.

На практике удобно брать целые значения коэффициента K , а именно: $K=2$ при $10 \text{ м} \leq B_{\Pi} \leq 21 \text{ м}$ (для дальности стрельбы 1200 м) и $K=3$ при $B_{\Pi} < 10 \text{ м}$.

Бомбометание

При бомбометании с пикирования (рис. 46) авиабомбами калибра 50-100 кг прицеливание на боевом курсе осуществляется с помощью прицела АСП-ЗНМУ-39 в режиме работы «Непод.».

Расчет прицельных данных

1. Расчет угла наклона отражателя.

Путем наклона отражателя головки в прицел вводятся две поправки в вертикальной плоскости, совпадающей с плоскостью курса самолета:

- угол упреждения (угол, заключенный между вектором воздушной скорости самолета и проекцией линии визирования на плоскость курса);
- поправочный аэродинамический угол (между вектором воздушной скорости и оптической осью прицела при нулевом значении угла наклона отражателя).

Из рис. 46 видно, что величина суммарной угловой поправки в вертикальной плоскости определяется из следующих соотношений:

$$\varphi_{\text{ПР}} = \varphi + \Delta\varphi$$

где φ – угол упреждения;
 $\Delta\varphi$ – угол между вектором воздушной скорости и оптической осью прицела.

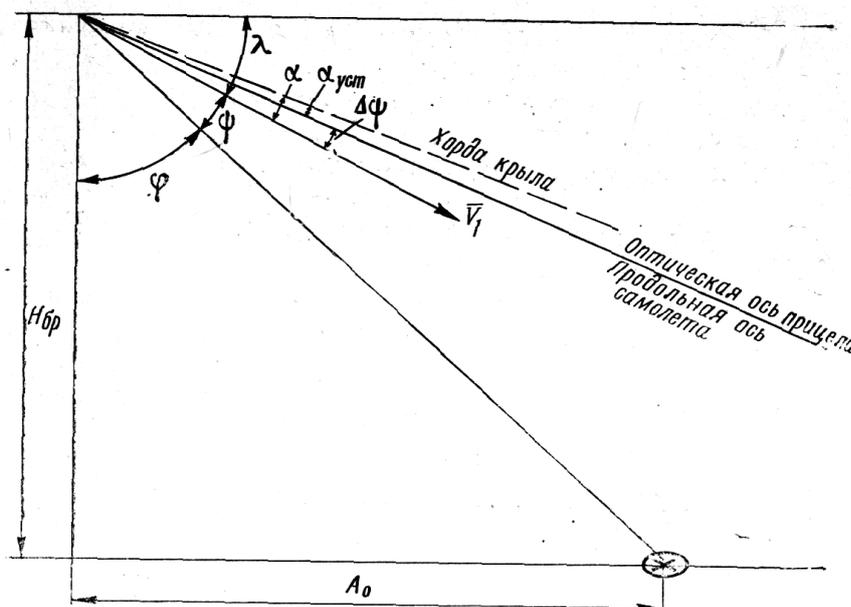


Рис. 46. Прицельная схема бомбометания

Угол упреждения вычисляется по формуле

$$\varphi = 90^\circ - \lambda - \varphi,$$

где $\varphi = \text{tg} \frac{A_0}{H_{БР}}$ – угол прицеливания, град;

λ – угол пикирования в момент сбрасывания авиабомбы, град;

A_0 – штилевой относ авиабомбы, м;

$H_{БР}$ – высота сбрасывания, м.

Относ авиабомбы определяется по Баллистическим таблицам для бомбометания с пикирования.

Угол между вектором воздушной скорости и оптической осью прицела определяется из соотношения

$$\Delta\varphi = \alpha - \alpha_{уст}$$

где α – угол атаки крыла самолета;
 $\alpha_{уст}$ – установочный угол крыла.

Таблица 15

V_1 , км/ч	λ , град.						
	0	10	20	30	40	50	60
350	4,22	4,14	3,89	3,49	2,95	2,29	1,51
400	2,95	2,89	2,70	2,40	1,98	1,47	0,88
450	2,08	2,03	1,88	1,64	1,31	0,91	0,44
500	1,46	1,42	1,30	1,10	0,84	0,51	0,13
550	1,00	0,96	0,87	0,70	0,48	0,21	-0,10
600	0,65	0,62	0,54	0,40	0,22	-0,01	-0,27

Значения углов $\Delta\varphi$ приведены в табл. 15, где V_1 – приборная скорость полета самолета.

2. Расчет поправки на ветер и фиктивной базы цели.

Линейная поправка на ветер (величина сноса авиабомбы) определяется по формуле

$$C=UT,$$

где U – скорость ветра, м/с;
 T – время падения авиабомбы, с.

Время падения авиабомбы для заданных условий бомбометания берется из баллистических таблиц, данные о скорости и направлении ветра на высоте бомбометания должны иметь давность не более 1,5-2 ч.

Расчет фиктивной базы цели аналогичен приведенному выше.

Прицеливание

Для выполнения прицеливания необходимо:

- установить на прицеле расчетный угол наклона отражателя;
- установить на прицеле расчетную фиктивную базу цели;
- переключатель прицела поставить в положение НЕПОД.;
- ввести, в прицел максимальную дальность $D_{\Pi} - 800$ м;
- наметить точку наводки прицела относительно центра цели;
- вывести самолет в точку сбрасывания (выполнить прицеливание по направлению и прицеливание по дальности).

Прицеливание по направлению (боковая наводка) выполняется в начале прямолинейного участка пикирования, для этого необходимо центральную точку сетки прицела навести в намеченную точку, вынесенную навстречу ветру относительно цели на величину линейного сноса авиабомбы. В штиль за точку прицеливания принимается центр цели.

Прицеливание по дальности состоит в определении момента сбрасывания авиабомбы при нахождении самолета на расчетной траектории пикирования. Цель в момент сбрасывания должна визироваться в вертикальной плоскости под углом упреждения $\varphi_{\text{ПР}}$. Момент сбрасывания определять по достижении расчетной истинной высоты сбрасывания $H_{\text{БР}}$ (кроме того, в штиль момент сбрасывания можно контролировать по обстрелу цели дальномерным кольцом сетки прицела).

Имитация пуска управляемых ракет по воздушным целям

Прицеливание при выполнении атак по воздушным целям с применением управляемого ракетного вооружения осуществляется с помощью прицела АСП-ЗНМУ-39 в режиме работы «Непод.». При этом атака целей выполняется с задней полусферы.

Для выполнения прицеливания необходимо:

- установить на прицеле угол наклона отражателя, равный 0;
- установить на прицеле фиктивную базу цели 16 м;
- переключатель прицела поставить в положение НЕПОД.;
- ввести в прицел дальность $D_{\Pi}=800$ м;
- занять исходное положение для атаки цели.

После выполнения доворота в сторону цели, когда цель будет визироваться у отражателя прицела, переложить самолет в обратный крен и плавным воздействием на рули совместить центральную точку сетки прицела с целью; при условиях, разрешаю-

щих пуск (звучит сигнал захвата цели ракетой, горит сигнальное табло РАЗРЕШ. ДАЛЬНОСТЬ, перегрузка самолета не превышает 2), нажать боевую кнопку.

Фотострельба по воздушным целям

При выполнении фотострельбы по воздушным целям прицеливание на участке полета самолета по кривой атаки осуществляется с помощью прицела АСП-3НМУ-39 в режиме работы «Гиро». При этом атака целей выполняется с задней полусферы.

Для выполнения прицеливания необходимо:

- установить на прицеле угол наклона отражателя, равный 0;
- установить на прицеле базу цели;
- переключатель прицела поставить в положение ГИРО;
- ввести в прицел минимальную дальность D_{Π} ;
- занять исходное положение для атаки цели.

После выполнения доворота в сторону цели, когда цель будет визироваться у отражателя прицела, переложить самолет в обратный крен таким образом, чтобы цель медленно двигалась к центру подвижной сетки прицела. Как только цель подойдет к окружности, образованной ромбиками сетки прицела, креном уравнивать угловую скорость своего самолета с угловой скоростью цели, удерживая центр сетки впереди цели на расстоянии, равном величине переменного радиуса. Ввести в прицел $D_{\Pi}=300-600$ м. При введении $D_{\Pi}=300-600$ м подвижная сетка должна совместиться с целью. Уточнить наводку плавным движением рулей и удерживать центр сетки на цели. После вписывания цели в окружность, образованную ромбиками, выполнить устойчивое слежение за целью и ее обрамление в течение 1-2 с, затем выполнить фотострельбу.

КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА, ДВИГАТЕЛЯ, ИХ СИСТЕМ, ОБОРУДОВАНИЯ И ВООРУЖЕНИЯ

САМОЛЕТ

Геометрические данные

Размах	9,12 м
Общая длина	12,13 м
Общая высота при стоянке	4,47 м
Площадь крыла	18,8 м ²
Удлинение крыла	4,4
Сужение крыла	0,475
Угол стреловидности на 25% хорды крыла	1°45'
Угол поперечного V крыла	2°30'
Угол установки крыла относительно строительной горизонтали фюзеляжа ...	2°
Средняя аэродинамическая хорда	2,15 м
Общая площадь элеронов	1,69 м ²
Максимальное отклонение элеронов	±16°
Общая площадь закрылков	2,684 ²
Отклонение закрылков:	
при взлете	25°
при посадке	44°
Общая площадь тормозных щитков	0,5 м ²
Максимальное отклонение тормозных щитков	55°
Площадь:	
Стабилизатора	5,07 м ²
руля высоты	1,4 м ²
Отклонение руля высоты	
Вверх	30°
Вниз	20°
Отклонения триммеров руля высоты:	
правый триммер (управляемый летчиком)	±15°
левый триммер-компенсатор (отклоняется автоматически при посадочном положении закрылков):	
вверх	5°
вниз	15°
Угол стреловидности на 25% хорды профиля горизонтального оперения	10°
Общая площадь вертикального оперения	3,51 м ²
Площадь руля направления	0,718 м ²
Отклонение руля направления	±30°
Колея шасси	2,44 м
База шасси	4,39 м
Максимальный угол при посадке	13°40'

Планер самолета

Самолет Л-39 представляет двухместный цельнометаллический моноплан с низко расположенным крылом, трехколесным шасси и двухконтурным турбореактивным двигателем АИ-25ТЛ.

Фюзеляж. Обтекаемой формы с расположенными над крылом воздухозаборниками двигателя, состоит из передней и задней разъемных частей.

Передняя часть фюзеляжа состоит из носовой части герметической кабины, топливного отсека и отсека силовой установки.

В носовой части фюзеляжа от рамы 1 до рамы 7 размещен отсек радиоэлектронного и специального оборудования с двумя откидными люками с левой и правой сторон. В нижней части отсека сделан вырез под нишу передней стойки шасси.

Между рамами 7 и 21А в гермоотсеке расположены кабины летчиков: передняя – для курсанта и задняя – для инструктора. В обеих кабинах установлены управление самолетом и направляющие катапультируемых сидений.

Фонари кабин откидные, откидываются на правую сторону.

В герметической обшивке вклепаны подножки для входа в переднюю и заднюю кабины, ниже которых расположены передняя и задняя откидные ступеньки. В нижней части обшивки имеются вырезы под люки для агрегатов радиооборудования с левой стороны и преобразователя и гидроаккумулятора с правой стороны.

Топливный отсек прилегает к герметическому отсеку по раме 21А и продолжается до рамы 29, в нем расположены пять мягких топливных баков. Топливные баки № 3 и 4, расположенные между рамами 26 и 29, охвачены воздушными каналами двигателя. Заправочная горловина расположена на верхней левой стороне между рамами 24 и 25.

В полости между дном топливного отсека и передней частью крыла установлены агрегаты гидросистемы, электро- и радиоэлектронного оборудования.

В верхней части фюзеляжа между рамами 29-32 имеются вырезы под люки для монтажа электро- и гидросистем слева и системы кондиционирования справа.

Входная часть воздушных каналов двигателя до рамы 26Б съемная. Для исключения влияния фюзеляжа на притекание воздуха в каналы входные кромки каналов не прилегают непосредственно к фюзеляжу, а отделяются отделительными ножами.

Отсек воздушного канала с рамы 26Б до рамы 30 прочно связан с каркасом фюзеляжа. Боковые ветви каналов полукруглого сечения у рамы 30 переходят в общий канал кругового сечения.

В нижней части фюзеляжа между рамами 23 и 30 образована выемка для установки на фюзеляж сквозного крыла, ответные части узлов крепления которого расположены на рамах 23, 26Б и 30.

В отсек фюзеляжа от рамы 32 до рамы 37 устанавливается двигатель. По обеим сторонам двигательного отсека установлены направляющие с узлами подвески двигателя на рамах 34 и 37.

Для осмотра двигателя в нижней части двигательного отсека расположены четыре люка, которые закрываются быстродействующими замками. На раме 32 закреплена противопожарная установка.

Задняя (хвостовая) часть фюзеляжа (от рамы 38 до 47) склепана в одно целое вместе с килем. Рама 38 усилена и совместно с рамой 37 составляет быстроразъемное соединение задней части фюзеляжа с передней. Внутри хвостовой части размещается двигатель АИ-25ТЛ с удлинительной трубой и реактивным соплом.

Хвостовое оперение. Классического типа с трапециевидной формой киля и стабилизатора, которые крепятся к хвостовой части фюзеляжа сверху по рамам 39-46.

Каркас киля образован двумя лонжеронами и набором стрингеров и нервюр. На усиленных нервюрах № 2, 3 и 7 закреплены узлы подвески руля направления. Руль направления имеет аэродинамическую компенсацию и весовую балансировку и не имеет триммера, так как боковая компенсация выполнена введением триммера на элероне.

Стабилизатор со сквозной средней частью крепится задним узлом к раме 44 хвостовой части фюзеляжа, передний узел крепления стабилизатора установлен между рамами 42 и 43. На усиленных нервюрах № 6 и 11 установлены узлы подвески руля высо-

ты. Подвеска руля поворота и руля высоты выполнена с помощью шарикоподшипников.

Руль высоты состоит из левой и правой частей, каждая часть подвешена на трех узлах подвески. На каждой части руля высоты установлен триммер с электрическим управлением. Правый триммер управляется кнопками из кабин летчиков, левый отклоняется автоматически в зависимости от положения закрылков между положением для взлета и для посадки.

Крыло самолета. Сквозное, трехлонжеронное, нестреловидное, трапециевидной формы в плане, с несъемными концевыми топливными баками. Стыковка крыла с фюзеляжем осуществляется с помощью четырех узлов подвески, размещенных крестообразно.

Крыло без аэродинамической и геометрической крутки, оборудованное двухщелевыми закрылками и элеронами.

Стойки основных ног шасси подвешены к крылу на основном лонжероне и убираются в направлении к фюзеляжу.

К заднему лонжерону крепятся выдвижные двухщелевые закрылки, которые управляются с помощью системы тяг и качалок, размещенных в плоскости симметрии самолета.

Положение закрылков определяется тремя фиксированными положениями: убрано, взлетное (выпущены на 25°), посадочное (выпущены на 44°). Каждое положение закрылков имеет световую и механическую сигнализацию.

Система уборки закрылков имеет приспособление для автоматической уборки при скорости полета 310 км/ч по прибору.

Между нервюрами крыла № 9-14 расположены элероны, узлы подвески которых установлены на концевых нервюрах элерона № 1 и 7. Элероны статически и динамически сбалансированы. Балансир закреплен между нервюрами № 2 и 7. На левом элероне имеется триммер-компенсатор, который управляется с помощью электромеханизма.

В зоне между передним и основным лонжеронами расположены тормозные щитки, которые управляются летчиками по их усмотрению. При достижении числа $M=0,78^{+0,02}$ тормозные щитки выпускаются автоматически.

На нижней части крыла расположены узлы подвески универсальных держателей.

На обоих концах основного лонжерона крыла крепятся концевые топливные баки, которые состоят из передней, средней и хвостовой частей. В передней части располагаются фара, антенны и блоки СРО.

Средняя часть топливного бака заполняется топливом, в хвостовой части установлены антенны и блоки СРО и разрядник статического электричества.

На нервюрах № 11 крыла закреплены на шести трубчатых кронштейнах трубки ПВД: левая (основная) и правая (аварийная).

Управление самолетом. Жесткое, состоящее из системы тяг и качалок. Управлять самолетом можно из обеих кабин. На полу кабин укреплены два самостоятельных блока, на подставках которых на шарикоподшипниках установлены качалки ручного и ногового управления.

В систему управления рулем высоты включен пружинный бустер, понижающий усилие на ручке управления при взлете. Он вступает в работу при отклонении руля высоты на $11-13^\circ$.

Взлетно-посадочное устройство

Шасси самолета трехколесное, убирающееся в полете. Передняя стойка шасси убирается в фюзеляж, вращаясь против направления полета. На самолете имеется световая и механическая сигнализация выпущенного и убранного положения шасси. Пе-

редняя стойка шасси снабжена демпфером «шимми» и центрирующим механизмом для поворачивания колес по направлению оси симметрии фюзеляжа в разгруженном состоянии. Максимальный угол поворота переднего колеса $\pm 60^\circ$. Основные стойки шасси убираются в крыло по направлению к оси фюзеляжа.

На основных стойках шасси установлены тормозные колеса K24⁻¹⁰⁰⁰₋₂₀₀₀, оборудованные управляемыми гидравлическими дисковыми тормозами и бескамерными пневматиками размером 610 x 180 мм с давлением в них $5,5^{+0,3}$ кгс/см².

На передней стойке установлено самоориентирующееся колесо K25-500, оборудованное бескамерным пневматиком размером 430x150 мм с давлением $4,3^{+0,3}$ кгс/см².

Амортизаторы всех трех стоек шасси жидкостно-газового типа. Начальное давление азота в амортизаторе передней стойки $23 \pm 1,5$ кгс/см², а в амортизаторе основной стойки 33 ± 1 кгс/см². Уборка и выпуск шасси производятся с помощью основной гидравлической системы.

Система торможения колес гидравлическая, с ручным и ножным управлениями тормозами колес из обеих кабин. Интенсивность торможения пропорциональна нажатию на рычаги управления тормозами.

При уборке шасси основные колеса автоматически затормаживаются.

Гидравлическая система

Гидравлическая система самолета* (рис. 47) предназначена для осуществления уборки-выпуска шасси, закрылков, тормозных щитков, воздушной турбины – привода аварийного источника электропитания, торможения колес.

Гидросистема условно подразделяется на следующие контуры: источников питания, шасси, закрылков, тормозных щитков, воздушной турбины, тормозов колес, азотный, воздушный и аварийный.

Самостоятельными контурами являются аварийный, азотный и воздушный.

Управление работой отдельных контуров гидросистемы дистанционное с помощью электрогидравлических переключателей (кранов) при нормальной эксплуатации или ручными кранами в аварийных случаях. Управление осуществляется из обеих кабин в произвольной последовательности (одной операцией или несколькими одновременно). При этом преимущество в управлении имеет летчик в задней кабине.

Переключение потребителей (в том числе одновременное включение нескольких потребителей) на работу от аварийного контура осуществляется в любой последовательности. Здесь преимущества летчик в задней кабине не имеет. Аварийное управление выпуском воздушной турбины возможно только из передней кабины.

Из основного контура гидросистемы можно заряжать гидроаккумуляторы аварийного контура путем открытия ручного крана в передней или задней кабине.

Источником давления в гидросистеме является гидронасос переменной производительности ЛУН 6101.

Контроль давления в гидросистеме осуществляется с помощью двухстрелочных манометров со шкалой 0-200 кгс/см² установленных на правом пульте в каждой кабине. Левая стрелка манометра показывает давление в основной системе, правая – в аварийной. Рабочая жидкость в гидросистеме – АМГ-10. Номинальное давление рабочей жидкости в гидросистеме 150^{-10} кгс/см².

Рабочее давление в тормозах колес 2-33 кгс/см². Зарядное давление азота в гидроаккумуляторах 50 ± 3 кгс/см².

Производительность гидронасоса ЛУН 6101 25 л/мин при противодавлении на выходе 0-100 кгс/см². Давление нулевой производительности 150^{-10} кгс/см². Рабочий диапазон температуры окружающей среды от -60 до +85°C.

Контур шасси

Контур шасси обеспечивает выпуск и уборку стоек и щитков шасси.

После выпуска или уборки шасси щитки шасси закрываются (за исключением аварийного выпуска шасси, когда щитки остаются открытыми).

Управление уборкой и выпуском шасси осуществляется:

а) из передней кабины с помощью двухпозиционного электрического переключателя, установленного в левой части приборной доски: верхнее положение – уборка, нижнее положение – выпуск; управление уборкой и выпуском шасси из передней кабины возможно только тогда, когда переключатель управления шасси в задней кабине находится в нейтральном (среднем) положении;

б) из задней кабины с помощью трехпозиционного электрического переключателя, установленного в левой части приборной доски: верхнее положение переключателя – уборка, среднее – нейтральное, нижнее – выпуск.

Сигнализация положения шасси и щитков шасси (одинаковая для обеих кабин) осуществляется с помощью указателя положения шасси, расположенного в левой части приборной доски. Сигнализация положения шасси следующая:

- три красные лампы, сигнализирующие о том, что шасси убрано;
- три зеленые лампы, сигнализирующие о том, что шасси выпущено;
- красное табло с надписью ЩИТКИ ОТКРЫТЫ;
- красное табло с надписью ВЫПУСТИ ШАССИ (при загорании гудит электрическая сирена), белое табло с надписью ШАССИ ПОД ДАВЛЕНИЕМ в передней части приборной доски (если табло горит – давление ниже 60 ± 5 кгс/см², если не горит – давление выше 60 ± 5 кгс/см²).

Контур закрылков

Обеспечивает перемещение закрылков в положения ПОЛЕТ, ВЗЛЕТ и ПОСАДКА.

Управление электрогидравлическим переключением осуществляется с помощью трех кнопок со световой сигнализацией, расположенных в обеих кабинах (левый пульт).

Кнопки: передняя – для установки закрылков в положение ПОЛЕТ, средняя – в положение ВЗЛЕТ и задняя – в положение ПОСАДКА.

После достижения закрылком требуемого положения кнопка возвращается в исходное положение.

Синхронизация отклонений левой и правой половин закрылка осуществляется с помощью механической кинематической связи.

Закрылки автоматически убираются при скорости полета 310 км/ч.

Сигнализация положения закрылков (одинаковая для обеих кабин) осуществляется с помощью трех белых световых символов, расположенных на левом пульте у трехкнопочного избирателя, обозначающих положения: передний – ПОЛЕТ, средний – ВЗЛЕТ и задний – ПОСАДКА.

Контур тормозных щитков

Обеспечивает выпуск и уборку тормозных щитков. Управление тормозными щитками осуществляется с помощью:

- двухпозиционного электрического переключателя на РУД (при этом фиксируется длительно выпущенное положение тормозных щитков): при положении переключателя в переднем положении происходит уборка щитков, в заднем положении – их выпуск;

- кнопкой на РУД – для кратковременного выпуска тормозных щитков.

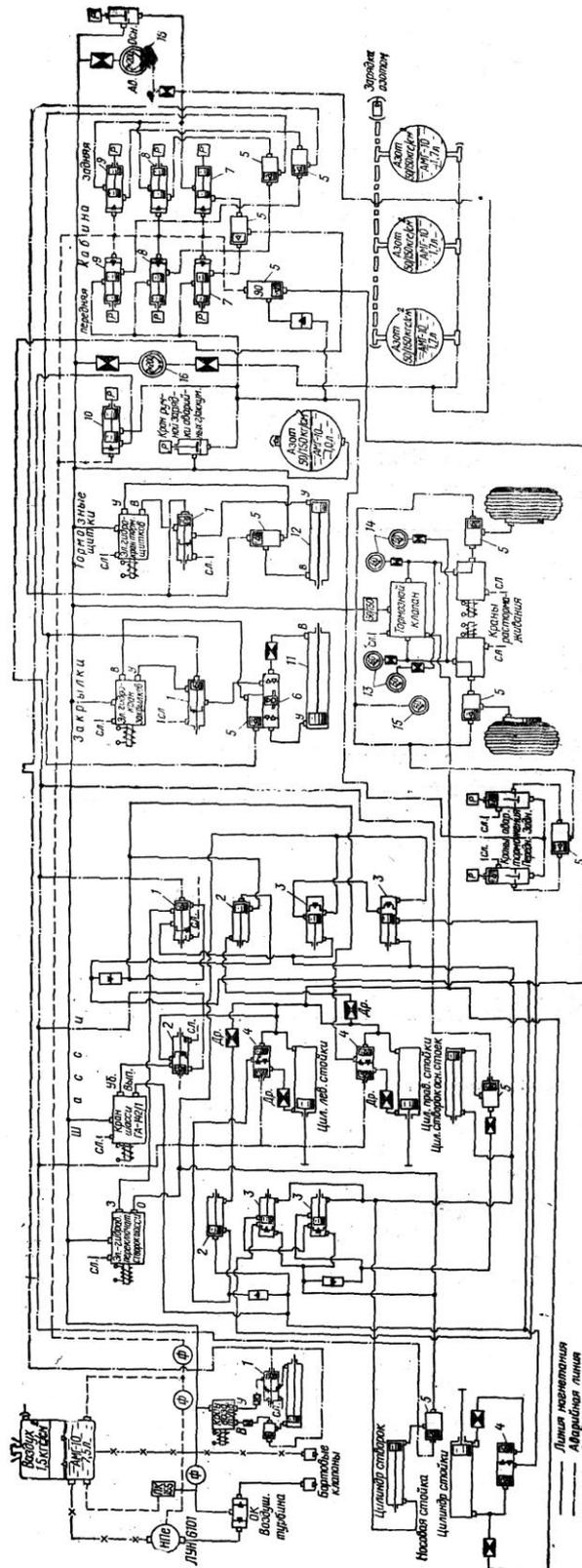


Рис. 47. Гидравлическая система самолета:

1 – аварийный переключатель; 2 – цилиндр замка убранного положения стойки; 3 – цилиндр замков щитков шасси; 4 – гидрозамок; 5 – челночный клапан; 6 – гидрозамок цилиндра закрылков; 7 – кран аварийного выпуска шасси; 8 – кран аварийного выпуска закрылков; 9 – кран аварийной уборки тормозных щитков; 10 – кран аварийного выпуска воздушной турбины; 11 – цилиндр закрылков; 12 – цилиндр тормозных щитков; 13 – манометр тормозов передней кабины; 14 – манометр тормозов задней кабины; 15 – манометр аварийного торможения; 16 – манометр гидросистемы.

Из передней кабины тормозными щитками можно управлять в случае, если переключатель управления ими в задней кабине находится в нейтральном положении.

После нажатия на кнопку или переключатель электрический сигнал подается на электрогидравлический кран ГА-184У, управляющий потоком рабочей жидкости.

Из задней кабины тормозными щитками можно управлять с помощью трехпозиционного электрического возвратного переключателя на рычаге управления двигателем: при установке переключателя в переднее положение происходит уборка щитков; среднее положение переключателя – нейтральное (при этом можно управлять щитками из передней кабины); при установке переключателя в заднее положение происходит выпуск щитков.

При достижении самолетом числа $M=0,78^{+0,02}$ тормозные щитки выпускаются автоматически.

Сигнализация положения тормозных щитков (одинаковая в обеих кабинах) осуществляется с помощью табло зеленого цвета, расположенного на указателе положения шасси (левая часть приборной доски): табло горит – тормозные щитки выпущены, табло не горит – тормозные щитки убраны.

Контур торможения колес шасси

Обеспечивает торможение колес на пробеге, при рулении, при уборке шасси и на стоянке.

Управление торможением колес осуществляется с помощью рычага на ручке управления самолетом и педалей – на пробеге и рулении, ручного клапана – при стояночном торможении и автоматически – при уборке шасси.

Рабочее давление в тормозах $2-33^{+3}$ кгс/см² – при основном торможении, $33^{+3}-46$ кгс/см² – при автоматическом торможении колес при уборке шасси.

Управление торможением колес одинаковое для обеих кабин. Стояночное торможение возможно только из передней кабины.

Основное управление торможением – дифференцированное, аварийное – недифференцированное.

Торможение колес (основное и аварийное) возможно только при обжатой носовой стойке шасси (после опускания носа самолета при посадке).

При основном торможении работает противоюзловая система; при аварийном торможении эта система не работает.

При аварийном торможении плавность торможения не обеспечивается.

Индикация давления в тормозах осуществляется по однострелочным манометрам на 60 кгс/см², установленным на средних приборных пультах передней и задней кабин.

Контур воздушной турбины

Обеспечивает выпуск в воздушный поток и уборку воздушной турбины с генератором электрического тока – запасным источником электропитания.

Воздушная турбина выпускается автоматически при отказе основного источника электропитания или при остановке двигателя и убирается автоматически при посадке после обжатия носовой стойки шасси, при аварийной уборке шасси или при возобновлении работы основного источника электропитания.

Кроме автоматического имеется аварийный способ выпуска воздушной турбины (только из передней кабины).

Аварийный контур

Источником энергии в нем служат три гидроаккумулятора, заряжаемые автоматически от основной гидросистемы до давления 150 кгс/см^2 .

Аварийный контур позволяет производить:

- выпуск шасси (без закрытия створок);
- выпуск закрылков в положение ПОСАДКА;
- уборку тормозных щитков;
- выпуск воздушной турбины (аварийного источника электропитания);
- торможение колес шасси давлением $2-33 \text{ кгс/см}^2$ (недифференцированное).

Во избежание понижения давления в аварийном контуре в случае падения давления в основном контуре ручные вентили, соединяющие основной и аварийный контуры, должны быть закрыты.

В полете необходимо периодически контролировать зарядку гидроаккумуляторов, при необходимости дозаряжать их до давления 150 кгс/см^2 .

При давлении в гидроаккумуляторах 105 кгс/см^2 обеспечивается аварийный выпуск шасси, аварийный выпуск закрылков и уборка тормозных щитков.

Производительность гидравлического насоса при авторотации двигателя достаточна для обеспечения в воздухе всех необходимых операций, но за большее время.

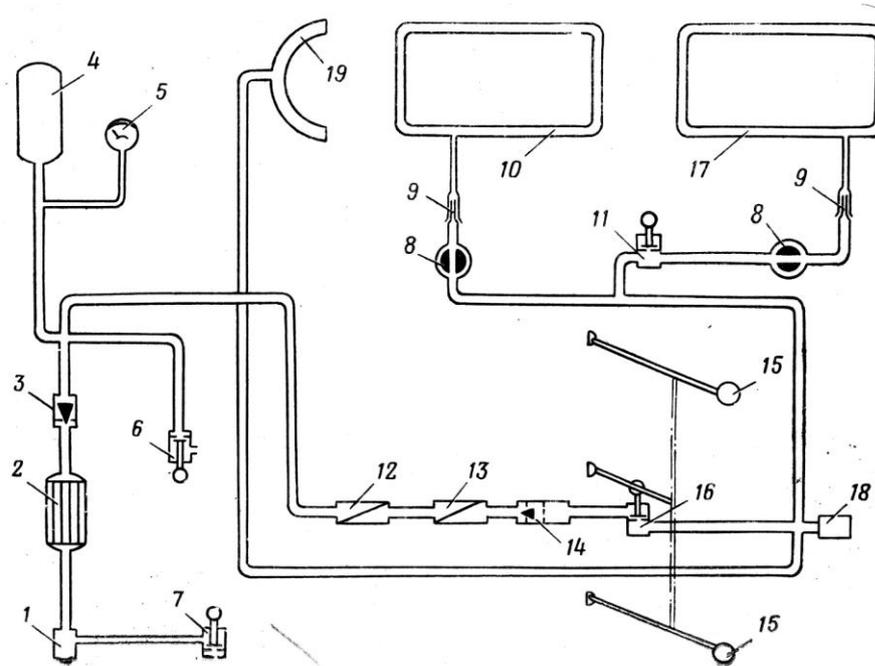


Рис. 48. Принципиальная схема воздушной системы:

1 – штуцер для зарядки системы воздухом; 2 – фильтр; 3 – обратный клапан; 4 – баллон 2-литровый 150 кгс/см^2 ; 5 – манометр МВ-250; 6 – кран стравливания воздуха из системы; 7 – кран стравливания воздуха из зарядного шланга; 8 – краны герметизации, заблокированные с замками откидных частей фонаря; 9 – телескопическое соединение трубопроводов подвода воздуха в шланги; 10, 17 и 19 – шланги герметизации; 11 – кран тренировочной разгерметизации; 12 – редуктор $150 \times 50 \text{ кгс/см}^2$; 13 – редуктор $50 \times 1,5 \text{ кгс/см}^2$; 14 – обратный клапан; 15 – рукоятка КОНДИЦ.-ГЕРМЕТ.; 16 – кран герметизации; 18 – датчик давления для наземной поверки редуктора $50 \times 1,5 \text{ кгс/см}^2$ КЛ-39

Воздушная система

Воздушная система самолета обеспечивает питание воздухом шлангов для герметизации переднего козырька и фонарей кабины (рис. 48). Воздух под давлением 150 кгс/см^2 находится в двухлитровом баллоне, установленном в носовой части фюзеляжа,

В шланги герметизации воздух поступает после редукторов, снижающих давление со 150 до 1,8-2,55 кгс/см².

Герметизация фонарей кабин осуществляется перемещением ручки КЛИМАТИЗАЦИЯ-ГЕРМЕТ. в переднее положение, разгерметизация кабин – обратным движением ручки КЛИМАТИЗАЦИЯ-ГЕРМЕТ.

В полете можно произвести тренировочную разгерметизацию кабины с помощью ручки РАЗГЕРМЕТ. КАБИНЫ, установленной на среднем пульте в задней кабине.

В случае открытия фонаря кабины без предварительной разгерметизации шлангов ручкой КЛИМАТИЗАЦИЯ-ГЕРМЕТ. или при катапультировании давление воздуха из шлангов стравливается автоматически.

Не рекомендуется открывать замки фонаря без предварительного сброса давления воздуха из шлангов из-за выхода фонарей из шарниров подвески.

Топливная система

Топливная система самолета обеспечивает питание топливом двигателя АИ-25ТЛ и вспомогательного двигателя «Сапфир-5» (рис. 49).

В топливную систему самолета входят:

- пять мягких резиновых фюзеляжных баков;
- концевые крыльевые баки на крыле (два бака);
- система обеспечения заданного порядка выработки топлива, сигнализации, контроля и управления;
- топливный аккумулятор;
- система дренажа;
- трубопроводы.

Емкость топливной системы самолета составляет:

- пяти фюзеляжных баков – 1100 л;
- двух концевых крылевых баков – 200 л.

Общая емкость топливной системы самолета – 1300 л.

Заправка баков топливом производится сверху через три заливные горловины. Заливные горловины установлены: одна – во втором фюзеляжном баке и по одной – в концевых крылевых баках.

Фюзеляжные баки № 1-5, соединенные между собой, размещены в фюзеляже за задней кабиной. Топливо перетекает самотеком из всех баков в бак № 5, который является расходным баком. В баке № 5 установлен топливный подкачивающий насос ЛУН 6280, подающий топливо под давлением к двигателю АИ-25ТЛ и вспомогательному двигателю «Сапфир-5». Подача топлива из концевых крылевых баков производится под давлением воздуха $0,4 \pm 0,45$ кгс/см², поступающего от компрессора двигателя.

Для питания двигателя топливом в полете с нулевыми и отрицательными перегрузками имеется топливный аккумулятор емкостью 10 л, воздух к которому подводится от компрессора двигателя под давлением $0,4 \pm 0,45$ кгс/см².

Для исключения в этом случае поступления топлива обратно в бак между топливным аккумулятором и насосом ЛУН 6280 установлен обратный клапан.

При полной заправке топливной системы самолета вначале вырабатывается топливо из фюзеляжных баков до момента открытия поплавкового клапана (установлен в баке № 5), после чего начинается выработка из концевых крылевых баков.

После выработки топлива из концевых крылевых баков в дальнейшем вырабатывается топливо из фюзеляжных баков.

Система дренажа топливных баков открытого типа. Дренажный трубопровод соединяет все фюзеляжные баки с атмосферой через обратный клапан, установленный в верхней части первого топливного бака; это предотвращает выброс топлива в атмо-

сферу при выполнении полета. Заборник дренажа находится на нижней поверхности средней части фюзеляжа.

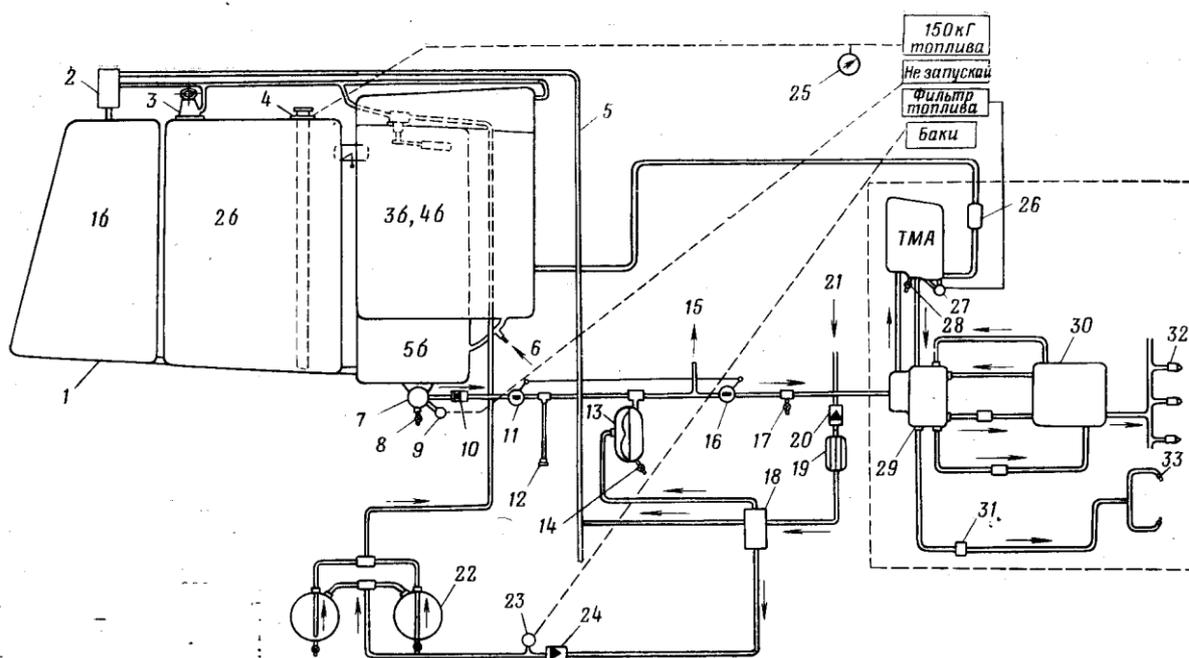


Рис. 49. Принципиальная схема топливной системы:

1 – топливные фюзеляжные баки (1 – 5-й баки); 2 – дренажный клапан; 3 – заливная горловина; 4 – датчик топливомера; 5 – дренажный трубопровод; 6 – штуцер слива топлива из ВСУ «Сапфир-5»; 7 – подкачивающий насос; 8 – кран слива отстоя; 9 – сигнализатор давления; 10 – обратный клапан; 11 – перекрывной кран; 12 – сливной клапан; 13 – топливный аккумулятор; 14 – кран слива отстоя; 15 – питание ВСУ «Сапфир-5»; 16 – противопожарный кран; 17 – кран слива топлива; 18 – редуктор; 19 – воздушный фильтр; 20 – обратный клапан; 21 – воздух из компрессора двигателя; 22 – концевой крыльевой бак; 23 – сигнализатор давления; 24 – обратный клапан; 25 – указатель топливомера; 26 – гравитационный клапан; 27 – сигнализатор максимального перепада давления топлива на фильтре; 28 – кран слива топлива; 29 – топливный насос 4001; 30 – топливный редуктор 4000; 31 – электромагнитный клапан пускового топлива; 32 – рабочая форсунка; 33 – пусковая форсунка.

Для предохранения заборника дренажа от замерзания используется теплый воздух, отбираемый от компрессора двигателя, который подводится к трубке, выходящей в атмосферу в нижней части фюзеляжа.

Топливо для питания вспомогательного двигателя «Сапфир-5» отбирается из магистрали питания двигателя АИ-25ТЛ за топливным аккумулятором (перед пожарным краном двигателя).

Для улучшения охлаждения масла при температуре топлива $+60^{\circ}\text{C}$ на выходе из ТМА производится увеличение прокачки топлива через ТМА путем открытия термостатического клапана и перепуска топлива в бак № 4.

Для исключения перепуска топлива (из топливного аккумулятора) при полетах с отрицательными перегрузками (полет вверх колесами) в линии перепуска топлива из ТМА в бак установлен гравитационный перепускной клапан, который исключает перепуск топлива при открытом термостатическом клапане.

В магистрали подачи топлива из фюзеляжных баков к двигателю после подкачивающего насоса имеются перекрывной и противопожарный краны. Управление кранами механически связано и осуществляется из обеих кабин.

Сигнализация работы топливной системы имеется в каждой кабине и состоит из светового табло 150 КГ ТОПЛИВА, загорающего при резервном остатке топлива в фюзеляжных баках; светового табло НЕ ЗАПУСКАЙ, загорающего при падении давления топлива после подкачивающего насоса ниже $0,3 \pm 0,05 \text{ кг/см}^2$ (горит в режиме

мигания); светового табло БАКИ, гаснущего при повышении давления воздуха в концевых крыльевых баках выше $0,3 \pm 0,05$ кгс/см² и загорающегося после выработки топлива из концевых крыльевых баков; светового табло ФИЛЬТР ТОПЛИВА, загорающегося при достижении перепада давления топлива на фильтре $0,4 \pm 0,05$ кгс/см².

Контроль за количеством топлива в фюзеляжных баках осуществляется с помощью топливомера. В топливном баке № 2 установлен датчик топливомера емкостного типа для замера количества топлива в фюзеляжных баках и включения сигнала резервного остатка топлива 150 КГ ТОПЛИВА. Указатели топливомера расположены на правых неоткидных частях приборных досок передней и задней кабин.

На указателе имеется бленкер (черно-белый сектор), который вращается только при выработке топлива из фюзеляжных баков. Нулевая отметка шкалы указателя соответствует наличию в фюзеляжных баках 37 кг топлива (начало замера).

При эксплуатации двигателя применяются топлива Т-1, ТС-1 (ГОСТ 10227-62), РТ (ГОСТ 10227-86), РL-4 (по ЧСН 656518), РL-5 (по ЧСН 656519), РL-6 (РND25-005-76).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Топливо Т-7 не применять до особого указания.

Средства противопожарной защиты

На самолете Л-39 средствами противопожарной защиты обеспечен только отсек двигателя АИ-25ТЛ.

Средства противопожарной защиты отсека двигателя самолета состоят из системы пожарной сигнализации типа ССП-2И и системы пожаротушения.

Система пожарной сигнализации включает шесть сигнализаторов ДТБГ, установленных на рамах в средней части фюзеляжа в отсеке двигателя, исполнительный блок БИ-2И и аварийные светосигнальные табло в передней и задней кабинах.

Система пожаротушения состоит из огнетушителя ОС-2 с огнегасящей жидкостью «7» или фреоном 11482, соединительных трубопроводов и распылительных коллекторов.

Включение огнетушителя при пожаре производится нажатием любой из двух кнопок пожаротушения, установленных на левом пульте в передней и задней кабинах.

ДВИГАТЕЛЬ АИ-25ТЛ

На самолете Л-39 установлен двухконтурный двухвальный турбореактивный двигатель АИ-25ТЛ с осевым двенадцатиступенчатым компрессором, разделительным корпусом, кольцевой камерой сгорания, трехступенчатой осевой газовой турбиной, камерой смешения, удлинительной трубой и реактивным соплом.

Основные параметры и ограничения двигателя приведены в табл. 16. Зависимость оборотов ротора КВД от температуры наружного воздуха показана на рис. 50-52.

Компрессор двигателя – осевой, дозвуковой, двухкаскадный. Первый каскад – компрессор низкого давления, второй каскад – компрессор высокого давления.

Компрессор низкого давления – трехступенчатый, состоит из входного направляющего аппарата (ВНА), ротора, статора, передней и задней опор ротора. Лопатки ВНА полые, обогреваемые воздухом, подводимым из-за IX ступени компрессора высокого давления.

Ротор компрессора низкого давления – барабанно-дисковой конструкции, консольно установлен на подшипниках качения. Диски ротора закреплены на фланце вала с помощью болтов, а рабочие лопатки в дисках – шарнирно.

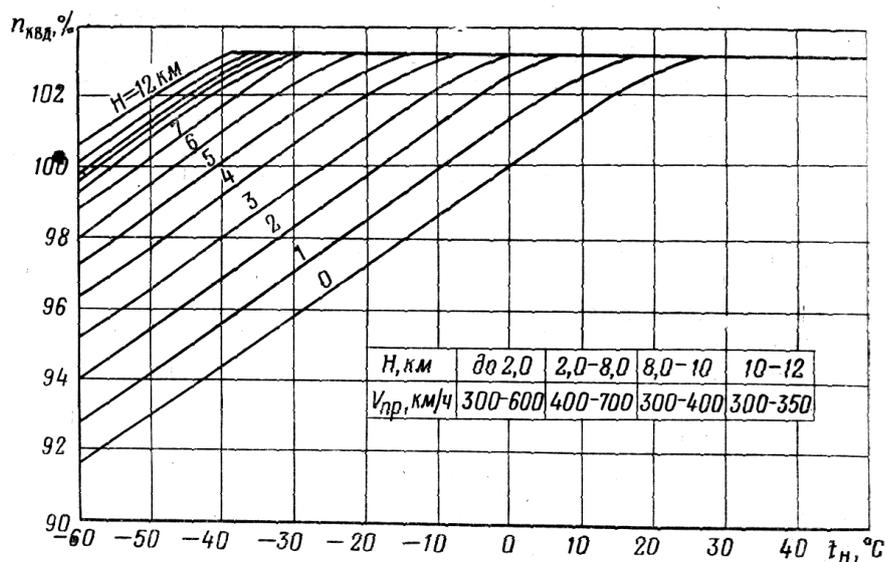


Рис. 50. График зависимости изменения оборотов ротора КВД в полете на номинальном режиме от температуры наружного воздуха

Статор компрессора низкого давления представляет собой неразъемный наружный корпус цилиндрической формы с установленными в нем направляющими аппаратами и рабочими кольцами. Лопатки направляющих аппаратов – сплошные и закреплены в наружном и внутреннем кольцах электроклепкой.

Компрессор высокого давления – девятиступенчатый, включает поворотный входной направляющий аппарат, ротор, статор и клапаны перепуска воздуха из-за III и V ступеней компрессора.

Входной направляющий аппарат позволяет изменять угол установки лопаток и автоматически фиксировать их при запуске (-15°) и на рабочих режимах выше оборотов закрытия КПВ за V ступенью ($0 \div -5^\circ$).

Ротор компрессора высокого давления – барабанно-дисковой конструкции, состоит из дисков, проставок и вала. Ротор вращается на двух подшипниках. Рабочие лопатки ротора установлены на дисках с помощью замков типа «ласточкин хвост».

Статор компрессора высокого давления состоит из неразъемного корпуса цилиндрической формы, проставки, направляющих аппаратов и рабочих колец. Снаружи корпус компрессора высокого давления закрыт кожухом, образующим внутреннюю поверхность воздушного тракта второго контура. Из-за компрессора высокого давления отбирается воздух для наддува герметической кабины и в систему кондиционирования, а также для противообледенительных систем двигателя и самолета.

Разделительный корпус, расположенный между компрессорами низкого и высокого давлений, служит для разделения потока воздуха между контурами двигателя, размещения агрегатов и приводов к ним, а также для размещения опор компрессоров.

Основные приводы агрегатов расположены в нижнем приливе корпуса и приводятся во вращение от ротора высокого давления.

Камера сгорания состоит из корпуса, жаровой трубы, топливного коллектора с форсунками и двух воспламенителей.

Жаровая труба – кольцевого типа, с 12 головками. Рабочие форсунки – центробежные, одноканальные.

Турбина – двухвальная, реактивная. Одноступенчатая турбина высокого давления приводит во вращение ротор компрессора высокого давления, двухступенчатая турбина низкого давления – ротор компрессора низкого давления. Направление вращения роторов – левое (против хода часовой стрелки, если смотреть со стороны реактивного сопла).

Таблица 16

Основные параметры и ограничения двигателя

Параметр	Режим работы			
	взлетный (максимальный)	Номинальный	0,85 номинального	малый газ
Тяга, кгс	1720	1500	1275	Не более 135
Суммарная степень повышения давления	9,5	-	-	-
Степень двухконтурности	1,983	-	-	-
Удельный расход топлива, кг/кгс в ч	0,600	0,585	0,580	-
Число оборотов ротора КВД, % – об/мин	106,8±1 17600±165	103,2±1 17000±165	99,6±1 16400±165	56±1,5 -
Давление топлива перед рабочими форсунками, кгс/см ²	Не более 65	-	-	-
Температура газов за турбиной, не более °С:				
на земле	660	625	590	600
в полете	705 до Н=8000 м, 715 на Н>8000 м	670	635	600
Температура масла на входе в двигатель, °С	-5 ÷ +90	-5 ÷ +90	-5 ÷ +90	-5 ÷ +90
Максимальная высота применения, м	10000	12000	12000	12000
Максимальная продолжительность непрерывной работы, мин	Не более 20	Не ограничено	Не ограничено	Не более 30. В полете не ограничено
Общая наработка за ресурс, %	10	40	Не ограничено	Не ограничено
Время приемистости при перемещении РУД с режима малого газа до максимального, с	9-12	-	-	-
Время запуска двигателя на земле и в полете, с	Не более 50	-	-	-
Максимально допустимая температура газов за турбиной при запуске двигателя, °С:				
на земле	Не более 550	-	-	-
в полете	Не более 600	-	-	-

Турбина высокого давления состоит из соплового аппарата первой ступени и ротора.

Сопловой аппарат турбины – разборной конструкции, состоит из наружного и внутреннего колец, между которыми расположены охлаждаемые лопатки.

Рабочее колесо ротора турбины состоит из диска и охлаждаемых рабочих лопаток, которые закреплены в елочных пазах диска.

Турбина низкого давления включает статор и ротор. Статор состоит из наружного корпуса, сопловых лопаток II и III ступеней и внутренних корпусов. Ротор состоит из двух рабочих колес и вала; рабочие колеса скреплены между собой стяжными болтами. Рабочие лопатки попарно крепятся в одном елочном пазу и фиксируются в осевом направлении.

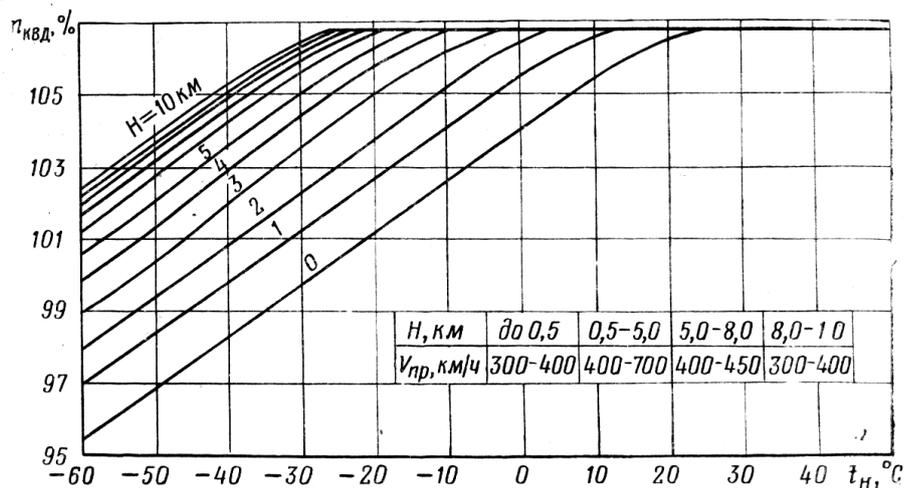


Рис. 51. График зависимости изменения оборотов ротора КВД в полете на максимальном режиме от температуры наружного воздуха

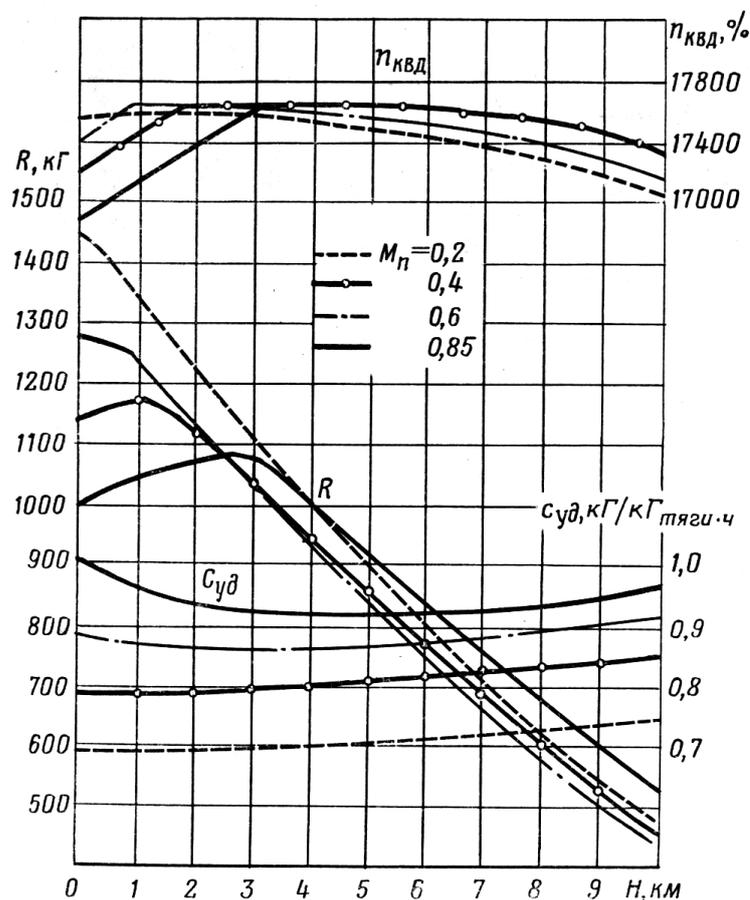


Рис. 52. График зависимости тяги, удельного расхода топлива и оборотов ротора КВД от числа M и высоты полета (режим работы двигателя максимальный)

Теплонапряженные детали турбины (лопатки турбины высокого давления, диски, замковые соединения и ножки рабочих лопаток) охлаждаются вторичным воздухом, отбираемым из камеры сгорания.

Топливная система двигателя состоит из системы низкого давления, системы высокого давления и пусковой системы.

В системе высокого давления осуществляется автоматическое управление двигателем по режимам и управление двигателем с помощью аварийной (ручной) системы в случае нарушения работы основной системы регулирования.

Система высокого давления включает шестеренный насос – агрегат 4001, топливный регулятор – агрегат 4000, топливный коллектор, рабочие форсунки и соединяющие их трубопроводы.

В пусковую систему входят электромагнитный клапан пускового топлива, пусковые форсунки воспламенителей и трубопроводы пускового топлива.

Раскрутка ротора компрессора высокого давления при запуске двигателя осуществляется с помощью воздушного стартера СВ-25ТЛ; подача воздуха к воздушному стартеру – от вспомогательного двигателя «Сапфир-5», установленного на борту самолета.

Масляная система двигателя – циркуляционная, замкнутая, под давлением, автономная.

В масляную систему двигателя входят следующие основные узлы: маслобак, топливомасляный агрегат, маслоагрегат, воздухоотделитель, магнитная пробка, клапан переключения откачивающей секции, датчик замера температуры масла и датчик замера давления масла на входе в двигатель, термостружкосигнализатор ТСС.

В качестве смазки применяются масла МК-8 (МК-8П) или МК-6.

Максимальное и минимальное количество масла в баке, при котором разрешается выпуск самолета в полет, соответственно равно 7,5 и 4,5 л.

На самолетах с 8-й серии (с № 0829) установлена система защиты двигателя от перегрева с регулятором температуры РТ-12-9.

Система обеспечивает:

а) при опробовании двигателя на земле и на разбеге самолета до отрыва переднего колеса:

- сигнализацию о достижении температуры газов за турбиной $700\pm 15^{\circ}\text{C}$ и уменьшение подачи топлива в двигатель при работе на основной системе топливопитания для предотвращения забросов температуры газа за турбиной выше $700\pm 15^{\circ}\text{C}$;
- сигнализацию о достижении температуры газов за турбиной $700\pm 15^{\circ}\text{C}$ при работе на аварийной системе топливопитания;
- электроостанов двигателя при достижении температуры газов за турбиной $730\pm 15^{\circ}\text{C}$ при работе двигателя на основной и аварийной системах топливопитания;

б) на разбеге после отрыва переднего колеса и в полете с выпущенными шасси или закрылками – сигнализацию о достижении температуры газа за турбиной $700\pm 15^{\circ}\text{C}$ и $730\pm 15^{\circ}\text{C}$. Если в полете при работе двигателя на основной системе топливопитания с выпущенными шасси или закрылками горит сигнальное табло « 700°C », то после уборки шасси и закрылков произойдет частичная срезка топлива и уменьшение тяги двигателя на период горения табло « 700°C »;

в) в полете с убранными шасси и закрылками:

- сигнализацию о достижении температуры газов за турбиной $700\pm 15^{\circ}\text{C}$ и уменьшение подачи топлива в двигатель при работе на основной системе топливопитания для предотвращения заброса температуры газа выше $700\pm 15^{\circ}\text{C}$;
- сигнализацию о достижении температуры газа за турбиной $700\pm 15^{\circ}\text{C}$ при работе двигателя на аварийной системе топливопитания;
- сигнализацию о достижении температуры газов за турбиной $730\pm 15^{\circ}\text{C}$ при работе двигателя на основной и аварийной системах топливопитания. Если в полете произошло загорание табло « $730\pm 15^{\circ}\text{C}$ », то оно горит и после снижения температуры газа за турбиной, а при посадке самолета после касания земли передним колесом происходит электроостанов двигателя.

Датчиками температуры для регулятора РТ-12-9 служат термопары двигателя. Сигнализация о достижении температуры газов за турбиной $700\pm 15^{\circ}\text{C}$ и $730\pm 15^{\circ}\text{C}$ вы-

ведена на два сигнальных табло «700°C» и «730°C», размещенных на общем сигнальном табло в передней кабине.

Уменьшение подачи топлива в двигатель или автоматическая остановка двигателя по сигналам регулятора РТ-12-9 производится с помощью соответствующих электромагнитных клапанов топливно-регулирующей аппаратуры двигателя.

Для включения регулятора РТ-12-9 и управления его работой в передней кабине установлены:

- автомат защиты сети РТ-12 на правом щитке АЗС;
- переключатель КОНТРОЛЬ 1-2 на правом пульте;
- переключатель ВКЛЮЧЕНИЕ РТ-12 на левом пульте.

В задней кабине за катапультным сиденьем находится кнопка выключения сигнального табло «730°C».

Система защиты двигателя от перегрева включается в работу автоматами защиты сети ДВИГАТЕЛЬ, РТ-12 и переключателем ВКЛЮЧЕНИЕ РТ-12.

Для проверки исправности системы при неработающем двигателе необходимо последовательно нажать переключатель КОНТРОЛЬ 1-2 в положения КОНТРОЛЬ 1 и КОНТРОЛЬ 2. Загорание сигнального табло «700°C» свидетельствует о нормальной работе системы.

После выполнения проверки кратковременно выключить и снова включить АЗС РТ-12.

ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ «САПФИР-5»

Для автономного воздушного запуска двигателя АИ-25ТЛ на самолете Л-39 используется вспомогательный двигатель «Сапфир-5».

Двигатель «Сапфир-5» представляет собой одновальный газотурбинный двигатель с системой отбора воздуха за компрессором (рис. 53). Конструктивно двигатель «Сапфир-5» состоит из одноступенчатого центробежного компрессора, кольцевой противоточной камеры сгорания, двухступенчатой осевой турбины, выхлопного сопла, редуктора, воздушного ресивера с клапаном перепуска воздуха и противопульсаторным клапаном и агрегатов, обслуживающих работу двигателя.

Основные данные двигателя «Сапфир-5»:

- а) число оборотов ротора двигателя, об/мин:
 - на холостом ходу – 43800;
 - на номинальном режиме – 50500;
 - минимальное (при срабатывании защиты) – 35100;
 - максимальное (при срабатывании защиты) – 56500;
- б) расход отбираемого воздуха – 0,4 кг/с;
- в) температура отбираемого воздуха – 150°C;
- г) вес двигателя – 33±1 кгс;
- д) температурные условия применения – от -40 до +60°C.

Запуск двигателя «Сапфир-5» осуществляется автоматически с помощью электростартера от аккумуляторной батареи 12САМ-28 или других источников постоянного тока напряжением 27 В±10%. Топливо к двигателю подается из самолетной магистрали.

В качестве топлива для двигателя «Сапфир-5» используются все сорта топлива, применяемые для двигателя АИ-25ТЛ. Расход топлива 50 кг/ч при числе оборотов 50500 об/мин. В топливную систему двигателя «Сапфир-5» входят: топливный фильтр, электромагнитный клапан, топливный насос с электродвигателем, регулирующий фильтр, топливный коллектор, восемь топливных форсунок, фильтр сливного топлива, сервоклапан, обратный клапан и соединительные трубопроводы.

На двигателе «Сапфир-5» установлена автономная масляная система, в которой масло циркулирует по следующей схеме: маслобак-маслонасос-двигатель-маслобак. Основными агрегатами масляной системы являются: маслобак, маслонасос, маслофильтр, распределитель масла и сигнализатор минимального давления масла. В качестве смазки применяется масло МК-8 (МК-8П), МК-6, а также другие масла, соответствующие французскому стандарту AIP3513.

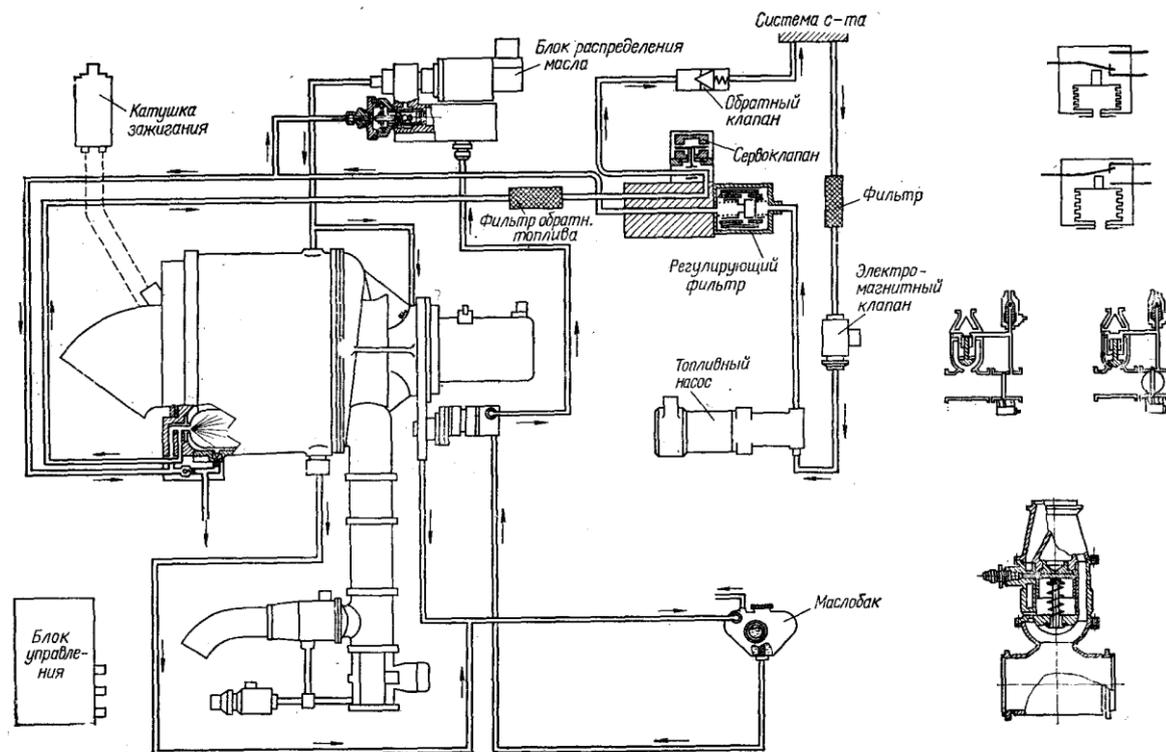


Рис. 53. Принципиальная схема вспомогательного двигателя «Сапфир-5»

Система отбора и перепуска воздуха обеспечивает устойчивую работу двигателя «Сапфир-5» на всех режимах и предназначена:

- для перепуска воздуха из-за компрессора на режимах запуска и холостого хода;
- для подачи и регулирования количества воздуха, отбираемого от двигателя «Сапфир-5», запуска самолетного двигателя АИ-25ТЛ.

Система отбора и перепуска воздуха состоит из спирального ресивера, предохранительной трубки «Вентури», клапана перепуска воздуха и противополопульсаторного клапана.

Система управления служит для перевода двигателя «Сапфир-5» на заданный режим и выдерживания этого режима. Система состоит из коробки управления и датчика оборотов. Система управляет оборотами двигателя «Сапфир-5» в зависимости от данных, поставляемых датчиком оборотов, и обеспечивает постоянство числа оборотов на холостом ходу 43800 об/мин и на режиме отбора воздуха для запуска двигателя АИ-25ТЛ 50500 об/мин. Кроме того, система управления обеспечивает защиту двигателя «Сапфир-5» и выдает сигнал на останов в следующих случаях:

- если в течение 2 с после нажатия на кнопку запуска двигателя «Сапфир-5» датчик оборотов не выдает сигнала на регулирование оборотов;
- при замыканиях в электропроводке и отказах датчика оборотов;
- если за 30 с двигатель «Сапфир-5» не выходит на малый газ (35100 об/мин);
- при достижении ротором двигателя «Сапфир-5» максимально допустимого числа оборотов 56500 об/мин;

- по истечении 10 мин общей продолжительности работы;
- после окончания процесса запуска двигателя АИ-25ТЛ и достижения ее ротором КВД 41,5-44,5% оборотов;
- если давление масла в системе смазки двигателя «Сапфир-5» упадет до минимально допустимого значения; по истечении 45 с работы двигателя «Сапфир-5» на режиме отбора воздуха для запуска двигателя АИ-25ТЛ, если ротор КВД двигателя АИ-25ТЛ не достигнет 42% оборотов, система управления переводит «Сапфир-5» на холостой ход и прекращает запуск двигателя АИ-25ТЛ.

Между отдельными запусками двигателя «Сапфир-5» необходимо выдерживать перерыв 20 мин на земле и 10 мин в полете. В случае необходимости можно в полете произвести повторный запуск сразу, но количество таких повторных запусков не должно превышать 3% общего количества запусков.

АВИАЦИОННОЕ И РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Авиационное и радиоэлектронное оборудование самолета обеспечивает возможность выполнения полетов днем и ночью в простых и сложных метеорологических условиях.

Расположение приборов в кабине экипажа показано на рис. 54-60.

ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ

Основным источником электроэнергии постоянного тока является генератор постоянного тока типа ВГ-7500Я мощностью 9000 Вт, установленный на двигателе. Его нормальная работа обеспечивается следующей пускорегулирующей аппаратурой:

- угольным регулятором напряжения Р-27;
- стабилизирующим трансформатором ТС-9М-2;
- выносным сопротивлением ВС-25Б;
- дифференциально-минимальным реле ДМР-400ДСП;
- автоматом защиты от перенапряжения АЗП-1МБ.

Включение генератора в сеть обеспечивается выключателем типа ВГ-15К ГЕНЕРАТОР ОСНОВ, на главном электрощитке передней кабины и последовательно с ним включенным выключателем типа ЗВГ-15К СЕТЬ на электрощитке задней кабины.

Запасным источником электроэнергии постоянного тока является генератор типа ЛУН 2117.02 мощностью 3000 Вт с приводом от воздушной турбины типа В-910. Выпуск данной установки в поток встречного воздуха осуществляется автоматически при отказе основного источника электроэнергии или авиадвигателя в полете. Включение схемы автоматического выпуска и включения генератора в сеть осуществляется выключателем типа ВГ-15К ЗАПАСНОЙ ГЕНЕРАТОР.

Кроме того, предусмотрена возможность аварийного выпуска запасного источника с помощью крана АВАР. ГЕНЕРАТОР, расположенного на правой панели передней кабины.

Аккумуляторная батарея типа 12САМ-28 является аварийным источником питания и установлена в левой части носового отсека.

Наземный источник электроэнергии подсоединяется с помощью штепсельного разъема ШРАП-500, расположенного на левом борту фюзеляжа. Для сигнализации подключения наземного источника электроэнергии предусмотрена сигнальная лампа с зеленым светофильтром, расположенная рядом с штепсельным разъемом.

Подключение аккумуляторной батареи и наземного источника осуществляется выключателем ВГ-15К АККУМ., расположенным на главном электрощитке передней кабины.

Контроль напряжения и тока источников электроэнергии постоянного тока осуществляется с помощью вольтамперметра ВА-62-8, расположенного на приборной доске передней кабины.



Рис. 54. Приборная доска передней кабины

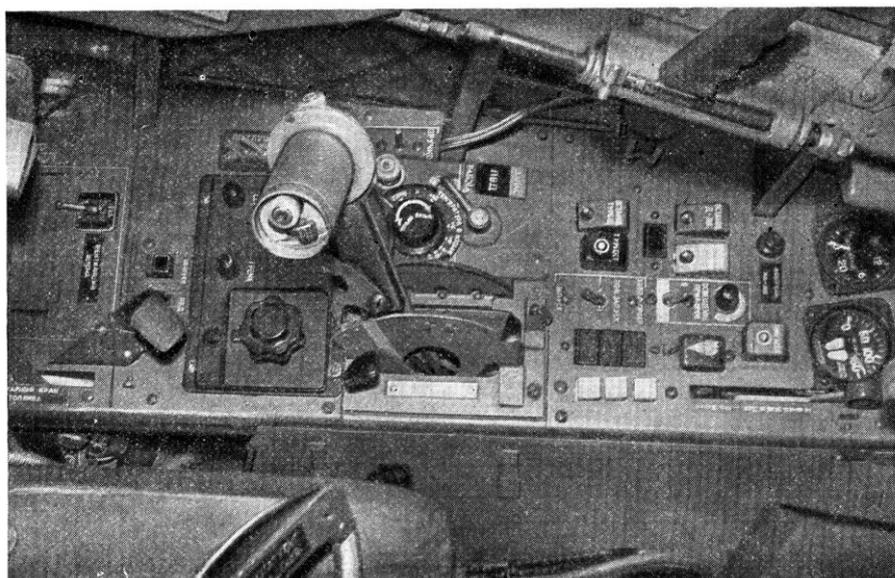


Рис. 55. Левый пульт передней кабины

Для питания потребителей переменным током на самолете установлены два статических преобразователя типа ЛУН 2456, ЛУН 2457 и электромеханический преобразователь типа ПТ-500Ц. Статический преобразователь типа ЛУН 2457 мощностью 800-1000 ВА обеспечивает все радиооборудование (кроме радиостанции РТЛ-11) переменным однофазным током напряжением 115 В, частотой 400 Гц.

Подключение преобразователя к сети постоянного тока производится через автомат защиты типа АЗР-70 ПРЕОБРАЗ. на главном электрощитке.

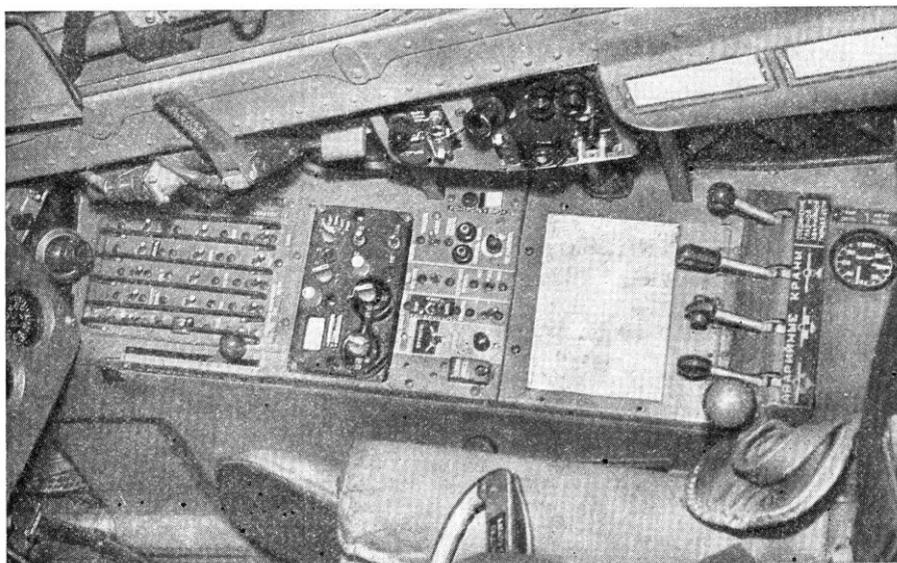


Рис. 56. Правый пульт передней кабины



Рис. 57. Средний пульт передней кабины

Статический преобразователь ЛУН 2456 мощностью 40 ВА обеспечивает трехфазным током напряжением 36 В и частотой 400 Гц приборы с дистанционной передачей (комбинированный указатель поворота, скольжения и вариометр ЛУН 1180, трехстрелочный указатель ЛУН 1530 и др.). Включение преобразователя в самолетную сеть осуществляется через автомат защиты АЗСГК-50 ДВИГАТЕЛЬ на главной электрощитке и последовательно ему включенный АЗСГК-5 КОНТРОЛЬ ДВИГАТЕЛЯ на вспомогательном электрощитке передней кабины.

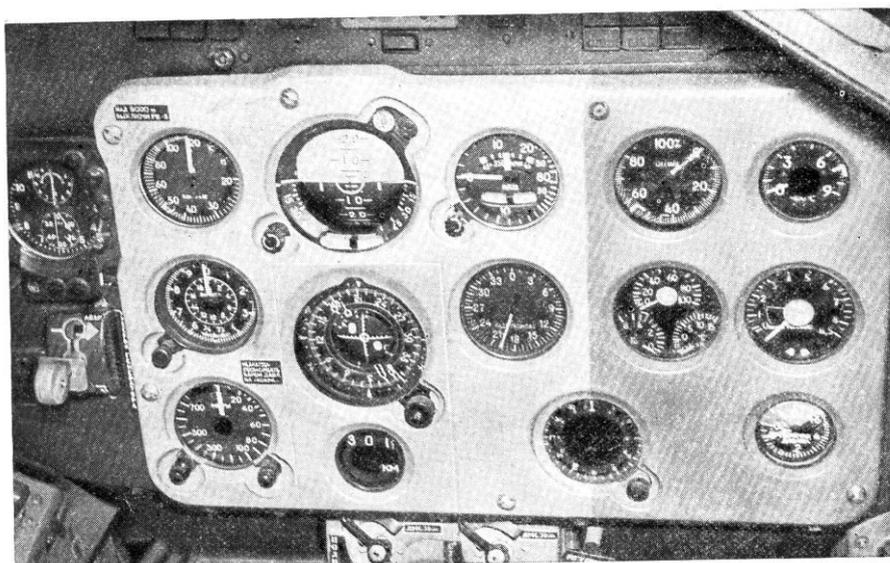


Рис. 58. Приборная доска задней кабины

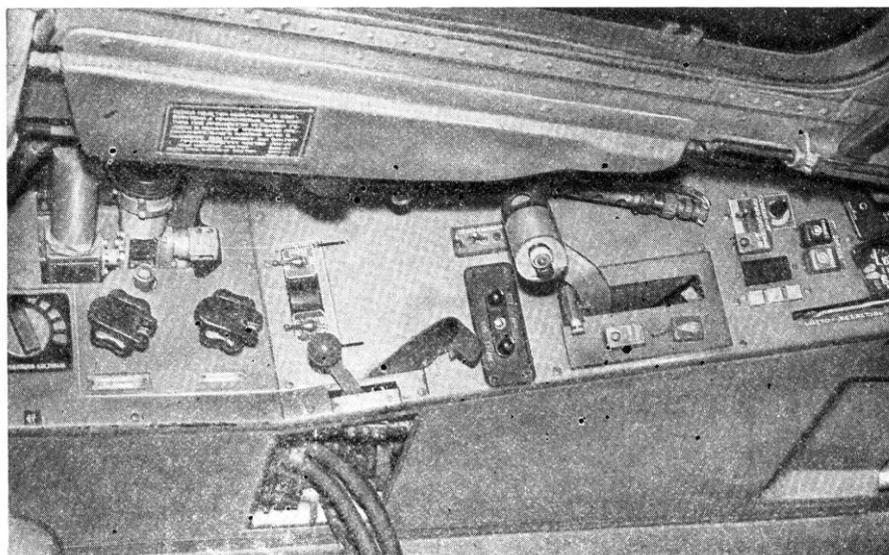


Рис. 59. Левый пульт задней кабины

Электромеханический преобразователь типа ПТ-500Ц предназначен для обеспечения гироскопических приборов (авиагоризонта типа АГД-1, гиромагнитного компаса типа ГМК-1АЭ), радионавигационной аппаратуры «Искра-К» и радиодальномера «Квант» переменным трехфазным током напряжением 36 В, частотой 400 Гц.

К преобразователю ПТ-500Ц посредством выключателя ПРИБОРЫ ДВИГАТЕЛЯ АВАРИЙНО, расположенного на правой панели управления, можно подключить приборы контроля работы двигателя в случае отказа преобразователя ЛУН 2456.

К сети 28 В преобразователь подключен через автомат защиты АЗСГК-50 ПТ-500Ц на вспомогательном распределителе передней кабины.

Цепи питания всех потребителей электроэнергии обеспечены защитной аппаратурой, основой которой являются автоматы защиты типа АЗСГК, размещенные, как правило, на электрощитках и пультах управления передней и задней кабин.

Примечание. На самолетах с 19-й серии вместо преобразователя ЛУН 2457 устанавливаются два статических преобразователя ЛУН 2458.8.

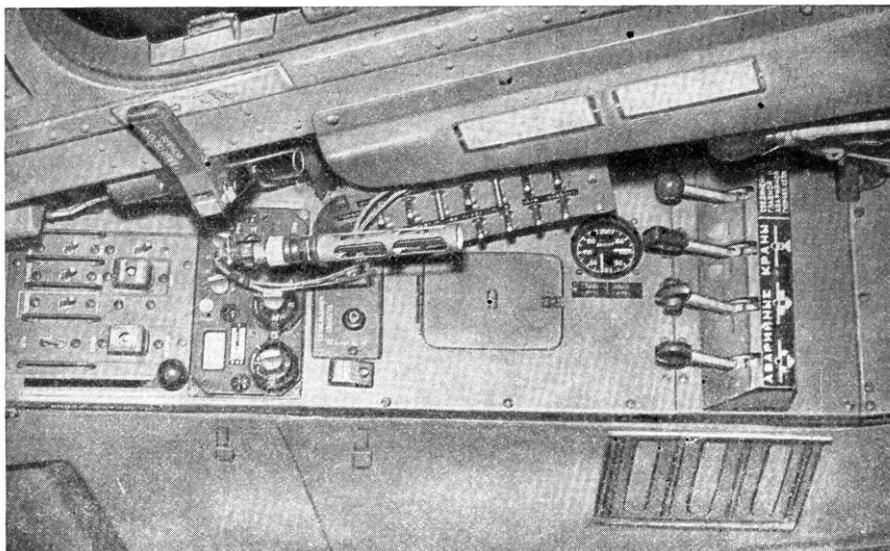


Рис. 60. Правый пульт задней кабины

Статические преобразователи ЛУН 2458.8 питают потребители переменным однофазным током напряжением 115 В, частотой 400 Гц.

Статический преобразователь ЛУН 2458.8 № I питает аппаратуру Р-832М, РКП-41, РВ-5, МРП, РИО-3, ИВ-300, золотниковые механизмы АРТ.

Статический преобразователь ЛУН 2458.8 № II питает аппаратуру РСБН-5С, СРО, ракеты СС.

При отказе одного из преобразователей его потребители подключаются к исправному преобразователю. Подключение преобразователей ЛУН 2458.8 к сети постоянного тока производится через автоматы защиты сети типа АЗ-70 ПРЕОБРАЗ. I и ПРЕОБРАЗ. II.

СВЕТОТЕХНИЧЕСКОЕ И СВЕТСИГНАЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Светотехническое оборудование самолета включает:

- систему комбинированного подсвета пультов летчиков, приборных досок и отдельных приборов;
- систему внешней сигнализации;
- систему внутрикабинной сигнализации;
- рулежно-посадочное освещение.

Система комбинированного подсвета пультов летчиков, приборных досок и отдельных приборов состоит из независимых основной (красной) и запасной (белой) магистралей.

Переключение с основной магистрали на запасную при коротком замыкании в основном осуществляется автоматически.

Подключение к сети 28 В выполнено через два автомата защиты типа АЗСГК ОСВЕЩ. КРАСНОЕ, БЕЛОЕ, расположенных на вспомогательном электрощитке передней кабины. Управление освещением, независимое для передней и задней кабин, осуществляется с помощью специального пульта управления ОСВЕЩЕНИЕ ПРИБОРОВ, расположенного на левой панели передней и задней кабин. На пульте находятся переключатель и потенциометр, обеспечивающие выбор цветности подсвета (красный или белый) и плавную регулировку яркости.

В случае отказа системы комбинированного освещения приборная доска в передней кабине может быть освещена лампой аварийного освещения СМ-1БМ, включе-

ние которой производится отдельным выключателем на левой панели управления в передней кабине.

Система внешней сигнализации состоит из четырех арматур типа ХС-39, расположенных на стойках шасси и хвостовом коке, и аэронавигационных огней типа БАНУ-45 на законцовках левой и правой плоскостей.

Система подключена к самолетной сети через автомат защиты типа АЗСГК-5 АНО-МОНТАЖНАЯ ЛАМПА вспомогательного электропитания, а управление осуществляется со специального пульта АНО на правой панели передней кабины. На пульте расположены переключатели типа 2ППНГ-15К МИГАНИЕ НЕПРЕРЫВНО и типа ППНГ-15К ЯРКОСТЬ на три положения 60%-30%-100% для подбора требуемой яркости.

Каждая кабина оборудована сигнализатором аварийных режимов ЛУН 2690-17 с красным мигающим светом и независимой системой световой сигнализации, основой которой является унифицированное световое табло прямоугольной формы с буквенным или символическим обозначением на красном, желтом или зеленом фоне.

Исключением является сигнализатор положения шасси, створок шасси и тормозных щитков, выполненный в виде самостоятельного блока и расположенный слева от приборной доски передней и задней кабин.

Защита независимых систем сигнализации осуществляется автоматами защиты типа АЗСГК-5 СИГНАЛИЗАЦИЯ, расположенными на вспомогательном электропитании передней и электропитании задней кабин, а управление – потенциометром ЯРКОСТЬ и кнопкой КОНТРОЛЬ со специальных пультов слева от приборных досок передней и задней кабин.

Посадочно-рулежное освещение состоит из двух посадочно-рулежных фар с лампой-фарой СМФ-5, установленных в носовой части крыльевых топливных баков и подключенных к сети 28 В через автоматы защиты типа АЗСГК-10 ФАРЫ ЛЕВАЯ-ПРАВАЯ на вспомогательном распределителе. Переключение нитей фар осуществляется переключателем типа 2ППНГ-15К РУЛЕЖНАЯ, ПОСАДОЧНАЯ слева от приборной доски передней и задней кабин.

Основой электрической системы запуска является пусковая панель Л39-К8248, которая подключена к самолетной сети 28 В через автомат защиты типа АЗСГК-50 ДВИГАТЕЛЬ на главном электропитании. Отдельные электрические цепи питаются от вспомогательного электропитания через автоматы защиты ПУСКОВАЯ ПАНЕЛЬ, ТОПЛИВОНАСОС, ЗАЖИГАНИЕ. Все элементы управления запуском находятся в передней кабине на левой панели. На левой панели задней кабины установлены кнопки ЗАПУСК турбостартера и двигателя и переключатель для останова двигателя ОСТАНОВ Д-ЛЯ.

Система электрического управления отдельными агрегатами позволяет осуществлять:

- выпуск и уборку шасси в нормальном и аварийном режимах;
- управление закрылками и тормозными щитками;
- продольную и поперечную балансировку самолета;
- блокировку тормозов, растормаживание колес;
- регулировку сидений.

ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

На приборных досках в передней и задней кабинах (рис. 54 и 58) установлены следующие пилотажно-навигационные приборы:

- комбинированный указатель скорости и числа М ЛУН 1170;
- высотомер БД-20;
- указатель авиагоризонта АГД-1;

- комбинированный вариометр с указателем поворота и скольжения ЛУН 1180;
- указатель радиокompаса ЛУН 3615;
- указатель радиовысотомера УВ-5;
- навигационно-пилотажный прибор НПП.

Слева от приборных досок установлены часы типа АЧС-1.

Кроме того, в передней кабине установлены указатель перегрузок с сигнализацией типа ЛУН 1722 и аварийный магнитный компас типа ЛУН 1221.

Комбинированный указатель скорости и числа М типа ЛУН 1170 предназначен для измерения приборной скорости от 100 до 1200 км/ч, истинной воздушной скорости от 300 до 1200 км/ч, числа М от 0,5 до 1 и сигнализации при $M=0,78$ на высотах полета 0-15000 м.

Высотометр ВД-20 служит для определения барометрической высоты в пределах 0-20000 м.

Комбинированный вариометр с указателем поворота и скольжения предназначен для одновременного, взаимно независимого измерения вертикальной составляющей скорости подъема или снижения самолета в диапазоне ± 80 м/с и угловой скорости в диапазоне $\pm 5,7$ град/с относительно вертикальной оси самолета, что соответствует параметрам производимого самолетом поворота при скорости 350 км/ч и крене 45° . Вариометр выдерживает скоростную нагрузку до 300 м/с. Диапазон показаний указателя поворота ограничен упорами на отметках 6,5 град/с.

Питание всех мембранно-анероидных приборов осуществляется от приемников воздушных давлений типа ЛУН 1153 (основной) и типа ЛУН-1150 (резервный), установленных на специальных кронштейнах на правой и левой плоскостях соответственно.

Для предотвращения обледенения приемники воздушных давлений имеют электрический обогрев, включение которого осуществляется кнопками ОБОГРЕВ ПВД, расположенными на левой панели передней кабины. Цепи питания обогревательных элементов защищены автоматами защиты типа АЗСГК-10 ПВД ЛЕВЫЙ и ПРАВЫЙ.

Дистанционный авиагоризонт АГД-1 предназначен для определения положения самолета в пространстве относительно горизонта.

Авиагоризонт обеспечивает устойчивые показания углов крена и тангажа в пределах 360° , за исключением углов тангажа $85-95^\circ$ при пикировании и кабрировании, на которых показания авиагоризонта могут быть неопределенными. Ошибки по тангажу и послевиражная погрешность не превышают $2-3^\circ$ и автоматически корректируются в прямолинейном полете с постоянной скоростью через 2-3 мин.

На самолете установлен комплект авиагоризонта АГД-1 с двумя указателями. Гиродатчик авиагоризонта расположен под правой панелью задней кабины. Питание по постоянному току осуществляется от самолетной сети 28 В через автомат защиты типа АЗСГК-5 АГД, ГМК, а по переменному току – от преобразователя ПТ-500Ц.

Гиромагнитный компас ГМК-1АЭ предназначен для определения магнитного курса полета самолета и углов его разворота, обеспечивает определение курса с точностью $\pm 1,5^\circ$. Питание компаса обеспечивается от сети постоянного тока через АЗСГК-5 АГД, ГМК на главном распределителе передней кабины, а по переменному току – от преобразователя ПТ-500Ц. Пульт управления гиромагнитного компаса расположен на правой панели передней кабины.

Авиационные часы АЧС-1 имеют завод пружины на 5 суток и точность хода ± 1 мин за сутки.

Магнитный компас типа ЛУН 1221 предназначен для определения компасного курса самолета в случае отказа гиромагнитного компаса. Компас имеет индивидуальный подсвет, девиационное устройство и устройство для компенсации установочной ошибки.

Указатель перегрузок (акселерометр) типа ЛУН 1722 предназначен для определения перегрузок, действующих на самолет в направлении, перпендикулярном плоскости крыла, и сигнализации опасных перегрузок плюс 8 и минус 4 с допуском $\pm 0,5$. На приборе имеется кнопка для сброса стрелок с фиксированного положения.

Для имитации отказа (в учебных целях) авиагоризонта АГД-1 и гиромагнитного компаса на среднем пульте задней кабины установлены два выключателя типа 2ВГ-15К КРЕН, ТАНГАЖ и переключатель типа 2ППГ-15К ГМК, с помощью которых обеспечивается введение ложных показаний в указатели передней кабины.

Для имитации отказа системы статического и полного давления на среднем пульте задней кабины имеются краны ПОЛН. ДАВЛ. и СТАТ. ДАВЛ., перекрывающие проводку ПВД на мембранно-анероидные приборы, расположенные в передней кабине.

Часть самолетов оборудована системой директорного управления СДУ-39.

На самолетах, оборудованных СДУ вместо АГД-1, установлены КПП, которые кроме функций авиагоризонта обеспечивают индикацию:

- командных сигналов для директорного управления самолетом с помощью командных стрелок и тангажа;
- отклонения самолета от равносигнальных зон курсоглиссанных маяков
- отказов гировертикалей, радиотехнических средств навигации и посадки – флажка-ми-сигнализаторами «Т» и «К». При отказах флажки-сигнализаторы находятся в поле зрения прибора.

Система директорного управления СДУ-39 предназначена для выдачи сигналов на командные стрелки тангажа и крена КПП при выполнении захода на посадку в директорном режиме управления с использованием наземных средств посадки, соответствующих нормам 1 категории, а также для выдачи сигналов на командную стрелку тангажа при выполнении полета в режиме стабилизации высоты. Включение системы производится выключателем СДУ, размещенным на правом пульте летчика в передней кабине.

РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Самолет имеет следующее радиоэлектронное оборудование:

а) радиосвязное оборудование:

- ультракоротковолновая радиостанция РТЛ-11 или УКВ-ДЦВ Р-832М;
- самолетное переговорное устройство, использующее низкочастотные цепи УКВ радиостанции РТЛ-11;
- автономное самолетное переговорное устройство (резервное – при установке РТЛ-11, основное – при установке Р-832М);

б) радионавигационное оборудование:

- аппаратура ближней навигации и посадки РСБН-5С («Искра-К»);
- автоматический радиокompас РКЛ-41 с двумя пультами управления;
- радиовысотомер малых высот РВ-5;
- маркерный радиоприемник МРП-56ПС;

в) радиотехническое оборудование: СРО-2М.

РАДИОСВЯЗНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Командная радиостанция РТЛ-11 (Р-832М) предназначена для двухсторонней радиосвязи самолета с землей и между самолетами в телефонном режиме в диапазоне частот 100-150 МГц (Р-832М – в диапазоне 118-140 и 220-389, 95 МГц). Количество предварительно настраиваемых каналов 21 (Р-832М – 20). Управление осуществляется с помощью пульта управления радиостанцией. Питание радиостанции осуществляется

постоянным током напряжением 27 В (Р-832М – постоянным током напряжением 27 В и переменным током напряжением 115 В, 400 Гц).

На левой панели в передней и задней кабинах размещена абонентская коробка, которая обеспечивает регулирование громкости СПУ и принимаемого радиостанцией сигнала, а также прослушивание сигналов радиокompаса.

Кнопки включения радиостанции в режим «Передача» установлены на торцевой части РУД в передней и задней кабинах. Включение радиостанции осуществляется в передней кабине автоматом защиты сети, размещенным на основном электрощитке.

Антенна радиостанции щелевого типа размещена в верхней части киля самолета под радиопрозрачным обтекателем.

Самолетное переговорное устройство предназначено для внутрисамолетной связи членов экипажа. На самолетах, оборудованных радиостанцией РТЛ-11, имеются два СПУ – основное и резервное. В качестве основного СПУ используются низкочастотные цепи радиостанции.

Включение запасного СПУ осуществляется автоматом защиты сети СПУ, размещенным на электрощитке в задней кабине.

Кнопки СПУ размещены на РУД в передней и задней кабинах.

РАДИОНАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Аппаратура ближней навигации и посадки РСБН-5С

Аппаратура ближней навигации и посадки РСБН-5С («Искра-К»), сопряженная с автономными датчиками высоты, скорости и курса, при работе с наземными навигационными и посадочными радиомаяками предназначена для решения задач ближней навигации, выполнения захода на посадку и посадки в сложных метеоусловиях и обеспечивает:

- непрерывное указание координат самолета – азимута (А) и дальности (Д) – относительно точки установки наземного радиомаяка;
- полет по заданному азимуту на маяк и от маяка по приборам НПП и ППД-2 и полет по орбите любого радиуса в пределах дальности действия системы;
- привод на аэродром посадки, оборудованный навигационным радиомаяком, с пробиванием облачности вниз и выполнением предпосадочного маневра;
- заход на посадку по зонам курсового и глиссадного радиомаяков с измерением дальности до точки приземления;
- возврат самолета на аэродром посадки по нуль-прибору (селектору азимута) при отказе курсовой системы самолета;
- заход самолета на посадку по сигналам наземного радиомаяка РСБН, расположенного на удалении не более 300 м от центра ВПП (без использования радиомаяка ПРМГ);
- прослушивание на борту самолета позывных сигналов радиомаяка РСБН.

Аппаратура РСБН-5С обеспечивает индикацию местоположения самолета на индикаторе кругового обзора наземного оборудования системы РСБН.

При отсутствии информации по радиоканалу аппаратура РСБН-5С обеспечивает навигацию самолета по автономным данным.

Основные тактико-технические данные аппаратуры РСБН-5С:

а) дальность действия аппаратуры в режиме радиокоррекции при работе с радиомаяком РСБН ограничивается пределами прямой видимости и составляет на высоте полета 1000 м не менее 115 км;

б) дальность действия аппаратуры при работе с радиомаяком ПРМГ составляет:

- по дальномерному каналу:
 - на высоте полета 10000 м не менее 180 км;

- на высоте полета 1000 м не менее 80 км;
- на высоте полета 300 м не менее 20 км:
- по каналу курса:
 - на высоте полета 10000 м не менее 180 км;
 - на высоте полета 1000 м не менее 80 км;
 - на высоте полета 300 м не менее 20 км;
- по каналу глиссады на высоте полета 300 м не менее 20 км:
 - в) максимальная ошибка измерения в режиме радиокоррекции составляет:
 - по азимуту не более 0,25° (точность индикации азимута на указателе 2°);
 - по номинальной дальности не более 0,25 км;
 - г) величина радиуса зоны неустойчивой радиокоррекции над радиомаяком составляет:
 - на высоте полета 5000 м не более 5 км;
 - на высоте полета 3000 м не более 3 км;
- д) количество каналов связи «земля-самолет» и «самолет-земля» как при работе с радиомаяком РСБН (режим «Навигация»), так и при работе с радиомаяком ПРМГ (режим «Посадка») равно 40.

На правой панели передней кабины размещен пульт управления, который обеспечивает выбор необходимого канала в режимах «Навигация» и «Посадка», контроль наличия радиокоррекции или исправности каналов дальности и азимута, регулировку громкости позывных наземной станции, установку нуля азимута и начальную установку значений азимута и дальности. Кроме того, на правой панели передней кабины размещены переключатель выбора режимов работы аппаратуры РСБН-5С «Навигация-Посадка-Пробивание облачности», регулятор яркости подсвета пульта управления РСБН-5С, кнопки контроля исправности РСБН-5С и опознавания.

На левой панели в передней кабине установлен выключатель ПРОСЛУШИВАНИЕ позывного наземного радиомаяка РСБН.

На правом табло на приборной доске передней кабины установлены лампы ПРОБИВ. ОКОНЧЕНО и СОГЛАС. АЗИМУТА.

На правой панели в задней кабине установлена кнопка ИСКРА, СОГЛАС. ЗАДАННОГО АЗИМУТА, а на правом табло приборной доски задней кабины – лампы АЗИМУТ ТОЧНО и ДАЛЬНОСТЬ ТОЧНО.

Включение аппаратуры РСБН-5С осуществляется из передней кабины АЗС ПРЕОБРАЗ., ИСКРА и АГД-ГМК на основном электрощитке и АЗС ПТ-500Ц на дополнительном электрощитке передней кабины.

Автоматический радиоконпас РКЛ-41

Автоматический радиоконпас РКЛ-41 обеспечивает отсчет курсового угла радиостанции, на которую настроен радиоконпас, и позволяет:

- производить полет на радиостанцию и от нее с визуальной индикацией курсового угла радиостанции;
- определять пеленг на радиостанцию;
- выполнять заходы на посадку по системе ОСП;
- работать в качестве резервного связного радиоприемника на средних волнах.

Радиоконпас РКЛ-41 работает:

- в режимах «Кавт.» и «Круч.»; эти режимы являются основными и служат для автоматического пеленгования радиостанции с той лишь разницей, что в режиме «Кавт.» осуществляется автоматический переход по сигналам маркерного радиоприемника с частоты ДПРС на частоту БПРС, а в режиме «Круч.» эта операция выполняется вручную;

- в режиме «Антенна», предназначенном для прослушивания позывных приводных радиостанций и ШВРС и настройки РКЛ-41 на заданную частоту, режим может использоваться при отказе самолетной УКВ радиостанции;
- в режиме «Рамка», предназначенном для слухового пеленгования приводных радиостанций.

Основные тактико-технические данные радиокompаса РКЛ-41 следующие:

- непрерывный диапазон частот – от 150 до 1800 кГц;
- питание: по постоянному току 27 В, по переменному – напряжением 115 В (400 Гц);
- дальность действия по приводной радиостанции ПАР-8СС при высоте полета 1000 м – 180 км; при этом ошибка в определении истинного пеленга должна быть не более $\pm 10^\circ$, колебания стрелки указателя пеленга – не более $\pm 3^\circ$, в режиме «Антенна» позывные должны прослушиваться удовлетворительно, а стрелка индикатора настройки должна иметь заметные отклонения;
- величина зоны неустойчивых показаний радиокompаса при полете наземной приводной радиостанции составляет не более высоты полета самолета.

Антенны радиокompаса размещены: ненаправленная поверхностного типа, состоящая из двух частей и являющаяся частью гаргрота фюзеляжа – между шпангоутами 25-28; направленная гониометрическая неподвижная – под фюзеляжем между шпангоутами 15-17.

Пульты управления радиокompасом размещены в передней и задней кабинах на правых панелях.

Указатели курса и сигнализации АВТОМ. ПЕРЕКЛ. БЛИЖНЯЯ на правом табло размещены на приборных досках в передней и задней кабинах.

Включение радиокompаса производится из передней кабины, для чего необходимо включить на основном электрощитке АЗС ПРЕОБРАЗ., на дополнительном электрощитке АЗС АРК и перевести переключатель на пульте управления радиокompаса из положения ВЫКЛ. в одно из следующих положений: КАВТ, КРУЧ., АНТЕННА, РАМКА.

Радиовысотомер малых высот РВ-5

Предназначен для определения истинной высоты полета над земной поверхностью в диапазоне от 0 до 750 м и для сигнализации летчику о снижении самолета ниже заданной опасной высоты полета.

Основные тактико-технические данные РВ-5:

- диапазон измеряемых высот от 0 до 750 м;
- точность измерения высоты по указателю от 0 до 10 м – $\pm 0,8$ м, а от 10 до 750 м – $\pm 8\%$ измеряемой высоты;
- мощность передатчика – не менее 0,4 Вт;
- звуковая и световая сигнализации могут задаваться любые в диапазоне от 0 до 750 м;
- сигнализация опасной (заданной) высоты полета осуществляется подачей в телефоны летчиков непрерывного сигнала частотой 400 Гц в течение 3-8 с и загоранием на указателях красного сигнального табло ОПАСН. ВЫСОТА в передней кабине;
- точность сигнализации опасной высоты по отношению к показаниям высоты указателем радиовысотомера на высотах 2-10 м – $\pm 0,5$ м и на 10-750 м – $\pm 5\%$;
- на высотах более 750 м стрелка устанавливается на правом упоре в черном секторе шкалы;
- показания радиовысотомера не зависят от покрова местности и атмосферных условий.

Особенности работы радиовысотомера:

- отдельные крупные строения, возвышенности, овраги, крутые берега рек и озер отмечаются изменениями показаний высоты;
- на углах тангажа и кренах более 25° показания радиовысотомера неточные (особенно при полетах над лесом, постройками и др.), пользоваться радиовысотомером в этих случаях не рекомендуется;
- нецелесообразно пользоваться радиовысотомером при полетах над горной местностью, когда резкие изменения расстояний от летящего самолета до земли могут превышать диапазон измеряемых высот.

Антенны радиовысотомера размещены в нижней части фюзеляжа самолета: впереди – приемная, сзади – передающая.

Указатели высоты с сигнальным табло – потенциометром ОПАСН. ВЫСОТА, лампой-кнопкой КОНТРОЛЬ размещены в левой части приборных досок в передней и задней кабинах, дополнительная сигнализация ОПАСНАЯ ВЫСОТА – на левом световом табло на приборной доске передней кабины.

Для включения радиовысотомера необходимо включить на основном электрощитке передней кабины АЗС ПРЕОБРАЗ. и МРП-РВ.

Маркерный радиоприемник МРП-56ПС

Служит для определения момента пролета самолета над наземными маркерными радиомаяками.

Основные тактико-технические данные МРП-56ПС:

- частота модуляции 3000 Гц;
- высота срабатывания не менее 2000 м;
- при пролете наземного маркерного радиомаяка срабатывает световая и звуковая (в телефоны летчиков) сигнализация.

Антенна маркерного радиомаяка размещена в нижней части фюзеляжа между шпангоутами № 18 и 20.

Сигнальный трафарет МАРКЕР установлен в правом световом табло на приборной доске в передней и задней кабинах.

Для включения маркерного радиоприемника необходимо включить на основном электрощитке передней кабины АЗС ПРЕОБРАЗ. и МРП-РВ.

РАДИОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Пульт управления СРО-2М и щиток ВЗРЫВ-БЕДСТВИЕ расположены на правом борту передней кабины, антенны – в носовой и хвостовой частях фюзеляжа, под конусными радиопрозрачными обтекателями консольных крыльевых топливных баков.

Для включения СРО-2М необходимо включить на основном и дополнительном электрощитках передней кабины АЗС СРО, а на пульте управления сдвоенный выключатель ПИТАНИЕ.

ВООРУЖЕНИЕ САМОЛЕТА

Самолет Л-39 оборудован бомбардировочным и ракетным (неуправляемым и учебным управляемым) вооружением, а также прицельным и фотоконтрольным оборудованием.

Вооружение, прицельное и фотоконтрольное оборудование самолета Л-39 предназначены для выполнения следующих задач:

- прицельного бомбометания (фотобомбометания) с пикирования авиабомбами калибра 50-100 кг;

- прицельной стрельбы неуправляемыми ракетами типа С-5 (фотострельбы) по наземным целям с пикирования;
- имитации пуска управляемых ракет по воздушным целям с использованием учебных ракет И-318;
- фотострельбы по воздушным целям.

Расположение органов управления вооружением в кабинах самолета

Органы управления бомбардировочным и ракетным (неуправляемым и управляемым) вооружением, а также органы управления прицельным и фотоконтрольным оборудованием расположены.

а) в передней кабине:

- на среднем пульте – АЭС ОРУЖИЕ, УБ-16, ДСП, ФКП, ОБОГРЕВ СС, НАКАЛ СС, реостат ГРОМК. СС, сигнальные табло зеленого цвета, сигнализирующие о наличии подвесок на держателях, сигнальные табло ГОТОВ, СС, ВЗРЫВ, ПУС 0; переключатели ЛЕВАЯ-ПРАВАЯ ОБЕ, АВАР. СБРОС, АВАР. ВЗРЫВ-НЕВЗРЫВ, переключатель вариантов стрельбы 2РС-АВТ.-4РС; пульт ПУ-ЭКСП-46;
- на кронштейне прицела АСП-ЗНМУ-39 – выключатель радиодальномера «Квант», сигнальная лампа КВАНТ, кнопка СБРОС ЦЕЛИ, сигнальные табло ЗАХВАТ ЦЕЛИ, ОПАСНАЯ ПЕРЕГР., ВЫХОД ИЗ АТАКИ, РАЗРЕШ. ДАЛЬНОСТЬ, указатель дальности ЛУН 1770-8;
- на основном электрощитке правого пульта – АЗС ПРЕОБРАЗ., РТЛ, КВАНТ;
- на вспомогательном электрощитке правого пульта – АЗС УПРАВЛ., СИГНАЛ., АВАР. СБРОС, САРПП ЭКСП-46 КЛ-39;
- на ручке управления самолетом – боевая кнопка, кнопка включения ФКП;
- на ручке управления двигателем (рис. 55) – рукоятка привода реостата дальности.

б) в задней кабине:

- над приборной доской – сигнальные табло зеленого цвета, сигнализирующие о наличии подвесок на держателях, сигнальные табло СС, ЗАХВАТ ЦЕЛИ, ОПАСНАЯ ПЕРЕГР., ВЫХОД ИЗ АТАКИ, ВЗРЫВ, ГОТОВ, СБРОС ПУСК, РАЗРЕШ. ДАЛЬНОСТЬ, НАКАЛ, ОБОГРЕВ, указатель дальности ЛУН 1770-8;
- на правом пульте – выключатель СЕТЬ, АЗС СИГНАЛИЗ., ОРУЖИЕ, переключатели АВАР. СБРОС и АВАР. ВЗРЫВ-НЕВЗРЫВ.

На самолетах до 5-й серии элементы управления вооружением по составу и расположению имеют следующие отличия:

а) в передней кабине:

- на среднем пульте (рис. 57) отсутствуют АЗС УБ-16, сигнальное табло ГОТОВ, переключатель АВАР. ВЗРЫВ-НЕВЗРЫВ; вместо двухпозиционного переключателя АВАР. СБРОС установлен трехпозиционный переключатель (закрывается предохранительным колпачком в нейтральном положении);
- на вспомогательном электрощитке правого пульта питание электроцепей аварийного сбрасывания подвесок и кассеты ЭКСП-46 выполнено от одного АЗС ЭКСП-46 АВАР. СБРОС.

б) в задней кабине:

- над приборной доской (рис. 58) отсутствуют сигнальные табло зеленого цвета, сигнализирующие о наличии подвесок на держателях, сигнальные табло СС, ВЗРЫВ, ГОТОВ; вместо сигнального табло СБРОС ПУСК установлено табло СПУСК ОРУЖИЯ;
- на правом пульте (рис. 60) отсутствует переключатель АВАР. ВЗРЫВ-НЕВЗРЫВ и вместо двухпозиционного переключателя АВАР. СБРОС установлен трехпозиционный переключатель (закрывается предохранительным колпачком в нейтральном положении).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. Система управления вооружением из задней кабины на самолетах всех серий выполнена таким образом, что с помощью АЗС ОРУЖИЕ обеспечивается отключение электрических систем управления боевым сбрасыванием авиабомб и стрельбой неуправляемыми ракетами независимо от положения элементов управления вооружением в передней кабине.

2. На самолетах всех серий установлена блокировка электрических систем управления боевым сбрасыванием авиабомб и стрельбой неуправляемыми ракетами при скорости полета менее 310 км/ч.

Блокировочное реле запитывается через АЗС УПРАВЛ.

Указанную блокировку необходимо использовать для предохранения при работе с оружием на земле, оставляя АЗС УПРАВЛ. в положении ВКЛЮЧЕНО.

Бомбардировочное вооружение

В состав бомбардировочного вооружения входят:

- крыльевые балочные держатели ЛЗ9М-117, ЛЗ9М-118;
- боевая и аварийная электрические системы управления сбрасыванием авиабомб;
- электрическая система управления взведением взрывателей (механизмы МПИ);
- механическая система управления взведением взрывателей (прутки УВП-ИС и механизмы «Взрыв-невзрыв»);
- электрическая система сигнализации наличия авиабомб на балочных держателях.

Крыльевые балочные держатели ЛЗ9М-117, ЛЗ9М-118 оборудованы серийными замками ДЗ-57Д и предназначены для ПОДВЕСКИ авиабомб калибра 50-100 кг; блоков УБ-16-57У и пусковых устройств АПУ-13М1 с ракетами И-318. На держателях установлен автомат одновременного сброса (АОС), который без вмешательства летчика во всем диапазоне скоростей полета самолета выполняет автоматическое сбрасывание оставшегося блока (пускового устройства с ракетой) в случае самопроизвольного отделения от самолета одного из двух блоков (пусковых устройств с ракетами).

Сбрасывание авиабомб от боевой системы управления производится только на взрыв одиночно и залпом из передней кабины при скорости полета самолета более 310 км/ч (при скорости полета менее 310 км/ч боевая система управления блокируется специальным реле, отключающим цепь сбрасывания авиабомб при выпущенных закрылках). Управление сбрасыванием авиабомб осуществляется от боевой кнопки.

Для сбрасывания авиабомб от боевой системы необходимо:

- включить АЗС ОРУЖИЕ, СИГНАЛИЗ. и выключатель СЕТЬ в задней кабине, АЗС СИГНАЛ., УПРАВЛ., ОРУЖИЕ, АСП, ФКП (для включения прицела АСП-ЗНМУ-39) в передней кабине; при этом в обеих кабинах загорятся сигнальные табло зеленого цвета, сигнализирующие о наличии авиабомб на держателях, и сигнальные табло ГОТОВ желтого цвета (загораются при скорости полета самолета более 310 км/ч), сигнализирующие о подключении электрической цепи боевой системы управления сбрасыванием авиабомб;
- установить переключатель ЛЕВАЯ-ПРАВАЯ ОБЕ в передней кабине в положение ЛЕВАЯ (для сбрасывания одной авиабомбы) или ПРАВАЯ ОБЕ (для сбрасывания второй авиабомбы или двух авиабомб одновременно);
- откинуть предохранительную скобу и нажать боевую кнопку, при этом в зависимости от положения переключателя ЛЕВАЯ-ПРАВАЯ ОБЕ будут сброшены одна или две авиабомбы и соответственно погаснут в обеих кабинах сигнальные табло зеленого цвета; в задней кабине загорится сигнальное табло СБРОС ПУСК белого цвета (табло горит в течение времени удерживания кнопки в нажатом положении).

Примечание. При проверке боевой системы управления сбрасыванием авиабомб на земле необходимо выключить АЗС УПРАВЛ. в передней кабине (отключить блокировку системы).

Сбрасывание авиабомб от аварийной системы управления производится залпом на взрыв или невзрыв во всем диапазоне скоростей полета из обеих кабин самолета.

Управление аварийным сбрасыванием авиабомб осуществляется от переключателей АВАР. СБРОС.

Для аварийного сбрасывания авиабомб на взрыв необходимо:

- включить АЗС СИГНАЛИЗ. и выключатель СЕТЬ в задней кабине, АЗС АВАР. СБРОС, СИГНАЛ, в передней кабине; при этом в обеих кабинах загорятся сигнальные табло зеленого цвета, сигнализирующие о наличии авиабомб на держателях;
- установить переключатель АВАР. ВЗРЫВ-НЕВЗРЫВ в передней (или задней) кабине в положение ВЗРЫВ, при этом в обеих кабинах загорятся сигнальные табло ВЗРЫВ красного цвета, сигнализирующие о подключении электрической цепи «Взрыв» аварийной системы управления сбрасыванием авиабомб;
- откинуть предохранительный колпачок и установить переключатель АВАР. СБРОС в передней (задней) кабине в верхнее положение, при этом будут сброшены на взрыв обе авиабомбы и в обеих кабинах погаснут сигнальные табло зеленого цвета.

Для аварийного сбрасывания авиабомб на невзрыв необходимо:

- включить АЗС СИГНАЛИЗ. и выключатель СЕТЬ в задней кабине, АЗС АВАР. СБРОС, СИГНАЛ, в передней кабине; при этом в обеих кабинах загорятся сигнальные табло зеленого цвета, сигнализирующие о наличии авиабомб на держателях;
- откинуть предохранительный колпачок и установить переключатель АВАР. СБРОС в передней (задней) кабине в верхнее положение, при этом будут сброшены на невзрыв обе авиабомбы и в обеих кабинах погаснут сигнальные табло зеленого цвета.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Аварийная система управления сбрасыванием авиабомб из передней кабины выполнена зависимой от положения переключателя АВАР. ВЗРЫВ-НЕВЗРЫВ в задней кабине. При установке переключателя АВАР. ВЗРЫВ-НЕВЗРЫВ в задней кабине в положение ВЗРЫВ или НЕВЗРЫВ авиабомбы будут сброшены соответственно на взрыв или невзрыв независимо от того, в какое положение установлен переключатель АВАР. ВЗРЫВ-НЕВЗРЫВ в передней кабине.

Неуправляемое ракетное вооружение

В состав неуправляемого ракетного вооружения входят:

- два шестнадцатиствольных блока УБ-16-57У;
- прибор управления стрельбой ПУС-36ДМ;
- крыльевые балочные держатели ЛЗ9М-117 ЛЗ9М-П8;
- электрические системы управления стрельбой неуправляемыми ракетами и сигнализации.

Блоки УБ-16-57У подвешиваются на держатели с помощью рым-болтов и устанавливаются в пристрелочно положении параллельно продольной оси самолета. Основными частями блока УБ-16-57У являются 16 стволов ракетных орудий калибра 57 мм с держателями ракет, кожух, передний и задний обтекатели, электропроводка.

Прибор управления стрельбой ПУС-36ДМ предназначен для распределения и отправки импульсов тока в электрозапалы ракет обоих блоков.

Электрическая система управления стрельбой неуправляемыми ракетами позволяет вести серийную стрельбу при скорости полета самолета более 310 км/ч ракетами из двух блоков УБ-16-57У в следующих вариантах:

- по 32 ракеты в серии (по 16 ракет из каждого блока);
- по 4 ракеты в серии (по 2 ракеты из каждого блока);
- по 2 ракеты в серии (по 1 ракете из каждого блока).

Временной интервал между выстрелами в серии составляет 0,025 с. Управление стрельбой осуществляется от боевой кнопки из передней кабины.

В целях исключения стрельбы при выпущенных закрылках систем управления стрельбой блокируется специальным реле, срабатывающим в полетах самолета на скоростях менее 310 км/ч.

Для выполнения стрельбы неуправляемыми ракетами необходимо:

- включить АЗС ОРУЖИЕ, СИГНАЛИЗ. и выключатель СЕТЬ в задней кабине, АЗС СИГНАЛ., УПРАВЛ., АВАР. СБРОС, ОРУЖИЕ, УБ-16, АСП, ФКП (для включения прицела АСП-ЗНМУ-39) в передней кабине;
- установить переключатель вариантов стрельбы 2РС-АВТ.-4РС в положение, соответствующее выбранному варианту стрельбы, при этом в обеих кабинах загорятся сигнальные табло зеленого цвета, сигнализирующие о наличии блоков УБ-16-57У на держателях, сигнальные табло ГОТОВ желтого цвета (загораются при скорости полета самолета более 310 км/ч), сигнализирующие о подключении электрической цепи системы управления стрельбой неуправляемыми ракетами, и сигнальное табло ПУС 0 белого цвета в передней кабине;
- откинуть предохранительную скобу и нажать боевую кнопку (кнопку удерживать в нажатом положении в течение 0,5-1 с в зависимости от количества ракет в серии), при этом в соответствии с выбранным вариантом стрельбы будет отстреляно 2, 4 или 32 ракеты и погаснет табло ПУС 0; в задней кабине загорится сигнальное табло СБРОС ПУСК белого цвета (табло горит в течение времени удерживания кнопки в нажатом положении).

Примечание. При проверке системы управления стрельбой неуправляемыми ракетами на земле необходимо выключить АЗС УПРАВЛ. в передней кабине (отключить блокировку системы).

Сбрасывание блоков УБ-16-57У в аварийной обстановке осуществляется от аварийной системы управления сбрасыванием подвесок (авиабомб, блоков УБ-16-57У, пусковых устройств АПУ-13М1 с ракетами И-318).

Для аварийного сбрасывания блоков УБ-16-57У необходимо:

- включить АЗС СИГНАЛИЗ. и выключатель СЕТЬ в задней кабине, АЗС АВАР. СБРОС, СИГНАЛ. в передней кабине, при этом загорятся в обеих кабинах сигнальные табло зеленого цвета, сигнализирующие о наличии блоков УБ-16-57У на держателях;
- откинуть предохранительный колпачок и установить переключатель АВАР. СБРОС в передней (задней) кабине в верхнее положение, при этом будут сброшены оба блока и погаснут сигнальные табло зеленого цвета.

При подвеске блоков ракетных орудий на держатели к электроцепи аварийной системы управления сбрасыванием автоматически подключается цепь автомата одновременного сброса (АОС) блоков, с помощью которой производится сбрасывание оставшегося блока при самопроизвольном отделении от самолета одного из двух блоков.

На самолетах до 5-й серии

Для выполнения стрельбы неуправляемыми ракетами необходимо:

- включить АЗС ОРУЖИЕ, СИГНАЛИЗ. и выключатель СЕТЬ в задней кабине, АЗС СИГНАЛ., УПРАВЛ., ОРУЖИЕ, АСП, ФКП в передней кабине, при этом в передней кабине загорятся сигнальные табло зеленого цвета, сигнализирующие о наличии блоков УБ-16-57У на держателях, сигнальное табло ПУС 0 белого цвета и сигнальное табло ВЗРЫВ красного цвета (загорается при скорости полета самолета более 310 км/ч), сигнализирующее о подключении электрической цепи системы управления стрельбой неуправляемыми ракетами;

- установить переключатель вариантов стрельбы 2РС-АВТ.-4РС в положение, соответствующее выбранному варианту стрельбы;
- откинуть предохранительную скобу и нажать боевую кнопку, при этом в соответствии с выбранным вариантом стрельбы будет отстреляно 2, 4 или 32 ракеты; в задней кабине загорится сигнальное табло СПУСК ОРУЖИЯ белого цвета.

Для аварийного сбрасывания блоков УБ-16-57У необходимо:

- включить АЗС СИГНАЛИЗ. и выключатель СЕТЬ в задней кабине, АЗС СИГНАЛ., ЭКСР-46 АВАР. СБРОС в передней кабине, при этом в передней кабине загорятся сигнальные табло зеленого цвета, сигнализирующие о наличии блоков УБ-16-57У на держателях;
- установить переключатель АВАР. СБРОС в передней (задней) кабине в положение НЕВЗРЫВ, при этом будут сброшены оба блока и погаснут сигнальные табло зеленого цвета.

Основные данные неуправляемых ракет приведены в табл. 17.

Таблица 17

Основные характеристики	С-5К	С-5М
Калибр, мм	57	57
Тип взрывателя	В-5К	В-5М1

Управляемое ракетное вооружение

В состав управляемого ракетного вооружения входят:

- две учебные управляемые ракеты И-318;
- два пусковых устройства АПУ-13М1;
- крыльевые балочные держатели ЛЗ9М-118;
- самолетный радиолокационный СРД-5МК («Квант»);
- вычислитель разрешенной дальности ВРД-2А;
- датчик перегрузок МП-28А;
- указатели дальности ЛУН 1770-8 в передней и задней кабинах;
- электрические системы питания, сигнализации и управления пуском ракет И-318.

Управляемое ракетное вооружение позволяет имитировать пуск ракет при скорости полета самолета более 310 км/ч, а также контролировать правильность действий летчика (с помощью самописцев, установленных на ракетах).

Авиационные пусковые устройства АПУ-13М1 предназначены для подвески, транспортировки и обеспечения электропитанием ракет И-318.

Пусковые устройства подвешиваются на держатели с помощью бугелей и устанавливаются в пристрелочном положении параллельно продольной оси самолета.

Основными частями пускового устройства являются:

- балка (силовой элемент) с направляющими для подвески ракет, кожухом, передним и задним обтекателями;
- стопорная защелка с антивибраторами, удерживающая ракету на пусковом устройстве;
- электрическое пусковое устройство ЭПУ-13ТБ1, предназначенное для питания ракеты, определения исправности и обеспечения сигнализации о готовности ракеты к пуску.

Радиолокационный дальномер «Квант» предназначен для определения дальности до цели, скорости сближения с целью и определения (совместно с вычислителем разрешенной дальности ВРД-2А) разрешенной дальности пуска ракет.

Дальномер обеспечивает:

- автоматическое определение текущей дальности до цели и выдачу ее значения на указатели дальности ЛУН 1770-8;

- автоматическое сравнение текущей дальности с разрешенной дальностью пуска ракет и выдачу сигнала разрешенной дальности на сигнальные табло РАЗРЕШ. ДАЛЬНОСТЬ;
- выдачу сигнала о необходимости выхода из атаки на сигнальные табло ВЫХОД ИЗ АТАКИ.

Основные данные радиодальномера «Квант»:

- дальность действия по захвату цели типа Л-39 не менее 3,5 км;
- минимальная высота боевого применения 2000 м;
- ошибка в определении дальности ± 100 м;
- разрешающая способность по дальности не хуже 200 м;
- мертвая зона радиодальномера не более 300 м;
- диаграмма направленности антенны (на уровне половинной мощности) в пределах 6° ,
- мощность в импульсе 5-7 кВт;
- время подготовки к работе 2-2,5 мин.

Комплект блоков радиодальномера «Квант» размещен в носовой части фюзеляжа, антенна радиодальномера размещена также в носовой части фюзеляжа (под конусным радиопрозрачным обтекателем).

Для включения радиодальномера «Квант» необходимо:

- включить выключатель СЕТЬ в задней кабине, АЗС ПРЕОБРАЗ., КВАНТ и выключатель КВАНТ в передней кабине, при этом наличие высокого напряжения контролируется по загоранию сигнальной лампы КВАНТ.

Захват цели радиодальномером контролируется по загоранию в обеих кабинах сигнальных табло ЗАХВАТ ЦЕЛИ зеленого цвета. Управление сбросом цели осуществляется от кнопки СБРОС ЦЕЛИ в передней кабине.

Текущая дальность до цели контролируется по указателям дальности ЛУН 1770-8, разрешенная дальность пуска ракет – по загоранию сигнальных табло РАЗРЕШ. ДАЛЬНОСТЬ зеленого цвета в обеих кабинах.

Захват цели ракетой сигнализируется подачей звукового сигнала в телефоны летчика.

Выход из атаки контролируется по загоранию в обеих кабинах сигнальных табло ВЫХОД ИЗ АТАКИ красного цвета.

Датчик перегрузок МП-28А предназначен для измерения перегрузки и подключения электрической цепи сигнализации при достижении перегрузки 2 (загораются в обеих кабинах сигнальные табло ОПАСНАЯ ПЕРЕГР. красного цвета).

Пуск ракет разрешается, если звучит сигнал захвата цели ракетой, горят сигнальные табло РАЗРЕШ. ДАЛЬНОСТЬ, перегрузка самолета не превышает 2 (не горят сигнальные табло ОПАСНАЯ ПЕРЕГР.).

Управление пуском ракет (имитация пуска) осуществляется от боевой кнопки из передней кабины.

Для выполнения имитации пуска управляемых ракет необходимо:

- включить АЗС ОРУЖИЕ, СИГНАЛИЗ. и выключатель СЕТЬ в задней кабине, АЗС СИГНАЛ., УПРАВЛ., ОРУЖИЕ, АСП, ФКП (для включения прицела АСП-ЗНМУ-39), ОБОГРЕВ СС, НАКАЛ СС, ПРЕОБРАЗ. КВАНТ, РТЛ (для включения радиостанции) в передней кабине; при этом загорятся в обеих кабинах (на самолетах до 5-й серии только в передней кабине) сигнальные табло зеленого цвета, сигнализирующие о наличии пусковых устройств на держателях, и сигнальные табло СС зеленого цвета; в задней кабине загорятся сигнальные табло НАКАЛ, ОБОГРЕВ зеленого цвета.

На самолетах до 5-й серии, кроме того, загорится в передней кабине сигнальное табло ВЗРЫВ красного цвета (при скорости полета самолета более 310 км/ч), сигнали-

зирующее о подключении электрической цепи системы управления пуском управляемых ракет:

- установить переключатель ЛЕВАЯ-ПРАВАЯ ОБЕ в положение ЛЕВАЯ (для выполнения имитации пуска левой ракеты) или ПРАВАЯ ОБЕ (для выполнения имитации пуска правой ракеты);
- при условиях, разрешающих пуск, откинуть предохранительную скобу и нажать боевую кнопку (кнопку удерживать в нажатом положении в течение 2-2,5 с в целях обеспечения нормальной работы самописцев ракет), при этом в соответствии с выбранным вариантом самописцы зафиксируют условия выполнения имитации пуска; в задней кабине загорится сигнальное табло СБРОС ПУСК белого цвета (на самолетах до 5-й серии сигнальное табло СПУСК ОРУЖИЯ).

Примечание. При проверке системы управления пуском ракет на земле необходимо выключить АЗС УПРАВЛ. в передней кабине (отключить блокировку системы).

Сбрасывание пусковых устройств АПУ-13М1 с ракетами И-318 в аварийной обстановке осуществляется от аварийной системы управления сбрасыванием подвесок (авиабомб, блоков УБ-16-57У, пусковых устройств АПУ-13Л11 с ракетами И-318).

Для аварийного сбрасывания пусковых устройств АПУ-13М1 с ракетами И-318 (в том числе и на самолетах до 5-й серии) необходимо выполнить операции, изложенные в описании неуправляемого ракетного вооружения.

При подвеске пусковых устройств с ракетами на держатели к электроцепи аварийной системы управления сбрасыванием автоматически подключается цепь автомата одновременного сброса (АОС) пусковых устройств, с помощью которой производится сбрасывание оставшегося пускового устройства с ракетой при самопроизвольном отделении от самолета одного из двух пусковых устройств.

Прицельное и фотоконтрольное оборудование

В состав прицельного оборудования входит авиационный стрелковый прицел АСП-3НМУ-39, который представляет собой серийный прицел АСП-3НМ, оборудованный механизмом наклона отражателя.

Механизм наклона отражателя позволяет отклонять оптическую ось прицела (линию визирования) в вертикальной плоскости на угол от 0 до 20°.

Поворот отражателя производится рукояткой, расположенной на прицельной головке.

Прицел АСП-3НМУ-39 установлен в передней кабине и предназначен для выполнения прицеливания в режиме работы «Гиро» или «Непод.» при боевом применении всех вариантов вооружения и при фотострельбе по воздушным и наземным целям.

Основные тактико-технические данные прицела:

- наибольший угол упреждения, который строит автоматика прицела, не менее 8°;
- возможный диапазон использования углов наклона линии визирования (наклона отражателя) в вертикальной плоскости на самолетах по 5-ю серию включительно составляет 0-10°;
- дальность до цели, вводимая в прицел, 180-800 м;
- база цели, устанавливаемая на прицеле, 7-45 м;
- угловая величина наибольшего диаметра переменной окружности сетки 122 тыс.;
- угловая величина наименьшего диаметра переменной окружности сетки 17,5 тыс.;
- угловая величина постоянного диаметра кольца сетки 132 тыс.;
- угловая величина диаметра кольца механического визира 132 тыс.

Для включения прицела необходимо включить в задней кабине АЗС ОРУЖИЕ и выключатель СЕТЬ, в передней кабине АЗС АСП, ФКП. При этом в поле зрения прицела через отражатель будет видно изображение сетки.

Яркость свечения сетки регулируется реостатом подсвета сетки прицела.

Для включения прицела в режим работы «Гиро» необходимо установить переключатель ГИРО-НЕПОД. на прицельной головке в положение ГИРО.

В состав фотоконтрольного оборудования входит фотоконтрольный прибор ФКП-2-2, установленный на прицельной головке и предназначенный для контроля результатов прицеливания при фотострельбе по воздушным и наземным целям, стрельбе неуправляемыми ракетами по наземным целям и при бомбометании (фотобомбометании) с пикирования.

Основные данные фотоконтрольного прибора:

- фокусное расстояние объектива 75 мм;
- максимальная дальность фотографирования цели размером 10 м 750-800 м;
- максимальная дальность фотографирования цели размером 20 м 1300-1500 м;
- время непрерывного фотографирования 12 с;
- скорость съемки 4-6 кадров в секунду;
- ширина применяемой пленки 35 мм;
- длина пленки 1,7 м;
- число кадров 60;
- размер кадра 24x24 мм.

Электропитание на ФКП-2-2 подается при включении АЗС ОРУЖИЕ и выключателя СЕТЬ в задней кабине. АЗС ОРУЖИЕ и АСП, ФКП в передней кабине самолета.

Включение осуществляется нажатием боевой кнопки, при этом производится фотографирование прицельной сетки и цели.

Работа прибора контролируется по вращению сигнального стробоскопического диска на крышке прибора.

Кроме того, работоспособность прибора можно проверить при нажатии кнопки ФКП на ручке управления самолетом в передней кабине.

Установка кассеты сигнальных ракет ЭКСР-46

Электрифицированная кассета сигнальных ракет ЭКСР-46 предназначена для выполнения стрельбы сигнальными ракетами.

Установка состоит из пульта управления стрельбой ПУ-ЭКСР-46 и одной четырехствольной кассеты под серийные сигнальные ракеты калибра 26 мм.

Для стрельбы сигнальными ракетами необходимо:

- включить АЗС САРПП ЭКСР-46 КЛ-39 (на самолетах до 5-й серии – АЗС ЭКСР-46 АВАР. СБРОС) и выключатель СИГНАЛ. РАКЕТЫ на ПУ-ЭКСР-46 в передней кабине;
- нажать соответствующую цвету сигнальной ракеты кнопку на пульте ПУ-ЭКСР-46.

ГЕРМЕТИЧЕСКАЯ КАБИНА. СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА КАБИНЫ И СНАРЯЖЕНИЯ ЛЕТЧИКОВ

Герметическая кабина вентиляционного типа представляет герметизированный отсек фюзеляжа, закрытый сверху откидными частями фонаря. Кабина двухместная: впереди – рабочее место курсанта, сзади – инструктора.

Герметизация откидных частей фонаря и козырька передней кабины (рис. 48) осуществляется резиновыми шлангами (10, 17 и 19), в которые подается воздух давлением 1,8-2,55 кгс/см². Воздух в систему герметизации поступает из баллона емкостью 2 л (4) с давлением 150 кгс/см² через понижающие редукторы 150x50 кгс/см² (12) и 50x1,5 кгс/см² (13). Кран герметизации (16) откидных частей фонаря и козырька передней кабины заблокирован с рукояткой (15) включения подачи воздуха в кабину КОН-

ДИЦ.-ГЕРМЕТ. Управление системой герметизации и включения подачи воздуха в кабину возможно как с рабочего места курсанта, так и с рабочего места инструктора.

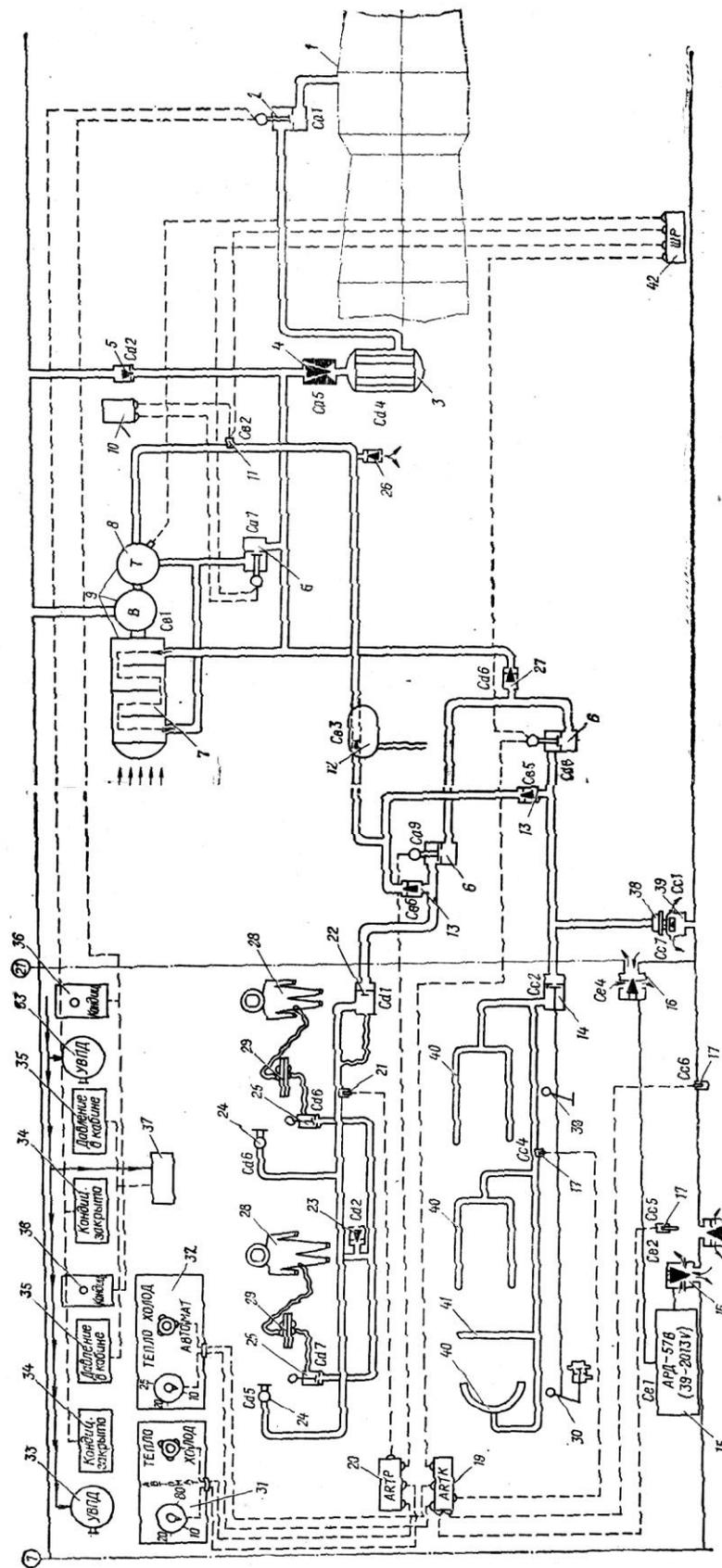


Рис. 61. Принципиальная схема системы наддува, вентиляции и обогрева кабин:

1 – двигатель; 2 – заслонка с электроприводом; 3 – фильтр; 4 – ограничитель расхода воздуха; 5 – предохранительный клапан; 6 – заслонка с электроприводом; 7 – воздухо-воздушный радиатор; 8 – турбохолодильник; 9 – турбохолодильная установка; 10 – переключатель температуры ЛЕТО-ЗИМА;

Герметизация откидных частей фонаря и козырька передней кабины происходит после закрытия откидных частей фонаря, закрытия их замков с последующим перемещением рукоятки КОНДИЦ.-ГЕРМЕТ. вперед. Разгерметизация производится обратным движением рукоятки. В случае открытия замков откидных частей фонаря кабины без предварительной разгерметизации рукояткой или при катапультировании давление воздуха из шлангов стравливается автоматически. Открытие откидных частей фонаря без предварительного сброса давления из шлангов не рекомендуется во избежание выхода откидных частей из шарниров подвески.

Для создания нормальных условий экипажу в полете на самолете установлена система кондиционирования воздуха кабины и снаряжения летчиков.

Наддув, вентиляция и обогрев кабины, а также вентиляция пододежного пространства снаряжения летчиков и индивидуальная вентиляция (душирование) производится воздухом, отбираемым от последней ступени компрессора двигателя (рис. 61).

Отбор воздуха от компрессора осуществляется открытием заслонки (2) с помощью переключателя КОНДИЦ. (36), установленного в обеих кабинах на правых пультах. Переключатель в задней кабине имеет преимущество в функционировании над переключателем передней кабины. В эксплуатации переключатель (36) в задней кабине находится в среднем положении и закрыт предохранителем, управление отбором воздуха осуществляется переключателем из передней кабины. Закрытое положение заслонки отбора воздуха сигнализируется загоранием табло КОНДИЦ. ЗАКРЫТО (34).

Воздух от заслонки отбора по трубопроводу проходит фильтр (3), ограничитель расхода воздуха (4) и дальше поступает в две магистрали: «горячую» и «холодную». В «холодной» магистрали установлен воздухо-воздушный радиатор (7), турбохолодильник (8) и водоотделитель (12). «Холодная» магистраль за турбохолодильником (8) разделяется на трубопровод наддува кабины и трубопровод системы вентиляции снаряжения и индивидуальную вентиляцию экипажа. В оба трубопровода через регулирующие заслонки (6) подается горячий воздух из «горячей» магистрали.

Подача воздуха в кабину к коллекторам обдува остекления фонаря (40) к ногам летчика (41) передней кабины осуществляется постановкой рукоятки КОНДИЦ.-ГЕРМЕТ. (30) в переднее положение. При перемещении рукоятки (30) вперед сначала происходит герметизация откидных частей фонаря и козырька передней кабины, а затем – открытие крана подачи воздуха (14) в кабину. В полете его рукоятка (14) должна находиться в переднем крайнем положении.

Регулирование количества воздуха на вентиляцию снаряжения осуществляется рукояткой ВЕНТИЛЯЦИЯ КОСТЮМА (25), расположенной на левом пульте в обеих кабинах, а на индивидуальную вентиляцию (душирование) – с помощью насадка (24), расположенного на правом пульте в обеих кабинах.

При выполнении полетов одним летчиком рукоятка ВЕНТИЛЯЦИЯ КОСТЮМА (25) и насадок индивидуальной вентиляции (24) в задней кабине должны находиться в закрытом положении.

Регулирование температуры воздуха, подаваемого в кабину, на снаряжение и индивидуальную вентиляцию производится как автоматически с помощью электронного регулятора (19 и 20) температуры, так и вручную.

Органы управления регулированием температуры установлены только на рабочем месте курсанта:

- для кабины – на щитке КОНДИЦ. КАБИНЫ (32) на правом пульте;
- для снаряжения и индивидуальной вентиляции – на щитке ОБДУВ-КОСТЮМ (31) справа приборной доски.

На щитке КОНДИЦ. КАБИНЫ размещены переключатель ТЕПЛО-ХОЛОД-АВТОМАТ и датчик температуры с диапазоном температур 10-25°C, на щитке ОБДУВ-КОСТЮМ управления температурой воздуха на входе в снаряжение (на выходе

из насадка индивидуальной вентиляции) – четырехпозиционный переключатель ТЕПЛО-ХОЛОД-АВТОМАТ и датчик температуры с диапазоном температур 10-80°C.

Переключатели ТЕПЛО-ХОЛОД-АВТОМАТ кроме указанных трех положений имеют также нейтральное положение.

Для введения в работу системы автоматического регулирования температуры воздуха в кабине необходимо:

- установить четырехпозиционный переключатель на щитке КОНДИЦ. КАБИНЫ в положение АВТОМАТ;
- установить рукоятку датчика температуры на желаемую температуру в кабине;
- включить электропитание от бортовой сети или наземного источника;
- включить АЗС КОНДИЦ. ВОЗД., АНТИОБЛ.-ОБДУВ ПВД (ЛЕВ. и ПРАВ.), СИГНАЛ на вспомогательном электрощитке и ПРЕОБРАЗ. на основном электрощитке.

Для введения в работу системы автоматического регулирования температуры воздуха на входе в снаряжение на выходе из насадка индивидуальной вентиляции необходимо:

- установить четырехпозиционный переключатель на щитке ОБДУВ-КОСТЮМ в положение АВТОМАТ;
- установить рукоятку датчика температуры на желаемую температуру на входе в снаряжение (на выходе из насадка индивидуальной вентиляции); рекомендуется в зависимости от температуры воздуха в кабине датчик температуры на входе в спецснаряжение устанавливать на значения температуры, указанные в табл. 18;
- включить электропитание от бортовой сети или наземного источника;
- включить АЗС КОНДИЦ. ВОЗД., АНТИОБЛ.-ОБДУВ. ПВД (ЛЕВ. и ПРАВ.), СИГНАЛ (ОБДУВ. ПИЛОТА) на вспомогательном электрощитке и ПРЕОБРАЗ. на основном электрощитке.

Таблица 18

Температура в кабине, °С	Положение рукоятки датчика температуры на входе в снаряжение, °С
+50	10
+25	25
0	33
-25	43
-40	60
-50	80

Ручное управление регулированием температуры воздуха в кабине или на входе в снаряжение осуществляется четырехпозиционным переключателем постановкой его в положение ТЕПЛО, если в кабине (на входе в снаряжение) холодно или в положение ХОЛОДНО, если в кабине (на входе в снаряжение) жарко.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. До устранения недостатка по ограничению температуры воздуха на входе в снаряжение по «горячей» линии установка на ТЕПЛО четырехпозиционного переключателя **запрещается**, так как в этом случае температура на входе в снаряжение может достигнуть 180-200°C.

Режим давления в кабине в зависимости от высоты полета поддерживается автоматически регулятором давления АРД-57В (15).

На высотах 0-2000 м избыточное давление в кабине, поддерживаемое регулятором, не превышает 0,05 кгс/см² по УВПД-20. С увеличением высоты избыточное давление постепенно нарастает, на высотах 7000 м достигает величины 0,21-0,25 кгс/см² и при дальнейшем наборе высоты остается постоянным.

Для предохранения кабины от повышенного избыточного давления при отказе регулятора АД-57В на самолете установлен предохранительный клапан 127Т (18), который срабатывает при избыточном давлении $0,29 \pm 0,02$ кгс/см² по УВПД-20.

Предохранительный клапан 127Т также предохраняет кабину от образования в ней Отрицательного перепада давления.

При образовании в кабине отрицательного перепада давления величиной 0,03-0,04 кгс/см² по УВПД-20 необходимо уменьшить скорость полета.

Для контроля в полете величины избыточного давления в кабине на приборных досках рабочих мест установлены указатели высоты и перепада давления в кабине УВПД-20 (33).

При образовании в кабине повышенного положительного или отрицательного перепада давлений на приборных досках отсвечивается табло ДАВЛЕНИЕ В КАБИНЕ (35).

СРЕДСТВА АВАРИЙНОГО ПОКИДАНИЯ

Для обеспечения покидания самолета членами экипажа в аварийных случаях на самолете Л-39 установлены пиротехнические системы аварийного сброса откидных частей фонарей и катапультные установки ВС-1БРИ.

Системы аварийного сброса откидных частей фонарей, установленные в передней и задней кабинах самолета, одинаковы. Каждая система состоит из пиромеханизма, заряжаемого пиропатроном ПК-3М-1, цилиндра открытия замков фонаря, двух телескопических цилиндров принудительного подброса фонаря, трубопроводов, тяг и четырех замков откидной части фонаря.

Аварийное сбрасывание подвижных частей фонарей в полете может быть осуществлено от ручек управления катапультированием, установленных на катапультных креслах, ручек автономного сброса, установленных на правых бортах кабин самолета, а также от ручек эксплуатационного открытия замков откидных частей фонарей.

Катапультная установка ВС-1БРИ состоит из катапультного кресла, телескопического стреляющего механизма и порохового ракетного двигателя. В качестве направляющих катапультного кресла используется наружный цилиндр телескопического стреляющего механизма.

Общий вид катапультного кресла ВС-1БРИ показан на рис. 62.

Катапультное кресло состоит из каркаса, чашки и заголовника. В заголовнике кресла размещается стабилизирующий парашют, вводимый в действие с помощью специального механизма. Этот парашют предназначен для обеспечения стабилизированного движения летчика в полете с креслом на начальном участке траектории.

В чашке кресла размещается коробка носимого аварийного запаса НД-39 без предметов комплектации. Основной спасательный парашют и стабилизирующий парашют летчика располагаются в нише спинки кресла.

Кресло ВС-1БРИ оборудовано объединенной подвесной-привязной системой. Фиксация ног летчика при катапультировании осуществляется с помощью специальных лямок, уложенных в кабине. Один конец этих лямок крепится к полу кабины. Другой конец закреплен на кресле с помощью замка. Открытие замков подвесной-привязной системы и замков фиксации ног осуществляется автоматически автоматами ЛУН-5821-8 и ЛУН-5820-8. Кроме того, все замки кресла могут быть открыты летчиком вручную. Ручка аварийного открытия замков кресла расположена на правой стороне чашки кресла. За ней размещена ручка разблокировки кресла с откидной частью фонаря.

На левой стороне чашки кресла расположены ручка стопорения плечевых ремней, тумблер перемещения чашки кресла по высоте, механизм поворота порохового ракетного двигателя и объединенный разъем коммуникаций.

На передней стенке чашки кресла размещена сдвоенная ручка управления катапультированием.

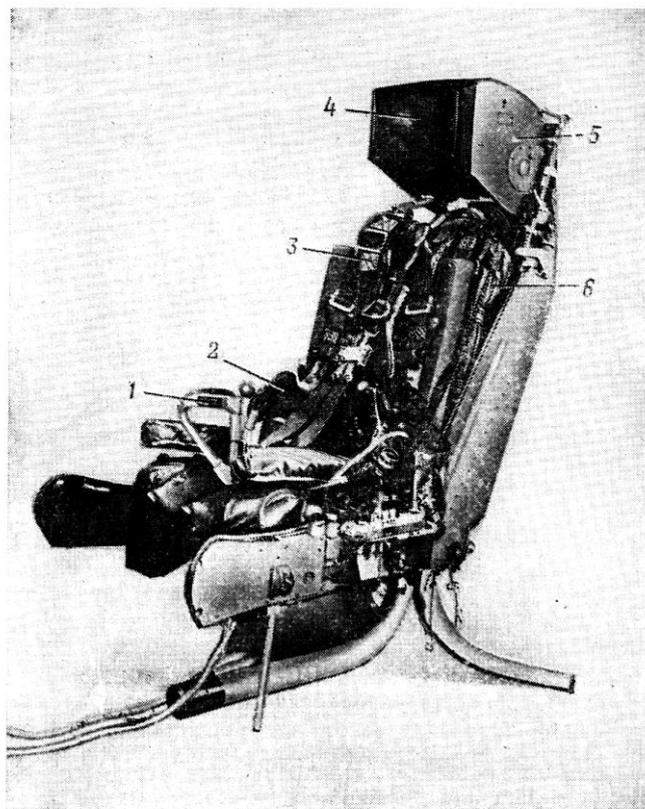


Рис. 62. Общий вид катапультного кресла:

1 – сдвоенная ручка катапультирования; 2 – поясные привязные ремни; 3 – плечевые привязные ремни; 4 – заголовник; 5 – контейнер стабилизирующего парашюта; 6 – парашют летчика

Телескопический стреляющий механизм установлен за спинкой катапультного кресла, а пороховой ракетный двигатель – под чашкой кресла. При выполнении полетов на самолете Л-39 вес летчика с надетым обмундированием и специальным снаряжением не должен превышать 108 кг. При этом рост «сидя» летчика не должен быть более 98 см.

Для исключения опасности столкновения летчиков между собой при катапультировании, а также со сбрасываемыми фонарями на самолете установлена электрическая система блокировки очередности катапультирования. Эта система в случае необходимости может быть отключена летчиком.

Тумблеры РАЗБЛОКИРОВКА КРЕСЛА установлены на правых панелях кабин самолета.

В случае отказа в срабатывании катапультной установки летчики могут покинуть самолет через борт кабины.

КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ И ВЫСОТНОЕ СПЕЦСНАРЯЖЕНИЕ

На самолете для членов экипажа установлен комплект кислородного оборудования ККО-5 с высотой применения до 40 км. На самолете Л-39, имеющем практический потолок 11 км, комплект ККО-5 установлен в учебных целях.

Комплектация кислородного оборудования, установленного в передней и задней кабинах, имеет некоторые отличия. В задней кабине (кабине инструктора) не предусмотрено применение высотного-компенсирующего костюма и гермошлема, поэтому не

установлены изделия вентиляции подшлемного пространства, манометр избыточного давления М-2000 и изделия обогрева смотрового стекла гермошлема.

Запас газообразного кислорода (20 л) на борту самолета размещен в четырех цилиндрических баллонах МА-4 емкостью 4 л каждый и в двух шаровых баллонах Ш-2 емкостью 2 л каждый. Рабочее давление в кислородной системе 150 кгс/см².

Принципиальная схема кислородного оборудования самолета показана на рис. 63.

Все полеты можно выполнять в защитном шлеме ЗШ-3 (ЗШ-5) с кислородной маской КМ-32 (КМ-34). В учебных целях в передней кабине допускается выполнение полетов в гермошлеме ГШ-6А (ГШ-6М) и высотном компенсирующем костюме ВКК-6М (ВКК-3М).

При необходимости полеты в обеих кабинах можно выполнять с применением вентилирующего комбинезона ВК-3М.

В полетах над водной поверхностью разрешается применять следующее спецснаряжение:

- высотный морской спасательный комплект типа ВМСК-4;
- авиационный спасательный жилет типа АСЖ-58;
- авиационный спасательный пояс типа АСП-74.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При полетах с гермошлемом типа ГШ-6А применять спасательный жилет типа АСЖ-68 **запрещается**.

При использовании вентилируемого снаряжения расход воздуха через него регулировать по теплоощущению.

Перед надеванием спасательного пояса летчик должен убедиться в наличии контровки пусковых фишек и шпилек конвертов поплавков.

После надевания пояса (самостоятельно или с помощью специалиста по спецснаряжению) сместить поплавок назад, установив их между предплечьями опущенных рук и лопатками.

Перед надеванием жилета АСЖ-58 для уменьшения раздутия его камер при подъеме на высоту тщательно удалить из них остаточный воздух сворачиванием (скапыванием) жилета при открытых клапанах мундштуков трубок поддува, после чего клапаны закрыть. Жилет надевается поверх мехового воротника полетного обмундирования.

В случае раздутия жилета АСЖ-58 в полете стравить воздух из его камер кратковременным нажатием на мундштуки трубок поддува.

Перед надеванием жилета АСЖ-58Б убедиться, что клапан левого мундштука (основной камеры) закрыт, клапан правого мундштука (запасной камеры) открыт, а высотный (дренажный) клапан зачеканен шпилькой.

Перед выполнением полета в ВМСК проверить его состояние и убедиться, что клапаны сброса воздуха открыты. Вентиляция спецснаряжения летчика (ВМСК-4, ВК-3М) осуществляется воздухом, подаваемым из системы кондиционирования. Система вентиляции спецснаряжения проверяется при работающем двигателе. Летчик должен пользоваться только индивидуальным комплектом спецснаряжения, который подбирается по размерам и подгоняется с помощью врача и техника (механика) по высотному спецснаряжению.

Перед выполнением полета в спецснаряжении летчик должен уточнить его состояние у техника (механика) по высотному спецснаряжению и при его помощи проверить радиосвязь и герметичность клапанов вдоха и выдоха. При обнаружении неисправности применять спецснаряжение **запрещается**.

Кислородная маска должна надеваться, а смотровой щиток гермошлема должен закрываться на земле перед вырубиванием. В передней кабине в течение всего полета с

закрытым щитком ГШ рукоятка крана ВЕНТИЛЯЦИЯ ШЛЕМА должна находиться в положении ВКЛ.

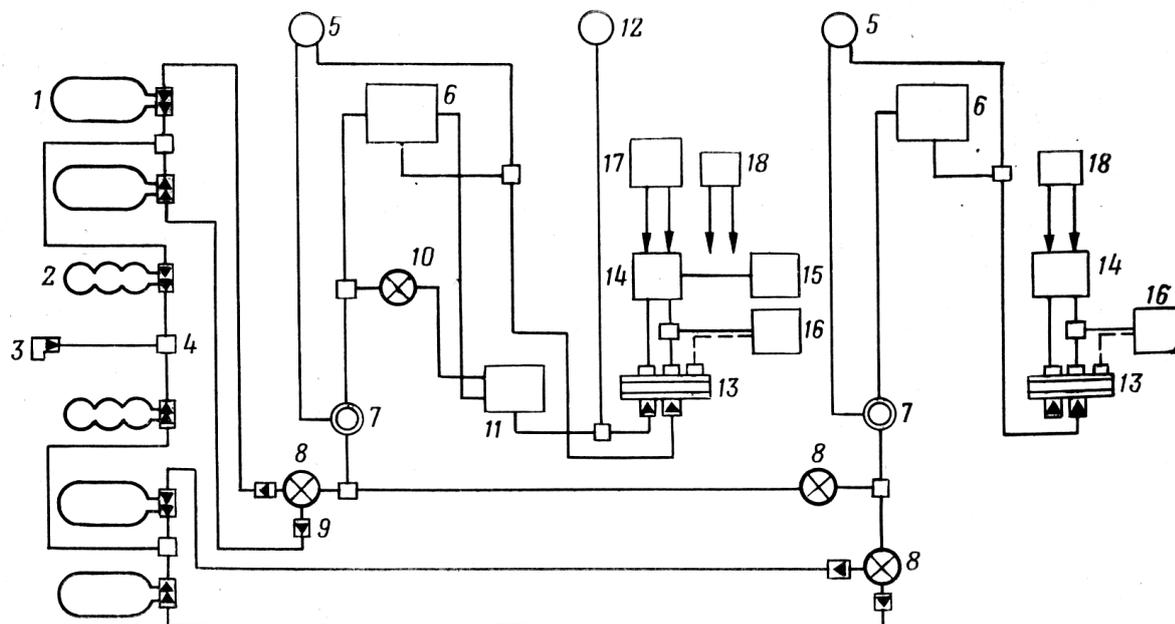


Рис. 63. Принципиальная схема кислородной системы:

1 – кислородный баллон МА-4; 2 – кислородный баллон Ш-2; 3 – зарядный штуцер с обратным клапаном; 4 – тройник; 5 – индикатор кислорода ИК-52; 6 – регулятор подачи кислорода РПК-52; 7 – кислородный редуктор КР-26А; 8 – кислородный вентиль КВ-2МС; 9 – обратный клапан; 10 – кран вентиляции шлема КВШ-6; 11 – вентиляционное устройство шлема ВУШ-6; 12 – манометр М-2000; 13 – объединенный разъем коммуникаций ОРК-9А; 14 – кислородный прибор КП-52М; 15 – высотный компенсирующий костюм ВКК-6М; 16 – кислородный парашютный прибор КП-27М; 17 – герметический шлем ГШ-6А; 18 – кислородная маска КМ-32.

В полете периодически контролировать запас кислорода по манометру, а также подачу кислорода легочным автоматом (кислородным прибором) по сегментам индикатора кислорода.

При уменьшении давления в кислородной системе до 30 кгс/см^2 снизиться до безопасной высоты (4000 м).

В случае неисправности комплекта ККО-5 (ощущается недостаток кислорода, большое сопротивление при вдохе) или ухудшения самочувствия рукоятку АВАРИЯ на РПК-52 установить в положение ВКЛ. При этом усилить контроль за запасом кислорода, так как расход кислорода увеличивается в 2-3 раза.

Примечание. На высотах до 2000 м, если рукоятка РПК-52 100% O_2 -СМЕСЬ установлена в положении СМЕСЬ, кислород на дыхание не подается и сегменты индикатора кислорода ИК-52 на вдох и выдох не реагируют.

При включенной вентиляции ГШ сегменты могут не реагировать на вдох и выдох и на высотах более 2000 м. Чтобы убедиться в исправности кислородного оборудования, необходимо произвести 2-3 глубоких вдоха-выдоха или рукоятку 100% O_2 -СМЕСЬ установить в положение 100% O_2 , при этом сегменты индикатора при вдохе должны сходиться, а при выдохе расходиться.

При полете в гермошлеме следить за степенью нагрева смотрового стекла гермошлема и при необходимости пользоваться кнопкой быстрого обогрева стекла ГШ.

СИСТЕМА ПРОТИВОПЕРЕГРУЗОЧНОГО КОСТЮМА

На самолете установлено два противоперегрузочных автомата давления АД-6Е с фильтрами АД-5. Воздух к автоматам подается от компрессора двигателя. Для компенсации действия перегрузок (n_y) может использоваться противоперегрузочный костюм ППК-1У или противоперегрузочное устройство, вмонтированное в высотный компенсирующий костюм ВКК-6М (ВКК-32М).

При использовании ППК-1У, ВКК-3М головка автомата АД-6Е и его предохранительный клапан устанавливаются в положение МИН., при использовании ВКК-6М – в положение МАКС.

При создании перегрузок в полете подача воздуха в камеры костюма должна быть плавной, а обжатие тела камерами в местах прилегания должно возрастать (уменьшаться) по мере увеличения (уменьшения) перегрузки. При резких изменениях перегрузки возможно резкое изменение давления в камерах костюма и возникновение неприятных ощущений.

При выводе самолета из пикирования при работе двигателя в режиме малого газа давление, выдаваемое автоматом АД-6Е в камеры костюма ВКК-6М (головка автомата и его предохранительный клапан установлены в положение МАКС.), может оказаться недостаточным (не соответствующим действующей перегрузке). Поэтому легчик при работе двигателя в этом режиме должен выполнять вывод самолета из пикирования более плавно, не создавая больших перегрузок.

ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА

Самолет Л-39 оборудован воздушно-тепловой противообледенительной системой воздухозаборников двигателя и переднего козырька кабины летчика (рис. 64). Крыло и оперение защиты от обледенения не имеют. Включение противообледенительной системы осуществляется как автоматически от сигнализатора обледенения РИО-3, так и вручную.

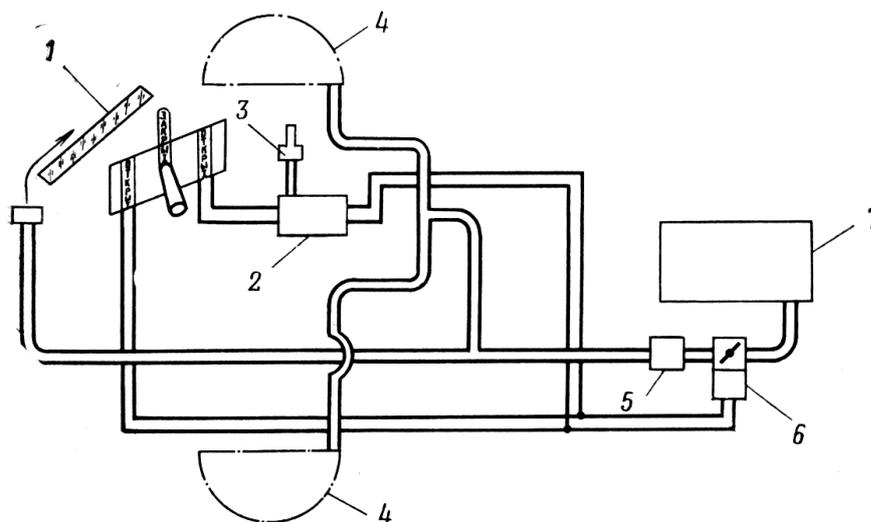


Рис. 64. Принципиальная схема противообледенительной системы:

1 – фонарь кабины; 2 – электроблок; 3 – датчик РИО-3; 4 – воздухозаборник; 5 – ограничитель расхода воздуха; 6 – электромеханизм с заслонкой; 7 – двигатель.

Противообледенительная система (ПОС) предназначена для защиты от обледенения входных кромок воздухозаборников и ВНА двигателя, а также переднего козырька кабины летчика.

Горячий воздух для ПОС отбирается от последней ступени компрессора двигателя.

Включение и выключение ПОС производится как автоматически по сигналу от сигнализатора обледенения РИО-3 (трехпозиционный переключатель АНТИОБЛЕД, в этом случае должен находиться в положении АВТОМАТ), так и вручную переключателем АНТИОБЛЕД., который находится на правом пульте и имеет три положения; АВТОМАТ., ВРУЧНУЮ и ЗАКРЫТО. О начале обледенения сигнализирует информационное табло с символом снежинки на голубом поле, а о работе ПОС – надпись ПРОТИВООБЛ. РАБОТАЕТ там же.

Для включения ПОС необходимо включить бортовую сеть и АЗС на вспомогательном распределителе ПРОТИВ. ОБДУВ ПИЛОТА и СИГНАЛИЗАЦИЯ.

ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

ЛЕТНЫЕ ДАННЫЕ

1. Максимальные скорости горизонтального полета (полетный вес 4000 кгс), км/ч:

а) при работе двигателя на максимальном режиме ($n_{\text{КВД}}=106,8\pm 1\%$):

- у земли – 702*;
- на высоте 5000 м – 757;
- на высоте максимального значения скорости ($H=6500$ м) – 760;
- на высоте 10000 м – 737;

б) при работе двигателя на номинальном режиме работы двигателя ($n_{\text{КВД}}=103,2\pm 1\%$):

- у земли – 640 км/ч;
- на высоте 5000 м – 712;
- на высоте максимального значения (7000 м) – 720;
- на высоте 10000 м – 694.

2. Максимальные вертикальные скорости (взлетный вес 4300 кгс), м/с:

а) при работе двигателя на максимальном режиме ($n_{\text{КВД}}=106,8\pm 1\%$):

- у земли – 22;
- на высоте 6000 м – 10,8;
- на высоте 10000 м – 3,4;

б) при работе двигателя на номинальном режиме ($n_{\text{КВД}}=103,2\pm 1\%$):

- у земли – 16,3;
- на высоте 6000 м – 8;
- на высоте 10000 м – 2,6

* Здесь и далее указаны величины скоростей, приведенные к стандартным условиям,

3. Практический потолок (условия стандартные, взлетный вес 4300 кгс) – 11500 м.

4. Минимальное время набора высоты (условия стандартные, взлетный вес 4300 кгс), мин:

а) при работе двигателя на максимальном режиме ($n_{\text{КВД}}=106,8\pm 1\%$):

- высоты 6000 м – 6,4;
- высоты 10000 м – 16,9;
- практического потолка при работе двигателя с 10000 м на номинальном режиме – 35,3;

б) при работе двигателя на номинальном режиме ($n_{\text{КВД}}=103,2\pm 1\%$):

- высоты 6000 м – 8,6;
- высоты 10000 м – 22,4;
- практического потолка – 40,8.

5. Максимальная практическая дальность и продолжительность полета самолета на высоте 5000 м с остатком топлива 5% полного запаса (при плотности топлива $0,780 \text{ г/см}^3$) соответственно:

- без заправки топливом консольных баков 850 км и 2 ч 11 мин;
- с заправкой топливом консольных баков 1015 км и 2 ч 35 мин.

6. Длина разбега с БВП при взлете на максимальном режиме работы двигателя при скорости отрыва по прибору 185-190 км/ч 480-530 м.

7. Длина пробега по БВПИ с использованием тормозов колес при приземлении на скорости по прибору 175-180 км/ч 650-690 м.

ЦЕНТРОВКА И ВЕСОВЫЕ ДАННЫЕ

Предельные эксплуатационные центровки самолета Л-39: передняя – 21,0% САХ, задняя – 26,0% САХ.

При любых вариантах загрузки самолета предельные эксплуатационные центровки не выходят за пределы эксплуатационных 21,0-26,0% САХ.

После катапультирования переднего летчика (аварийный случай) при полной заправке фюзеляжных топливных баков и весе 4143 кгс задняя центровка будет равна 28,6% САХ (шасси выпущено) и 29,06% САХ (шасси убрано), что на 3,6% САХ превышает допустимую заднюю эксплуатационную центровку и имеет запас от нейтральной центровки (30,5% САХ) 1,44% САХ.

Полет и посадка при этой центровке (30,5% САХ) возможны, но требуют от летчика повышенного внимания, плавных и малых отклонений рулей.

Центровка пустого самолета 25,5% САХ. Уборка шасси смещает центровку самолета назад на 0,46% САХ.

Максимально допустимый взлетный вес 4600 кгс с ГВПИ и 4700 кгс с БВПИ.

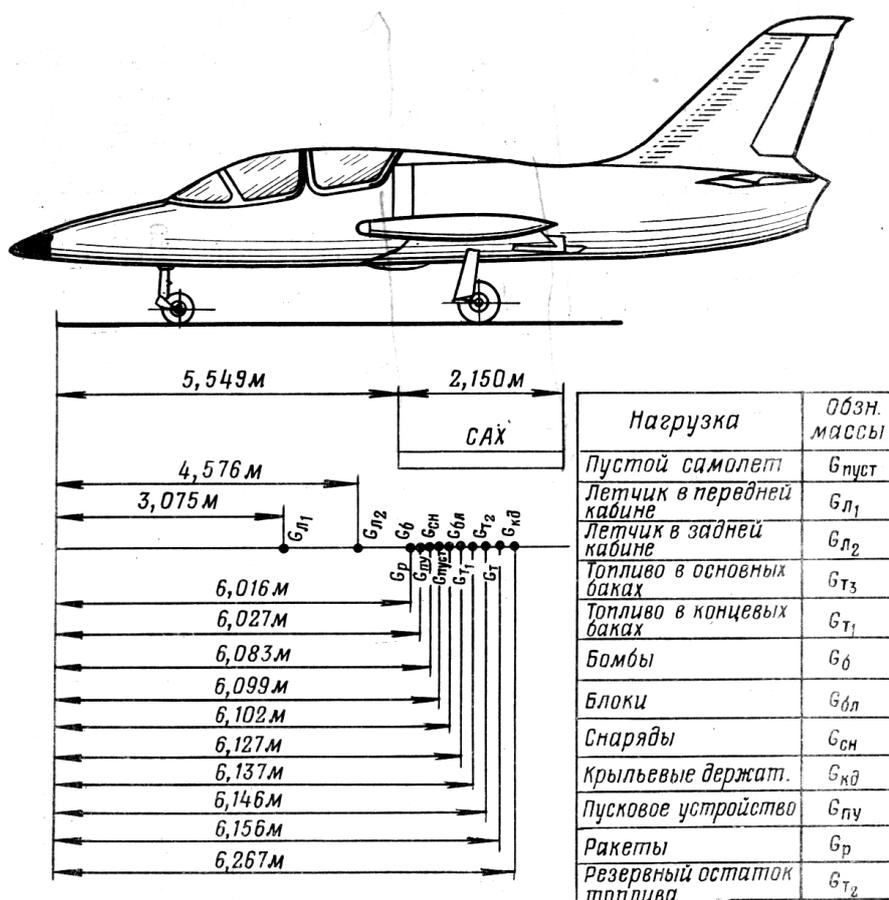


Рис. 65. Расчетная схема для определения центровки

Максимальное количество топлива в баках 1014 кг (1300 л).

Количество топлива в баках при загорании табло 150 КГ ТОПЛИВА равно 150 кг (192 л) – для топлива с удельной плотностью 0,780 г/см².

Данные для расчета центровки при различных вариантах загрузки приведены в табл. 19, 20 и на рис. 65.

Таблица 19

Центровка и весовые данные

Вариант	Экипаж	Вес, кгс					Центровка, % САХ	
		Пустого самолета	Экипажа	Оборудования	Топлива	Полетный Взлетный	шасси убрано	шасси выпущено
Основной учебный	Летчик в передней кабине	3395	80	-	150 782	3625 4257	23,06 23,96	22,6 23,5
	Летчики в обеих кабинах	3395	160	-	150 782	3705 4337	21,66 22,66	21,2 22,2
Перелетный (с заправкой основных и консольных баков)	Летчик в передней кабине	3395	80	-	150 937	3625 4412	23,06 24,06	22,6 23,6
	Летчики в обеих кабинах	3395	160	-	150 937	3705 4492	21,66 22,86	21,2 22,4
С бомбами (2 х ОФАБ-100)	Летчик в передней кабине	3429 (с учетом веса пилонов – 34 кг)	80	246	150 782	3905 4537	23,16 23,96	22,7 23,5
	Летчики в обеих кабинах	3429	160	246	150 786	3985 4600	21,76 22,76	21,3 22,3
Со снаряженными блоками (2 х УБ-16-57)	Летчик в передней кабине	3531 (с учетом веса держателей и блоков – 136 кгс)	80	124	150 782	3885 4517	23,46 24,16	23,0 23,7
	Летчики в обеих кабинах	3531	160	124	150 782	3965 4600	22,06 23,06	21,6 22,6
	Летчик в передней кабине	3469 (с учетом веса держателей и пусковых устройств – 74 кгс)	80	106	150 782	3805 4437	23,36 24,06	22,9 23,6
	Летчики в обеих кабинах	3469	160	106	150 782	3885 4517	21,96 22,86	21,5 22,4

Примечание. В числителе приведены данные, полученные при минимальном (150 кг) остатке топлива, в знаменателе – при полной заправке топлива.

Вес и координаты для расчета центровок

Наименование нагрузки	Вес, кгс	Координата	Момент, кгсм
Пустой самолет	3395	0,553	1881
Летчик в передней кабине	80	-2,474	-196
Летчик в задней кабине	80	-0,973	-78
Топливо в основных баках (1000 л x 0,78 г/см ³)	780	0,608	475
Топливо в концевых крыльевых баках (200 л x 0,78 г/см ³)	156	0,588	91
Бомбы 2 x 123 кг	246	0,478	118
Блоки 2 x 52	104	0,578	60
Снаряды 32 шт.	124	0,550	68
Крыльевые держатели 2 x 17 кг	34	0,718	24
Пусковое устройство 2 x 21 кг	42	0,534	22
Ракеты 2 x 53 кг	106	0,467	50
Резервный остаток топлива (192 л)	150	0,597	90

Расчет производится по формулам:

$$X = \frac{\sum G_i X_i}{\sum G_i} ;$$

$$X_T = \frac{X \cdot 100}{b_{САХ}} = \frac{X \cdot 100}{2,150} \% \text{ САХ}$$

где G_i – вес i -й нагрузки;
 X_i – координата i -й нагрузки;
 X_T – центровка (положение ц.т. в % САХ);
 $b_{САХ}$ – средняя аэродинамическая хорда крыла.

ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ**При полетах с бетонированных ВПП****В з л е т**

Взлет с нормальным весом (4300 кгс) выполняется с выпущенными во взлетное положение (25°) закрылками при работе двигателя на максимальном режиме ($n_{КВД}=106\%$).

Разбег происходит без заметных тенденций к рысканию и раскачке. На скорости 160 км/ч по прибору переднее колесо отделяется от ВПП, а на скорости 180 км/ч самолет отрывается. Длина разбега равна 480 м.

Набор высоты условного препятствия (25 м) выполняется с разгоном самолета до скорости, которая на этой высоте равна 220 км/ч.

При отрыве, разгоне и наборе высоты 25 м рули самолета эффективны.

Запас по скорости на отрыве равен 1,1-1,15, а на высоте 28 м 1,3-1,35 скорости сваливания.

Вследствие сильного влияния температуры и давления наружного воздуха на тяговые характеристики двигателя длина разбега самолета при отклонениях указанных параметров от стандартных значений ($t_{НВ}=15^{\circ}\text{C}$, $p_{СТ}=760$ мм рт. ст.) существенно изменяется. Так, при $t_{НВ}=+30^{\circ}\text{C}$ и $p=720$ мм рт. ст. длина разбега увеличивается примерно на 30% и при взлете с весом 4300 кгс достигает 630 м.

Указанное обстоятельство необходимо учитывать при определении возможности летной эксплуатации Л-39 в условиях жаркого климата на аэродромах, имеющих превышение над уровнем моря.

Взлетная дистанция (на высоте 25 м при скорости, равной 1,2 скорости отрыва) составляет 2,4 длины разбега.

Следует иметь в виду, что невыдерживание рекомендованной скорости отрыва оказывает значительное влияние не только на величину взлетной дистанции, но и на безопасность полета. Так, с уменьшением рекомендуемого темпа разгона при взлете и наборе высоты увеличивается участок по времени, где скорость набора близка к скорости сваливания, соответственно сокращается возможность выполнения вынужденного маневра на траектории взлета.

С увеличением же скорости набора растягивается взлетная дистанция, что небезопасно при наличии препятствий в полосе воздушных подходов. Так, например, при скорости 250 км/ч на высоте 25 м воздушный участок увеличивается в 1,5 раза. На рис. 66 представлена номограмма, позволяющая определить длину разбега самолета по бетонированной полосе в зависимости от температуры наружного воздуха, атмосферного давления, взлетного веса, направления и скорости ветра.

П о с а д к а

При нормальном посадочном весе (4300 кгс) самолет с выпущенными в посадочное положение (44°) закрылками планирует на скорости 225-235 км/ч по прибору. Приземление происходит на скорости 170-180 км/ч по прибору. На всей траектории посадки вплоть до приземления рули эффективны. Самолет приземляется на основные колеса.

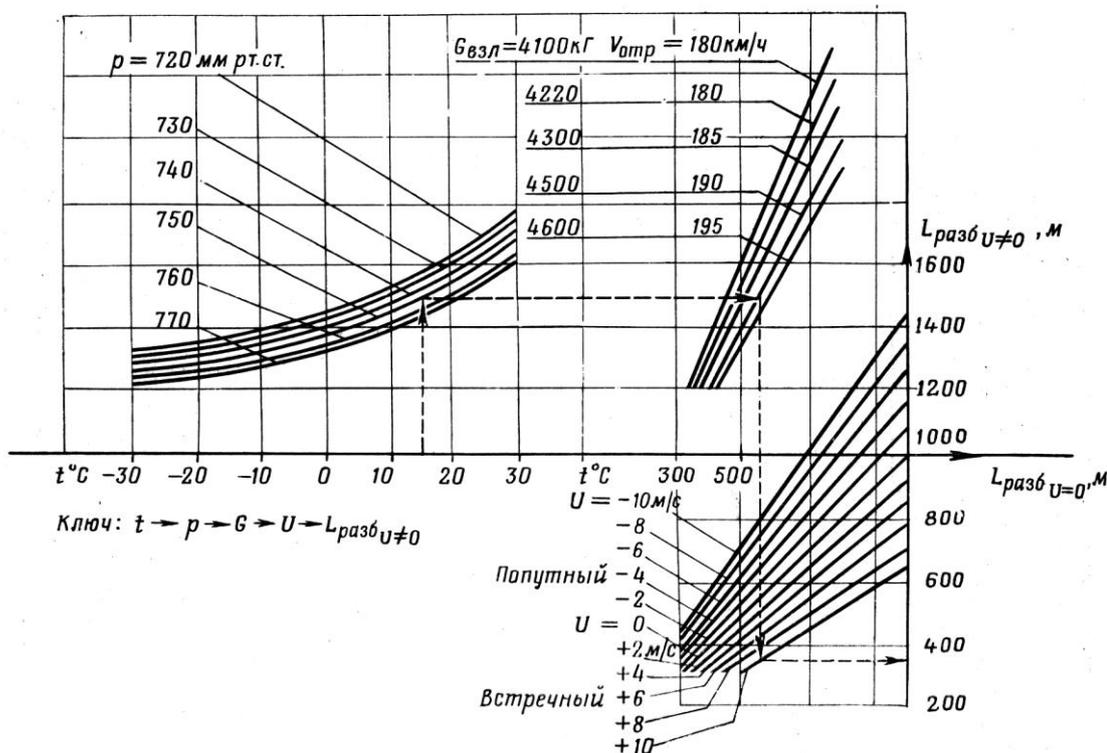


Рис. 66. Номограмма для определения длины разбега самолета в зависимости от взлетного веса и атмосферных условий

Через 2-4 с после приземления переднее колесо касается поверхности ВПП. Тормоза колес применяются после опускания переднего колеса, при этом слабое внача-

ле торможение должно возрастать с уменьшением скорости, достигая максимальной эффективности в конце пробега. Длина пробега самолета с использованием тормозов колес указанным методом составляет 690 м.

Запаздывание с применением тормозов колес приводит к увеличению длины пробега. Раннее применение тормозов (до опускания переднего колеса) недопустимо, так как возникающий момент от заторможенных колес приводит к удару переднего колеса о поверхность ВПП, что небезопасно.

Длина пробега также зависит от метеоусловий, скорости приземления и эффективности использования тормозов колес. Из перечисленных факторов главным является последний.

Воздушный участок посадочной дистанции при планировании на скорости 225-235 км/ч с высоты 25 м составляет 700 м.

Посадка в случае невыпуска закрылков отличается от посадки с выпущенными на 44° закрылками значительным увеличением скорости приземления (до 200 км/ч) и длины пробега (1400 м).

П р е к р а щ е н н ы й в з л е т

Длина прекращенного взлета зависит от скорости в момент отказа двигателя и эффективности торможения. При отказе на скорости 180 км/ч длина прекращенного взлета составляет 1350 м.

П р и п о л е т а х с г р у н т о в ы х В П П

В з л е т

Самолет при разбеге по грунту ($G_{взл}=4300$ кгс) с прочностью ($\sigma = 6-7$ кгс/см²) разгоняется значительно медленнее, чем по бетонированной ВПП. Длина разбега в этом случае увеличивается (по сравнению с разбегом по бетонированной ВПП) на 25-50% и достигает 850 м.

Глубина остаточной колеи от основных колес шасси при движении самолета по грунту со скоростью 20-30 км/ч достигает 2-3 см.

П о с а д к а

При посадке самолета на грунтовую ВПП с прочностью грунта ($\sigma = 6-7$ кгс/см²) не допускается резкое торможение колес шасси, так как разрушается дерновый покров, притом неравномерно, вследствие чего самолет резко разворачивается в сторону зарывающегося колеса.

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ПОПРАВКИ

Статическое давление, замеряемое приемниками воздушного давления (ПВД), за счет местных возмущений воздушного потока отличается от фактического барометрического давления на данной высоте полета. Поэтому приборы показывают высоту и скорость полета с ошибкой.

Величина этой ошибки компенсируется поправкой, которую принято называть аэродинамической поправкой.

На графиках рис. 67 и 68 представлены аэродинамические поправки к высоте и скорости полета для самолета в полетной и посадочной конфигурациях.

Учет поправок к высоте является обязательным при установлении и выдерживании заданной высоты полета при полетах по маршрутам и производится согласно Еди-

ной методике ввода поправок при измерении высоты на самолетах (вертолетах) авиации всех министерств и ведомств. Аэродинамическая поправка к скорости полета необходима для точного определения истинной скорости.

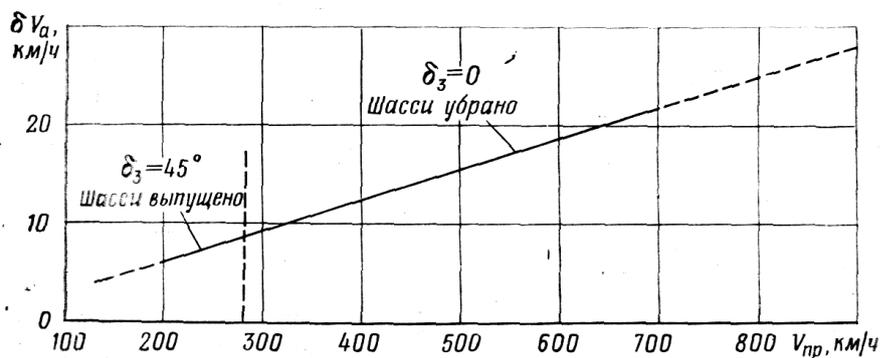


Рис. 67. Аэродинамические поправки к указателю скорости в зависимости от скорости полета

Необходимо помнить, что между приборной и индикаторной скоростями существует следующая зависимость:

$$V_i = V_{\text{ПР}} + \delta V_{\text{инст}} + \delta V_a + \delta V_{\text{СЖ}},$$

- где V_i — индикаторная скорость полета;
 $V_{\text{ПР}}$ — приборная скорость полета (по широкой стрелке) без учета поправок;
 $\delta V_{\text{инст}}$ — инструментальная поправка к показаниям приборной скорости;
 δV_a — аэродинамическая поправка (приведена на графиках рис. 67 и 68);
 $\delta V_{\text{СЖ}}$ — поправка на сжимаемость (всегда отрицательная); зависит от высоты и скорости полета и не зависит от типа самолета (величина $\delta V_{\text{СЖ}}$ определяется по специальным номограммам и приведена в табл. 21).

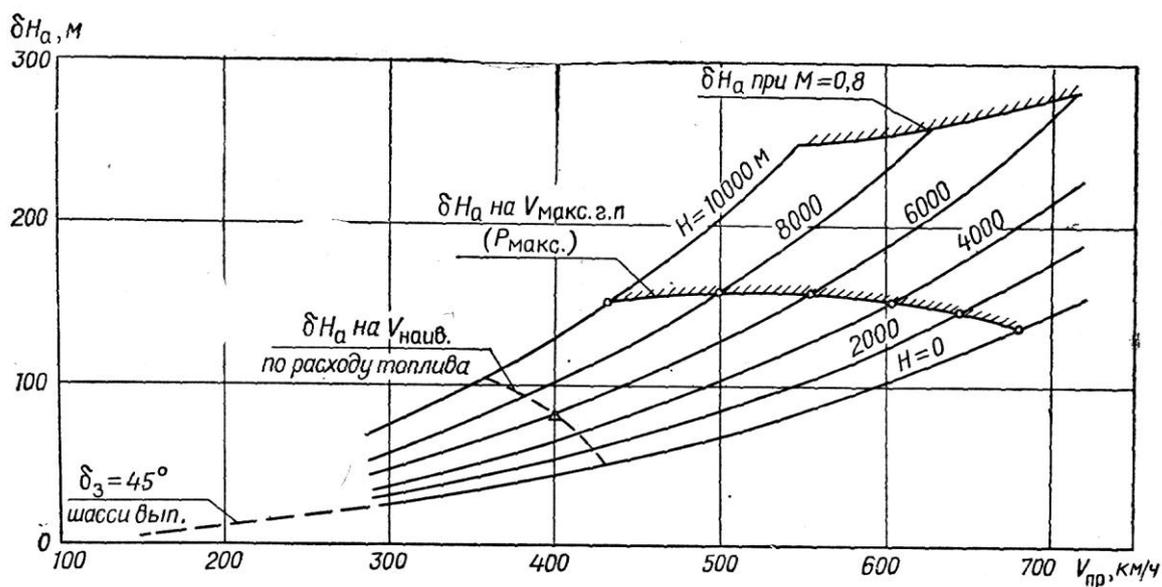


Рис. 68. Аэродинамические поправки к указателю высоты в зависимости от скорости и высоты полета

Таблица 21

V_i , км/ч	$\delta V_{СЖ}$ км/ч при δH_p , м					
	0	2000	4000	6000	8000	10000
300	0	-1	-2	-3	-4	-6
350	0	-1	-3	-4	-6	-9
400	0	-2	-4	-6	-9	-13
450	0	-2	-5	-8	-13	-19
500	0	-3	-6	-11	-17	-25
550	0	-3	-8	-14	-22	-31
600	0	-4	-10	-18	-28	-39
650	0	-5	-13	-22	-34	-49
700	0	-7	-16	-27	-42	-60

* H_p – высота по давлению согласно стандартной атмосфере, Она равна

$$H_p = H_{СТ} = H_{ПР} + \delta H_{инст} + \delta H_a ,$$

где H_p – высота по прибору;
 $\delta H_{инст}$ – инструментальная поправка;
 δH_a – аэродинамическая поправка;
 $H_{СТ}$ – высота в стандартных условиях; обычно $H_{СТ} = H_p$.

Приборная скорость с учетом только инструментальной поправки называется приборной исправленной скоростью и обозначается $V_{ПР.ИСПР}$. В ряде случаев вместо $V_{ПР.ИСПР}$ употребляется просто $V_{ПР}$, при этом подразумевается, что $\delta V_{инст}=0$. Иногда употребляется обозначение $V_{СП}$, что значит скорость по самописцу $V_{СП} = V_{ПР.ИСПР}$.

Приборная скорость с учетом инструментальной и аэродинамической поправок (без $\delta V_{СЖ}$) называется индикаторной земной скоростью

$$V_{IЗ} = V_{ПР} + \delta V_{инст} + \delta V_a ,$$

Индикаторная скорость равна

$$V_I = V_{IЗ} + \delta V_{СЖ} ,$$

Истинная скорость полета $V_{ист}$ равна

$$V_{ист} = V_I \frac{1}{\sqrt{\Delta}} ,$$

где $\frac{1}{\sqrt{\Delta}}$ – высотный коэффициент;

$$\Delta = \frac{\rho_H}{\rho_0} \text{ – относительная плотность воздуха.}$$

Истинная скорость по прибору (по тонкой стрелке) равна $V_{ист}$ лишь приблизительно – без учета инструментальной и аэродинамической поправок, а также при условии, что температура наружного воздуха равна температуре по стандартной атмосфере.

МАКСИМАЛЬНЫЕ СКОРОСТИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Максимальной скоростью горизонтального полета называется установившаяся скорость, которую может развивать самолет при наибольшей тяге силовой установки в горизонтальном полете.

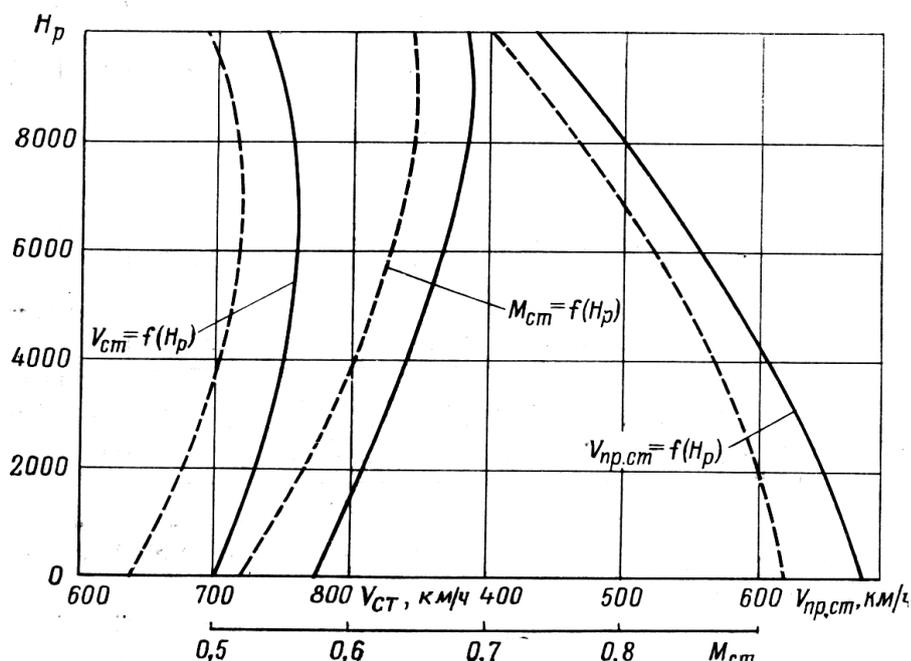


Рис. 69. Максимальные скорости полета и числа М по высотам при работе двигателя на максимальном и номинальном режимах

На графике рис. 69 показаны максимальные скорости горизонтального полета на максимальном и номинальном режимах работы двигателя. Истинные максимальные скорости в стандартных условиях ($V_{CT} = f(H_p)$) самолета Л-39 с подъемом на высоту сначала растут (до высот 6500-7000 м), а затем уменьшаются (приборные скорости с подъемом на высоту монотонно уменьшаются). Указанное изменение V_{CT} объясняется тем, что до высот 6500-7000 м располагаемая тяга (тяга двигателя) уменьшается медленнее, чем сопротивление самолета, затем сопротивление самолета уменьшается медленнее (главным образом из-за роста индуктивного сопротивления), чем тяга двигателя.

СКОРОПОДЪЕМНОСТЬ, ПРАКТИЧЕСКИЙ ПОТОЛОК И ВРЕМЯ НАБОРА

Характеристики скороподъемности самолета Л-39 со взлетным весом 4300 кгс в стандартных условиях приведены на рис. 70.

Из графика на рис. 70 видно, что самолет Л-39 имеет максимальную вертикальную скорость у земли.

По мере набора высоты эта скорость уменьшается.

Зависимость вертикальной скорости от избытка тяги, истинной скорости набора и полетного веса видна из формулы

$$V_Y = \frac{\Delta P V_H}{G} = \frac{\Delta N}{G},$$

где ΔP – избыток тяги (разность между располагаемой и потребной тягами);
 V_H – истинная скорость установившегося набора;

G – полетный вес;
 ΔN – избыток мощности, развиваемой самолетом.

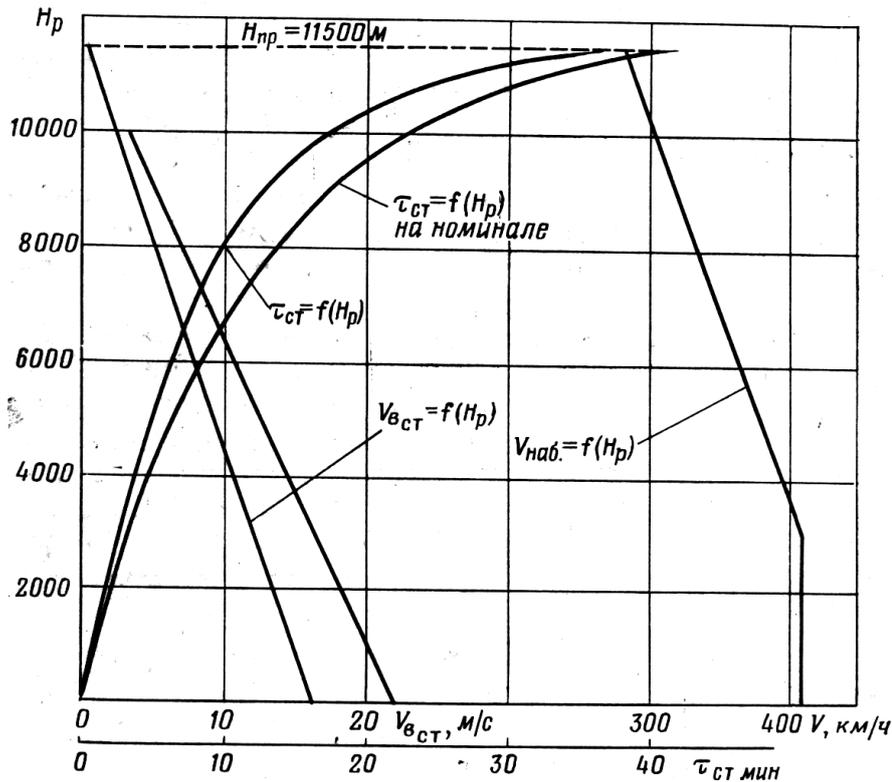


Рис. 70. Максимальные вертикальные скорости, время и скорости набора по высотам при работе двигателя на максимальном и номинальном режимах

Уменьшение вертикальной скорости с высотой объясняется падением избытка мощности. Избыток мощности с высотой уменьшается из-за падения избытка тяги, несмотря на увеличение истинной скорости по траектории (истинная скорость V_H с подъемом на высоту увеличивается, а приборная скорость, как это видно из рис. 70, до высоты 3000 м остается постоянной, затем падает).

При наборе высоты с V_{Ymax} , очевидно, время подъема на заданную высоту будет минимальным, т.е. этот режим будет соответствовать наивыгоднейшей скороподъемности самолета.

Скорость по траектории, при которой достигается максимальная скороподъемность, называется наивыгоднейшей по времени скоростью набора высоты. Для самолета Л-39 эта скорость у земли и до 3000 м равна 410 км по прибору (по толстой стрелке), затем приборная скорость набора постепенно уменьшается на каждые 1000 м высоты на 15 км/ч (на высоте 4000 м скорость набора по прибору должна быть 395 км/ч, на высоте 5000 м – 380 км/ч и т. д.).

Истинная скорость набора V_Y в стандартных условиях в этом случае будет равна:

- у земли – 423 км/ч;
- на высоте 3000 м – 488 км/ч;
- на высоте 10000 м – 530 км/ч;
- на практическом потолке (11 500 м) – 546 км/ч.

Высота, на которой самолет располагает минимальной избыточной мощностью, необходимой для практического выполнения установившегося полета, является его практическим потолком. Таким потолком условно считают высоту, на которой $V_Y = 0,5$

м/с. Для самолета Л-39 при взлетном весе 4300 кгс и непрерывном наборе высоты на режиме максимальной скороподъемности в стандартных условиях $H_{\text{ПРАКТ}} = 11\ 000$ м.

Для удобства работы летчика в Руководстве рекомендованы иные режимы набора высоты, а именно с земли до высоты, на которой истинная скорость достигнет величины 500 км/ч (по тонкой стрелке), набор высоты производить на скорости по прибору, равной 400 км/ч (по широкой стрелке), а далее на этой истинной скорости 500 км/ч. Эти режимы практически не изменяют характеристик скороподъемности, но существенно упрощают выполнение режима набора высоты.

Минимальное время, затрачиваемое на набор заданной высоты, можно найти по графику рис. 70. Минимальное время набора в стандартных условиях $\tau_{\text{СТ}}$ практического потолка для самолета Л-39 при взлетном весе 4300 кгс составляет 40,8 мин.

Для получения минимального времени набора заданной высоты приборную скорость набора следует изменять так же, как она изменяется по графику рис. 70.

генерал-майор авиации А. Бежевец