Гриф снят
Основание: письмо ОАО «КНААПО»
вх. № 1/416 от 24.02.2004 года
(ВВИА им. Жуковского, г. Москва)

САМОЛЕТ СУ-27СК

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Книга 1

ВВЕДЕНИЕ

Настоящие Руководство, как составная часть эксплуатационной документации, является основным документом, определяющим и регламентирующим правила летной эксплуатации самолёта СУ-27СК. Детальное изучение самолёта позволит обеспечить безопасную и эффективную эксплуатацию самолёта.

Руководство предназначено для летного состава, имеющего соответствующую общую летную и техническую подготовку, необходимую для эксплуатации самолёта, его систем и оборудования в объеме, определяемом условия допуска к полетам. Требования и указания, изложенные в Руководстве, обязательны для всего летного состава.

Настоящее Руководство состоит из двух книг. Книга первая содержит основные сведения о самолете, эксплуатационные ограничения, рекомендации и указания по действиям летчика при подготовке к полёту и при его выполнении, а также по действиям в особых случаях полета.

В книге второй изложены летные характеристики и аэродинамические особенности самолёта, общие сведения о его системах и оборудовании и основные положения об их эксплуатации.

В настоящем Руководстве везде, где не оговорено специально, следует понимать под терминами:

- «скорость» (V) - приборную скорость по УСМ-2;
- «число М» - число М по УСМ-2;
- «высота» - высоту по ВД-20К;
- «α и Пу» - угол атаки и перегрузку по указателю УАП;
- «ракеты» - Р-27ЭР1, Р-27ЭТ1, Р-27Р1, Р-27Т1, Р-73Э.

ПЕРЕЧЕНЬ ПРИНЯТЫХ СОКРАЩЕНИЙ

АБСП - авиационные бомбардировочные средства поражения;
АДФ - автомат дросселирования форсажа;
АСП - авиационный спасательный пояс;
АКУ - авиационное катапультное устройство;
АПУ - авиационное пусковое устройство;
БДЗ - балочный держатель БДЗ-УСК-Б;
БМБ - ближний маневренный бой;
БРЭО - бортовое радиоэлектронное оборудование;
БЦВМ - бортовая цифровая вычислительная машина;
ВК - вентиляционное устройство;
ВБД - внешнебазовый дальномер;
ВПУ - встроенная пушечная установка;
ВУ - выпрямительное устройство;
ГСН - головка самонаведения ракеты (ТГС - тепловая, РГС - радиолокационная);
ДРБ - дальний ракетный бой;
ЗМС - задатчик магнитного склонения;
ЗПС - задняя полусфера;
ЗУ - защитное устройство воздухозаборника;
ИЛС - индикатор на лобовом стекле;
ИСТР - индикатор системы топливомерно-расходомерной;
ИПВ - индикатор прямой видимости;
КПП - командный пилотажный прибор;
ЛЗП - линия заданного пути;
МРП - маркерный радиоприемник;
МСН - межсамолетная навигация;
НАСУ - наземная автоматическая система управления;
НСЦ - нашлемная система целеуказания;
НРС - неуправляемые ракетные снаряды;
ОРК - объединенный разъем коммуникаций;
ОПР - ограничитель предельных режимов;
ОЛС - оптико-локационная станция;
ОЭПС - оптико-электронная прицельная система;
ПНК - пилотажно-навигационный комплекс;
ПНП - прибор навигационный плановый;
ППД - приемник полного давления;
ППК - противоперегрузочный костюм;
ППС - передняя полусфере;
РЛПК - радиолокационный прицельный комплекс;
РНП - режим непрерывной пеленгации;
САПС - система аварийного покидания самолета;
СЕИ - система единой индикации;
СДУ - система дистанционного управления;
СнП - сопровождение на проходе;
СОС - система ограничительных сигналов;
СУВ - система управления вооружением;
СУО - система управления оружием;
СОК-Б - средства объективного контроля учебно-боевых действий;
УСТ - универсальное сигнальное табло;
ЧК - частотный канал;

СОДЕРЖАНИЕ

Страница
ВВЕДЕНИЕ----2
ПЕРЕЧЕНЬ ПРИНЯТЫХ СОКРАЩЕНИЙ----3
СОДЕРЖАНИЕ----4
1. ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЕТЕ----8
2. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ----10
3. ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ----14
3.3. Действия летчика перед посадкой в кабину----14
3.4. Действия летчика после посадки в кабину----14
3.5. Запуск двигателей----21
3.6. Проверка самолетных систем при работающих двигателях----22
4. ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТОВ----26
4.1. Подготовка к выруливанию и руление----26
4.2. Взлет----26
4.3. Посадка----28
4.4. Уход на второй круг----30
4.5. Особенности полетов «конвейером» и последовательных взлето-посадок----30
4.6. Посадка при отказе системы выпуска закрылков----31
4.7. Посадка при отказе автоматического управления носками крыла----31
4.8. Полет на предельных режимах по скорости и числу М----31
4.9. Полет на практический потолок----31
4.10. Полет на пилотаж----32
- Вираж 33
- Пикирование----33
- Переворот----36
- Петля Нестерова----37
- Полупетля----39
- Косая петля----40
- Боевой разворот----40
- Горка 41
- Переворот на горке----42
- Бочка 43
- Спираль----43

4.11. Полет на малых скоростях----43
4.12. Пилотирование самолета при его попадании в спутный след----46
4.13. Пилотирование с использованием САУ----46
4.14. Полет по маршруту с использованием ПНК при автоматическом управлении

48
4.15. Полет по маршруту с использованием ПНК при директорном и ручном управлении самолетом

51
4.16. Возврат и заход на посадку на запрограммированный аэродром при автоматическом управлении самолетом с использованием ПНК

52
4.17. Возврат и заход на посадку на запрограммированный аэродром при директорном и ручном управлении самолетом с использованием ПНК
54
4.18. Уход на второй круг и заход на посадку в режиме повторный заход с использованием ПНК
55
4.19. Полет на незапрограммированный аэродром и заход на посадку и использованием ПНК
57
4.20. Заход на посадку с использованием АРК----64
4.21. Особенности полета в сложных метеорологических условиях----65
4.22. Полет в условиях обледенения----65
4.23. Особенности полетов ночью----66
4.24. Полет взаимодействующих самолетов для встречи при использовании аппаратуры РСБН в режиме МСН ИЗМ – РЕТР
67
5. БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ----69
5.1. Краткие сведения о системе управления вооружением (СУВ)----69
5.2. Общий порядок действий при выполнении полета с применением оружия----88
5.3. Подготовка к полету на перехват----89
5.4. Программы полета на перехват воздушных целей----91
5.5. Выход в боевое соприкосновение с целью----94
5.6. Атака воздушных целей в ДРБ----99
5.7. Выход из атаки----102
5.8. Атака цели в ближнем маневренном бою----102
5.9. Применение ВПУ по воздушным целям----104
5.10. Особенности поражения малоскоростных малоразмерных воздушных целей
105
5.11. Использование САУ при перехвате воздушных целей
106
5.12. Применение оружия по наземным целям
107
5.13. Неуправляемый пуск, аварийный сброс ракет и подвесок вооружения
111
5.14. Особенности эксплуатации СУВ
113
5.15. Ведение групповых действий
114

5.16. Станция предупреждения об облучении самолета Л006ЛМ ---- 117
5.17. Станция активных помех Л203 литер ИЭ ---- 120
5.18. Устройство выброса пассивных и ИК – помех АПП-50 ---- 122
6. ОСОБЫЕ СЛУЧАИ В ПОЛЕТЕ ---- 146
6.1. Общие указания ---- 146
Отказы в силовой установке ---- 146
6.2. Пожар в отсеке двигателей ---- 146
6.3. Помпаж воздухозаборника ---- 147
6.4. Помпаж двигателя ---- 148
6.5. Отказ системы автоматического регулирования воздухозаборников ---- 148
6.6. Отказ одного двигателя при взлете на разбеге ---- 152
6.7. Отказ одного двигателя при взлете на разбеге после отрыва самолета ---- 153
6.8. Отказ одного двигателя в полете ---- 153
6.9. Отказ двух двигателей в полете ---- 155
6.10. Запуск двигателя в полете ---- 155
6.11. Отказ маслосистемы, повышенная вибрация, раскрутка оборотов РНД или несрабатывание клапана переключения наддува ---- 156
6.12. Отказ комплексного регулятора двигателя ---- 157
6.13. Отказ привода ВКА ---- 158
6.14. Отказ системы обнаружения и ликвидации помпажа ---- 158

Отказы в работе топливной системы----------158
6.15. Падение давления топлива на входе в двигатель----------158
6.16. Увеличение температуры топлива на входе в двигатель выше допустимой---159
6.17. Невыработка топлива из бака № 4----------159
6.18. Невыработка топлива из бака № 3----------160
Отказы гидросистемы----------160
6.19. Отказ одной из гидросистем----------160
6.20. Отказ обеих гидросистем----------161
Отказы в системе выпуска шасси----------162
6.21. А. Неисправность сигнализации выпуска шасси----------162
Б. Неустановка стоек (стойки) шасси на замки выпущенного положения-----163
6.22. Аварийный выпуск шасси----------164
6.23. Разрушение одного из пневматиков колес основных стоек шасси на разбеге

164
Отказы в системе дистанционного управления

165
6.24. Отказ двух подканалов в продольном канале СДУ

165
6.25. Отказ трех подканалов в продольном канале СДУ

166
6.26. Отказ управления носками крыла

167
6.27. Отказ устройства автоматического изменения Кш

167
6.28. Отказ канала дифференциального управления стабилизатором

167
6.29. Отказы механизмов триммерного эффекта

168
Отказы в системе жизнеобеспечения

168
6.30. Отказ кислородной системы

168
6.31. Разгерметизация кабины на больших высотах

169
6.32. Появление дыма в кабине

170
6.33. Отказ системы кондиционирования воздуха в кабине

170
6.34. Отказ системы охлаждения оборудования

170
Отказы источников тока

171
6.35. А. Отказ генератора переменного тока

171
Б. Отказ привода генератора

171
6.36. Отказ двух привод-генераторов переменного тока

172
6.37. Отказ двух выпрямительных устройств

172
6.38. Отказ трех выпрямительных устройств

173
Отказы системы ПВД

173
6.39. Отказ системы полного и статического давления

173
6.40. Отказ системы СВС

174
6.41. Отказ системы ИК – ВК (отказ двух гировертикалей)

174
6.42. Отказ радиосвязи

175
6.43. Вынужденная посадка вне аэродрома

176
6.44. Подготовка к аварийному покиданию

177
6.45. Катапультирование

178
6.46. Действия при приземлении

179
6.47. Действия при приводнении

179
6.48. Аварийное покидание самолета на земле

181
6.49. Сброс тормозного парашюта при непреднамеренном (самопроизвольном) его выпуске в полете

182

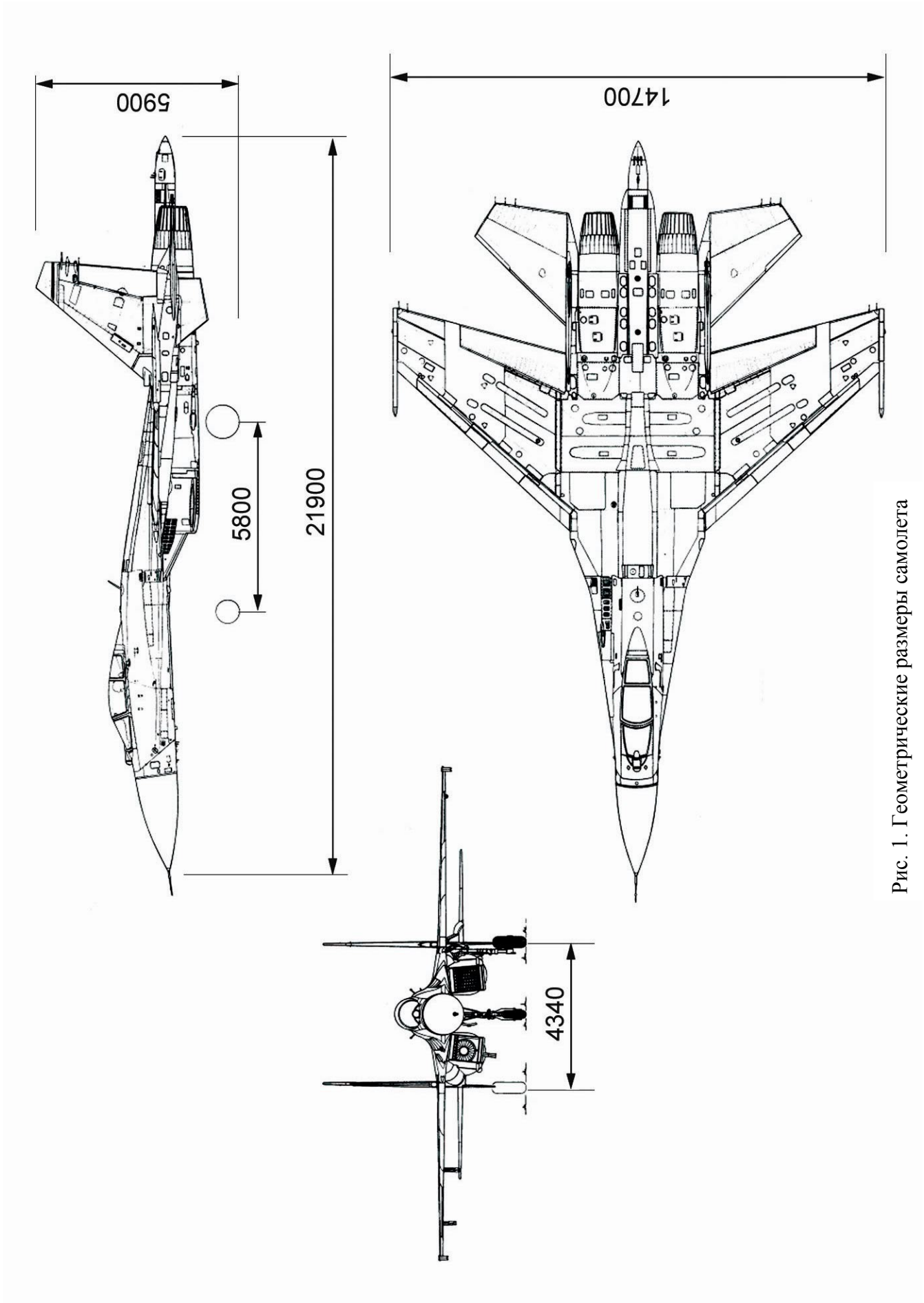


Рис. 1. Геометрические размеры самолета

РАЗДЕЛ 1

ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЕТЕ

1.1 Краткие сведения о самолете

1.1.1. Одноместный сверхзвуковой всепогодный истребитель Су-27СК предназначен для завоевания господства в воздухе, уничтожения противника в дальних ракетных и ближних маневренных боях, а также для поражения наземных и надводных целей.

Самолет выполнен по интегральной аэродинамической схеме, при которой крыло и фюзеляж образует единый несущий корпус, что обеспечивает высокие значения аэродинамического качества и коэффициента подъемной силы на маневре, а компоновка при этом обеспечивает дополнительные внутреннее объемы, благодаря чему на самолете не предусмотрено использование подвесных топливных баков.

1.1.2. На самолете установлена система дистанционного управления (СДУ), которая наряду с обеспечением нормальной продольной устойчивости самолета на дозвуковых скоростях полета обеспечила также его высокую маневренность при сохранении хорошей устойчивости и управляемости во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полета.

Для повышения запаса путевой устойчивости в систему бокового канала СДУ введен автомат путевой устойчивости - демпфер курса.

Для обеспечения поперечной управляемости используется совместное отклонение флаперонов и дифференциальное отклонение стабилизатора, последнее используется и для демпфирования по крену.

Для обеспечения поперечной управляемости в путевой канал СДУ введена перекрестная связь руля направления с поперечным отклонением ручки управления, а для предотвращения сваливания самолета на углах атаки более 25° в систему поперечного управления введено механическое ограничение поперечного отклонения ручки до 1/3 хода в виде пружинного упора с усилием 7 кгс.

Для обеспечения хороших характеристик маневренности во всем диапазоне допустимых углов атаки на дозвуковых скоростях полета введены системы автоматического отклонения носков крыла и флаперонов по сигналу угла атаки.

1.1.3. Для ограничения перемещения педалей до величины 1/3 хода, после уборки шасси к системе путевого управления подключается пружинный ограничитель с усилием 17 кгс.

1.1.4. Взлет и посадка производится при фиксированных в отклоненном положении носках крыла.

Во взлетно-посадочное положение флапероны отклоняются симметрично на угол 18° и от этого положения, для управления по крену, отклоняются вверх на 27°, вниз на 16°.

Взлетно-посадочные характеристики и их зависимость от различных факторов приведены в номограммах (рис.6, 7, 8, книга 2).

1.1.5. На самолёте установлено специальное оборудование, в состав которого входит:

- система управления вооружением СУВ-27Э в составе РЛПК-27Э, ОЭПС-27, система единой индикации СЕИ-31/1ОМ, запросчика системы государственного опознавания, системы объективного контроля, системы управления оружием;
- пилотажно-навигационный комплекс ПНК-10-02;
- средства РЭП: изделие Л006ЛМ, изделие Л203ИЭ, АПП-50;
- комплекс связи К-ДлАЭ;
- бортовая система наземного наведения 11Г6;
- бортовая аппаратура воспроизведения речевых команд "Алмаз-УП";
- обобщенная система встроенного контроля и предупреждения летчика ("Экран-02МЭ");
- система аварийной сигнализации САС – 6;
- самолётный ответчик А-511;
- антенно-фидерная система "Поток-НР-10";
- аппаратура госопознавания (изделие 6202Р-1).

Самолёт оборудован также системой контроля и регистрации аварийных сигналов Тестер-УЗ сер.3 и системой объективного контроля учебно-боевых действий СОК — Б.

1.1.6. На самолёте установлено катапультное кресло К-36ДМ серии 2.

1.1.7. В состав вооружения самолёта входят:

- управляемые ракеты класса «Воздух-Воздух» Р-27ЭР1 Р-27Р1 с радиолокационными и Р-27ЭТ1, Р-27Т1 и Р-73Э с тепловыми головками самонаведения;
- неуправляемые ракеты типов С-25, С-13 и С-8;
- авиационные бомбардировочные средства поражения калибра до 500 кг;
- встроенная пушечная установка с пушкой ГШ-301 (боекомплект 150 снарядов).

РАЗДЕЛ 2

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

<table>
<tr><th>Ограничения</th><th>Причина</th></tr>
<tr><td>1. Максимальная скорость и число М полета:
– V = 1400 км/ч. Режим не ограничен по времени.
– M = 2,35. При M = 2,15 – 2,35 не более 5 минут.</td><td>По прочности.
По остеклению фонаря.</td></tr>
<tr><td>2. Максимальная эксплуатационная перегрузка при расчетном полетном весе 21400 кг:
– Пу макс = 8,0 при M≤0,85
– Пу макс = 6,5 при 0,85<M≤1,25
– Пу макс = 7,0 при M>1,25
Для весов, отличающихся от расчетного полетного веса, перегрузка устанавливается из расчета:
– m•Пу макс = const = 171000 кг при M<0,85, но не более Пу = 9,0
– m•Пу макс = const = 139000 кг при 0,85<M≤1,25, но не более Пу = 7,0
– m•Пу макс = const = 150000 кг при M>1,25, но не более Пу = 7,5</td><td>По прочности.
По прочности.
По прочности.</td></tr>
<tr><td>3. Минимальная отрицательная перегрузка:
– Пу мин = -2,0 при M<0,85
– Пу мин = -1,0 при M>0,85
– Пу мин = -0,5 при V≤300 км/ч</td><td>По прочности.
По прочности.
Во избежание попадания в штопор</td></tr>
<tr><td>4. Минимальная скорость горизонтального полета – 200 км/ч.
На высоте более 6000 м – 300 км/ч.</td><td>Из условия устойчивости и управляемости</td></tr>
<tr><td>5. Допустимые углы атаки:
А) Для самолетов без подвесок или с УР
<table>
<tr><td>M</td><td>0,5</td><td>0,6</td><td>0,7</td><td>0,8</td><td>0,9</td><td>1,0</td><td>2,0</td></tr>
<tr><td>УАП</td><td>24°</td><td>23°</td><td>22°</td><td>20°</td><td>19°</td><td>18°</td><td>8°</td></tr>
</table>
Б) Для самолетов с бомбардировочными средствами поражения и НРС:
<table>
<tr><td>M</td><td>0,6</td><td>0,7</td><td>0,85</td></tr>
<tr><td>УАП</td><td>20°</td><td>18°</td><td>15°</td></tr>
</table>
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Во взлетно – посадочной конфигурации (шасси выпущено) $\alpha_{доп}$ = 20°. При касании на посадке $\alpha_{доп}$ = 16°.</td><td>По устойчивости и управляемости в ВПК.
По устойчивости и управляемости в ВПК.
По зазору от хвостовой части до ВПП.</td></tr>
</table>

Ограничения	Причина
6. Максимальная взлетная масса 33000 кг (при установке колеса КН-41 с шиной модели 017А и колеса КТ-156Д с шиной модели 2А). Максимальная взлетная масса 28000 кг (при установке колеса КН-27 с шиной модели 016А и колеса КТ-156Д с шиной модели 2А). Расчетная взлетная масса 23250 кг (2хР-27 + 2хР73Э, расчетный запас 5090 кг, полный комплект несъемного бортового оборудования, боекомплект к ГШ-301 150 снарядов). Взлетная масса с ракетами 2хР-27 + 2хР73Э, с Gт = 9220 кг ($\gamma_т$ = 0,785) – 27380 кг. Максимальная масса подвесок ракет Р-27 и Р-73Э – 1950 кг.	По прочности колес и пневматиков.
7. Максимально допустимая путевая скорость самолета на взлете: – при отрыве переднего колеса – 320 км/ч. – при отрыве основных колес – 360 км/ч.	По прочности пневматиков колес.
8. Предельная посадочная масса 23000 кг. Максимальная посадочная масса 21000 кг, при этом остаток топлива без ракет – 3560 кг, с ракетами 2хР-27 + 2хР-73Э – 2840 кг. Посадки с массами 21000 кг, но не более 23000 кг, допускаются, как исключение, но не более 3 % от общего количества посадок.	По прочности колес и пневматиков.
9. Взлет и посадка с боковой составляющей ветра более 15 м/с ЗАПРЕЩАЕТСЯ.	Из-за затруднений в выдерживании направления на разбеге и пробеге.
10. Максимальная скорость перекладок защитного устройства воздухозаборников (ЗУ), а также полета с закрытыми ЗУ не более 500 км/ч.	По прочности защитного устройства.
11. Максимально допустимая путевая скорость самолета на посадке: – при касании передним колесом – 270 км/ч. – при касании основными колесами – 280 км/ч.	По прочности пневматиков колес.
12. Максимальная скорость начала торможения – 265 км/ч.	По энергоемкости тормозов.
13. Максимальная скорость выпуска тормозного парашюта – 300 км/ч.	По прочности парашюта.
14. Выпуск, уборку, а также полет с выпущенным шасси выполнять на скорости не более 500 км/ч.	По прочности створок шасси.
15. Максимальная высота выпуска и полета с выпущенным шасси – не более 4000 м.	Из-за возможной раскачки самолета в продольном канале.
16. Полет с отклоненными флаперонами в режиме закрылков на взлете и посадке на скорости не более 600 км/ч, Пу не более 2,0.	По прочности флаперонов.
17. Выпуск тормозного щитка и полет с выпущенным тормозным щитком на скорости не более 1000 км/ч (M≤0,9), при этом на V > 600 км/ч скольжение не более 2-х диаметров шарика.	По прочности килей.
18. На скоростях полета более 600 км/ч при отклонении педалей не допускать пересиливания пружинного упора.	По прочности килей.

Ограничения	Причина
19. Время непрерывной работы двигателей на земле на форсажных режимах не более 20 сек.	По температурному состоянию элементов двигателя.
20. Максимально допустимая температура газов за турбиной: – на M ≤ 1,9 на максимальном и форсажных боевых режимах – 750°С; – на M > 1,9 на максимальном и форсажных боевых режимах – 765°С; – на учебно-боевом форсажном режиме - 700°С.	По прочности турбин двигателя.
21. Запрещается создавать углы скольжения более 2-х диаметров шарика на M ≥ 2,0.	Во избежание помпажа воздухозаборников.
22. Полет с околонулевыми и отрицательными перегрузками (Пу = 0 ÷ -2) разрешается: – на форсажных режимах работы двигателей не более 3 сек. на высотах до 15000 м, не более 8 сек. на высотах более 15000 м; – на бесфорсажных режимах работы двигателей не более 10 сек. на высотах до 8000 м, не более 15 сек. на высотах более 8000 м. Повторное создание указанных перегрузок разрешается не ранее, чем через 30 сек. полета с Пу ≥ 1,0. Полеты с перегрузкой Пу = 2 ÷ -2 выполнять при остатке топлива более 1500 кг.	Из условия обеспечения подачи топлива к двигателям.
23. Безопасное аварийное покидание самолета летчиком обеспечивается: *на разбеге и в горизонтальном полете при скоростях:* – от 75 до 950 км/ч. без ограничения по высоте над рельефом местности. *в горизонтальном полете на скоростях:* – до 1200 км/ч на высотах не менее 40 м над рельефом местности; – до 1300 км/ч на высотах не менее 60 м над рельефом местности. На режимах снижения самолета на высотах, равных по величине скорости снижения, умноженной на четыре. Минимальная безопасная высота катапультирования в горизонтальном полете при углах крена: – γ = 90°, Н мин = 150 м; – γ = 180°, Н мин = 200 м. Минимальная безопасная высота катапультирования на снижении при углах крена: – γ = 90°, Н мин = 4•Vy+150 м; – γ = 180°, Н мин = 4•Vy+200 м. Указанные величины приведены без учета времени на принятие решения и подготовку к катапультированию.	По времени, необходимому для срабатывания парашютной системы. По времени, необходимому для срабатывания парашютной системы и по воздействию воздушного потока на летчика. По времени, необходимому для срабатывания парашютной системы.

Ограничения	Причина
В зависимости от типа применяемого высотного снаряжения: – в защитном шлеме ЗШ с опущенным светофильтром и надетой кислородной маской на скорости не более 1300 км/ч; – в защитном шлеме ЗШ с поднятым светофильтром и надетой кислородной маской на скорости не более 700 км/ч.	По воздействию воздушного потока на летчика.
24. Все полеты, независимо от скорости, выполнять с использованием кислородного оборудования, а полеты над водной поверхностью, кроме того, с использованием морского спасательного снаряжения, При этом, в зависимости от задания на полет, применять следующее спецснаряжение: – на высотах от 11000 до 20000 м – ЗШ с кислородной маской (КМ) и высотный компенсирующий костюм (ВКК); – на высотах менее 11000 м – ЗШ с кислородной маской, а при полетах с перегрузками более 3 ед. – ВКК (ПКК). ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Максимально допустимое время пребывания на высоте 11000 – 20000 м в разгерметизированной кабине не более 2 минут.	Для обеспечения жизнедеятельности.
25. Взлет, посадку, полеты с перегрузками и на скоростях более 700 км/ч выполнять с обязательным стопорением плечевых ремней.	
26. Включение автоматических режимов САУ при M > 2,0 ЗАПРЕЩАЕТСЯ.	На M > 2,0 наблюдается раскачка самолета.
27. При отказе системы управления носками $\alpha_{доп} = 10°$.	По устойчивости и управляемости самолета.
28. При наличии несимметричной подвески двух и более ракет (одна из которых Р-27) на одном крыле $\alpha_{доп} = 15°$ (ОПР на это ограничение не настроен).	По устойчивости и управляемости самолета.

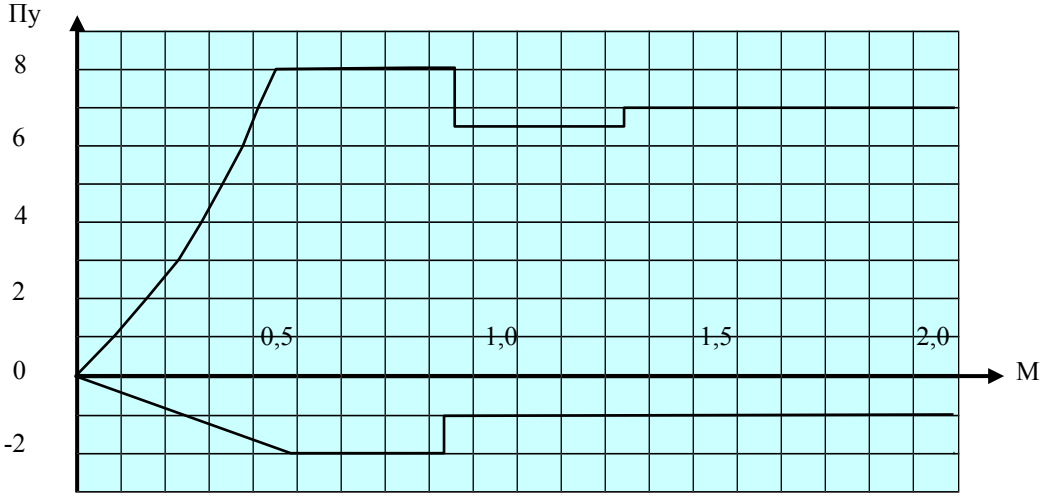


Рис. 2. Ограничения по перегрузкам для G = 21400 кг.

РАЗДЕЛ 3

ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ

3.1. Перед полётом лётчику принять доклад от техника самолёта о готовности самолета к полёту, о последних проделанных работах на самолете, а также о том, что исходное положение концевых выключателей кресла и наличие бортового электропитания на кресле проверено.

3.2. После доклада техника самолёта проверить давление в пневмосистеме фонаря, которое должно быть не менее 185 кгс/см^2 и не менее 120 кгс/см^2 в случае повторного вылета без дозаправки пневмосистемы и наличие подвесок в соответствии с заданием на полет.

3.3. Действия летчика перед посадкой в кабину.

3.3.1 Перед посадкой в кабину лётчику дать команду технику самолета снять все наземные предохранители, кроме предохранителей (предохранителя) на ручке катапультирования и убедиться в том, что:

- в кабине нет посторонних предметов;

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Укладка на сиденье катапультируемого кресла нештатных подушек и других предметов ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

- все выключатели на энергощитке, на щитке питания систем и на щитке распределительных устройств отключены, а предохранительные колпачки на них и на других выключателях закрыты;
- выключатели пиропатронов кресла отключены;
- ручка катапультирования находится в нерабочем положении (рукоятки откинуты вперед и застопорены фиксаторами);
- сняты все кабинные наземные предохранители, кроме предохранителей (предохранителя) на ручке катапультирования;
- фалы притяга ног закреплены в пружинных держателях (лирках) на приборной доске;
- эксплуатационная ручка управления фонарем застопорена; фал блокировки стреляющего механизма кресла подсоединен
- фал блокировки стреляющего механизма кресла подсоединен к кронштейну на фонаре и законтрен;
- ручка СБРОС ФОНАРЯ законтрена;
- давление кислорода в баллоне креола равно 180-170 кгс/см^2, а в бортовых баллонах - 190 кгс/см^2;
- рукоятка на РПК-52 100 % O_2 – СМЕСЬ в положении СМЕСЬ, рукоятка АВАРИЯ в положении ВЫКЛ;
- рукоятка на РД-15 в положении ДАВЛ.

Если подготовка ПНК производилась наземным экипажем, то должны быть включены выключатели АЭР ПИТ на энергощитке, РАДИОЭЛЕКТРОННЫЕ № 1 и № 2 (I и II) и САМОЛЕТНЫЕ и СИЛОВЫЕ № 1 и № 2 (I и II) на щитке распределительных устройств, а на пульте-задатчике у кнопки ПИТАН. ПНК должен высвечиваться сигнализатор.

3.4. Действия летчика после посадки в кабину.

3.4.1. После посадки в кабину летчику самостоятельно или с помощью техника

самолета необходимо:

- проверить правильность посадки в кресло по высоте (уровень глаз при правильной посадке должен быть на линии визирования, нанесенной на заголовнике; регулировку сидения по высоте производить с помощью переключателя ВВЕРХ – ВНИЗ на правой стороне кресла) и установить педали по длине ног;

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Регулировку сидения в полете разрешается производить только в пределах широкой полосы на заголовнике в зоне линии визирования.

- надеть и застегнуть подвесную систему парашюта (она должна плотно облегать тело летчика), при этом тесьму крепления гофрированного шланга кислородной маски надеть на пряжку правого ножного обхвата перед замыканием её замком;
- подсоединить карабин фала НАЗ к кольцу на снаряжении;
- проверить на кресле работу механизма притяга пояса и плотно подтянуть и застопорить поясные ремни;
- соединить шланги вентиляции, натяжного и противоперегрузочного устройств ВКК (ПКК) с соответствующими штуцерами прибора КП-120 и разъема ОРК;
- подсоединить к прибору КП-120 шланги кислородной маски (предварительно проверив маску на герметичность);
- убедиться в надежном соединении колодок ОРК прибора КП-120 с ОРК, для чего нажимая пальцем сверху на подвижную ручку прибора (красного цвета), потянуть его вверх и в стороны, при этом прибор не должен отсоединяться или качаться в месте соединения;
- соединить электроразъем ЗШ со жгутом на ОРК, пропустив его под подвесной системой и над шлангами пневмокоммуникаций;
- проверить работу механизма управления светофильтром (опустить и поднять светофильтр). Поднимать и опускать светофильтр только рукояткой, светофильтр при подъеме и опускании не должен задевать шасси блока НВУ;
- проверить закрытие сопел обдува летчика.

3.4.2. Убедиться в том, что органы управления оборудованием и системами находятся в следующих исходных положениях:

- переключатель ОТКЛ КОНДИЦ включен (под колпачком);
- ручка наддува кабины – в положении ВЕНТИЛЯЦИЯ КАБИНЫ;
- переключатель ОБОГРЕВ КАБИНЫ – в положении АВТ;
- ручка РАЗГЕРМЕТИЗАЦИЯ КАБИНЫ – в переднем положении;
- выключатель ОГРАНИЧИТ α, Пу – отключен;
- выключатель ФЛАПЕР АВТ – в положении АВТ;
- рукоятка ВЕНТИЛЯЦИЯ КОСТЮМА – в отключенном положении;
- РУД обоих двигателей – в положении СТОП;
- ручка аварийного торможения колес – в переднем положении;
- переключатель крана шасси – в положении выпущено;
- ручка аварийного выпуска шасси – в исходном положении и законтрена;
- переключатель управления тормозным щитком – в переднем положении;
- переключатель управления воздухозаборником РЕЗЕРВНОЕ – АВТ – РУЧНОЕ – в положении АВТ;
- кнопка СБРОС ТП нажата;
- переключатель ПРОТИВООБЛЕДЕНЕН АВТ – ОТКЛ – РУЧ в положении АВТ;

- индикатор положения панелей показывает – 0 ÷ 3 %, а задатчики кремальеры в положении 0 %;
- переключатель управления ЗУ в положении АВТ;
- выключатель механизма управления колесом передней стойки шасси УПР КОЛЕСОМ – отключен;
- переключатель БЛИЖН – АВТ – ДАЛЬН – в положении АВТ;
- рукоятка АВАР ПВД ТЯНИ – в крайнем переднем положении;
- переключатель 1 – 2 на блоке 480-1 закрыт скобой, выключатель ЗАПАСН – по заданию;
- переключатель ВЫСОКОЕ I – II – III_1 – III_2 на блоке 5812 в положении I;
- переключатель режимов А-511 на щитке самолетного ответчика – по заданию;
- выключатель обогрева ПВД ОСНОВН ДАУ и ПВД РЕЗЕРВ ППД – отключены (на УСТ высвечивается сигнал ОБОГРЕВ ДАУ);
- выключатель АВТ ДРОС ФОРСАЖА – включен;
- выключатель НОСКИ КРЫЛА – в положении УБРАНЫ;
- выключатель РЕЖИМ ДВИГ УЧЕБНО-БОЕВОЙ – БОЕВОЙ на левом пульте по заданию.

На объединенном пульте управления комплекса средств связи К-ДлАЭ:

- выключатель ПШ УКВ включен;
- выключатель АВАР ПРМ включен;
- регуляторы ГРОМК УКВ и ГРОМК КВ в положении максимальной громкости;
- выключатель РЕЗ РС отключен;
- выключатель РЕЗ СПУ отключен;
- выключатель АРК, РСБН отключен;
- переключатель УКВ – КВ в положении УКВ;
- переключатель ПШ в положении, обеспечивающем подавление шумов.

На правой панели доски приборов:

- переключатель сетей обмена СЕТЬ 1 – 2 – 3 – ПН по заданию.

На переднем щитке правого борта кабины:

- переключатель режимов работы ОТКЛ – ГД – ПАРА1 – ПАРА2 в положении ОТКЛ;
- переключатель ВЕДОМ – ВЕДУЩ – КП по заданию.

На пульте САУ:

- выключатель СВЯЗЬ САУ – СДУ включен (в переднем положении).

На пульте управления СДУ:

- выключатели ЖЕСТК СВЯЗЬ, Кш РУЧН, ДЕМПФЕР КУРСА и ДЕМПФЕР КРЕНА отключены;
- переключатель режимов СДУ АВТ – ПОЛЕТ – ПОСАД в положении АВТ.

На пульте проверки СДУ:

- предохранительная скоба галетного переключателя опущена;
- выключатели 1 и 2 в положении ОТКЛ.

3.4.3. Проверить работу комплекса кислородного оборудования, для чего:

- убедиться, что вентиль кислородной системы питания открыт и уровень голубого контура баллона на индикаторе ИКЖ – П1 установился на цифре 1

или между цифрами 1 и 0,5 (что соответствует давлению 190 или 150 кгс/см^2);
- надеть маску;
- рукоятку 100 % O_2- СМЕСЬ на РПК-52 установить в положение СМЕСЬ;
- сделать 2-3 глубоких вдоха и выдоха, при этом в окне индикатора ИКЖ-П1 должен быть черный цвет (дыхание должно быть свободным);
- перевести рукоятку 100 % O_2 - СМЕСЬ в положение 100 % O_2, задержать дыхание и убедиться, что избыточное давление в кислородной маске не нарастает;
- сделать 2-3 глубоких вдоха и выдоха, при этом в окне индикатора ИКЖ-П1 должно быть чередование черного и голубого цвета (при вдохе – голубой, при выдохе – черный);
- установить ручку АВАРИЯ на РПК-52 в положение ВКЛ.

Убедится, что давление в кислородной маске не нарастает, ощущается струйная подача кислорода, а в окне индикатора виден голубой цвет.

- нажать на кнопку включения непрерывной подачи кислорода на РПК-52 КОНТРОЛЬ O_2 ВКК и убедиться в наполнении камер натяжного устройства ВКК. После прекращения большой подачи кислорода, не ожидая сброса давления из камер ВКК, отпустить кнопку КОНТРОЛЬ O_2 ВКК и нажать кнопку КОНТР проверки на регуляторе давления РД-15. Убедившись, что в маске создается избыточное давление, отпустить кнопку. При наличии утечки кислорода по обтюратору увеличить притяг маски с помощью ригелей.

После окончания проверки установить на РПК-52 рукоятку АВАРИЯ в положение ВЫКЛ, а рукоятку 100 % O_2 - СМЕСЬ в положение СМЕСЬ.

3.4.4. Проверить работу комплекта кислородного оборудования совместно с автоматом давления АД-15, для чего:

- кратковременно (на 1 – 1,5 сек) нажать на головку автомата АД-15 и убедиться в одновременном создании избыточного давления в камерах ППУ ВКК (ППК) и в кислородной маске;
- отпустить головку автомата и убедиться в сбросе избыточного давления из маски и камер ППУ ВКК (ППК);
- установить ручку ДАВЛ – ОТКЛ на РД-15 в положение ОТКЛ;
- кратковременно нажать на головку автомата АД-15 и убедиться в создании избыточного давления только в камерах ППК ВКК (ППК);
- отпустить головку автомата и убедиться в сбросе давления из камер ППУ ВКК (ППК) (в камерах останется незначительный подпор).

После проверки ручку ДАВЛ – ОТКЛ на РД-15 установить в положение ДАВЛ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.

1. При полетах с кислородной маской без ВКК проверку под избыточным давлением выполнять ЗАПРЕЩАЕТСЯ.
2. При нарастании давления в кислородной маске при ненажатой кнопке КОНТР на регуляторе РД-15 или невозможности его создания при нажатии кнопки проверки на РД-15 выполнение полета ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

3.4.5. Установкой переключателя вольтметров КОНТРОЛЬ в положение ЛЕВ, ПРАВ при включенном выключателе АЭР ПИТ проверить наличие напряжения от аэродромных источников питания, которое должно быть:

- постоянного тока – 27-29 В;
- переменного тока – 115-120 В.

На энергощитке включить выключатели: ГЕНЕР ~ ТОКА ЛЕВ, ГЕНЕР ~ ТОКА ПРАВ,

АККУМУЛЯТОР 1, АККУМУЛЯТОР 2, ПРЕОБРАЗ 2 и ПРЕОБРАЗ 1.

3.4.6. Включить все выключатели на щитке распределительных устройств, питание ПНК, а также все выключатели на щитке питания систем, за исключением выключателей ОПС и ОПОЗНАВАН (включаются после запуска двигателей).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В полете выключателями САМОЛЕТНЫЕ и СИЛОВЫЕ № 1 и № 2 (I и II), РАДИОЭЛЕКТРОННЫЕ № 1 и № 2 (I и II) на щитке распределительных устройств пользоваться ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

3.4.7. Перед полетом ночью проверить и отрегулировать внешнее и внутреннее светотехническое оборудование, для чего:

- включить и отрегулировать яркость освещения в кабине рукоятками ОСВЕЩЕНИЕ ПРИБОРОВ, ОСВЕЩЕНИЕ ЛЕВОГО БОРТА, ОСВЕЩЕНИЕ ПРАВОГО БОРТА и реостатом ЗАЛИВАЮЩИЙ СВЕТ;
- отрегулировать направление светового потока от светильников заливающего света;
- отрегулировать необходимую яркость свечения сигналов на табло с помощью рукоятки ЯРКОСТЬ ЛАМП НА ДОСКЕ, ламп сигнализации пультов с помощью выключателя ЯРКОСТЬ ЛАМП НА ЩИТКАХ НОЧЬ – ДЕНЬ и ламп сигнализации;
- установить переключатель АНО в положение необходимой яркости и проверить работу АНО;
- проверить исправность рулежной и посадочной фар.

3.4.8. Проверить исправность всех световых сигналов и ламп на табло и щитках нажатием кнопки ПРОВЕРКА ЛАМП, после чего нажать кнопку-табло СМ ТАБЛО, при этом она должна погаснуть.

3.4.9. Проверить по встроенному контролю работоспособность топливомера-расходомера через 1-2 мин после его включения, для чего:

- на ПКУ-7 нажать кнопку НУЛЬ, при этом индекс шкалы Т на ИСТР должен опуститься до значения 0 ± 100 кг. Во время изменения показаний шкалы Т должен загореться сигнал ОСТ 1,5, что свидетельствует об исправности блока БКС2-4К. Отпустить кнопку, при этом индекс шкалы должен подняться до величины количества топлива, замеренного топливомером;
- проверить по топливомеру-расходомеру количество заправленного топлива согласно заданию на полет и установить на бортовых часах точное время.

3.4.10. Установить на барометрическом высотомере ВД-20:

- стрелку на нуль при вылете с аэродромов, тлеющих превышение над уровнем моря менее 1000 м, при этом давление по шкале прибора не должно отличаться от давления по данным метеостанции на уровне аэродрома более чем на 2 мм рт.ст.;
- давление 760 мм рт.ст. при вылете с аэродромов, имеющих превышение над уровнем моря 1000 м и более, при этом высота по шкале прибора не должна отличаться от барометрической высоты аэродрома по данным метеостанции более чем на 25 м.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Если рассогласование между показаниями давления (высоты) на приборе и давлением (высотой) по данным метеостанции превышает 2 мм рт.ст. (25 м), вылет самолета, а также отворачивание гайки кремальеры прибора для устранения рассогласования ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

3.4.11. Проверить готовность комплекса ПНК по высвечиванию сигналов, положению органов управления на пультах и показаниям приборов, которые должны быть следующими:

На пульте управления БЦВМ и РСБН:
- на левом и правом цифровых индикаторах высвечивается цифра 1;
- на сигнальном табло высвечиваются сигналы ППМ, УПРАВЛ, ПУТЕВ, РМ, КОР РМ;
- кнопки ψ + 180°, НТ РУЧ, РМ РУЧ не нажаты;
- переключатель МАЯК НЕНАПР - НАПР в положении, соответствующем режиму работы наземного радиомаяка;
- переключатель УПР ЦВМ-ВВОД ЧК в положении УПР ЦВМ;
- переключатель режимов в положении ПРОГРАМ.

На пульте управления АРК и ИК-ВК:
- переключатель КАНАЛЫ в положении, соответствующем ДПРМ аэродрома вылета;
- регулятор ГРОМК в крайнем положении по часовой стрелке;
- переключатель ТЛФ-ТЛГ в положении ТЛФ;
- переключатель КОМ-АНТ в положении КОМ.

Положение кнопок управления ИК-ВК:

а) при ускоренной подготовке:
- кнопка РЕЖ РАБ нажата, кнопка ИКВ ОСН не нажата, сигнализатор кнопки высвечивается;
- кнопки ИКВ ПОВТ, ИКВ ДУБЛ, ЗК РУЧ и МК не нажаты, их сигнализаторы не высвечиваются;
- ЗМС установлено магнитное склонение аэродрома;
- на УСТ высвечивается сигнал СЧИСЛЕНИЕ ОТ СВС.

б) при нормальной подготовке:
- сигнализаторы ПОДГ УСК и ПОДГ НОРМ высвечиваются;
- кнопки ИКВ ОСН, ИКВ ПОВТ, ИКВ ДУБЛ не нажаты, их сигнализаторы не высвечиваются;
- кнопки ЗК РУЧ и МК не нажаты;
- при постоянном высвечивании сигнала ПОДГ НОРМ нажать кнопку РЕЖ РАБ, при этом погаснут сигналы ПОДГ УСК и ПОДГ НОРМ, а на кнопке ИКВ ОСН высветится сигнализатор;
- на ЗМС установлено магнитное склонение аэродрома.

Убедиться, что кнопка МК не нажата (сигнализатор у кнопки погашен).

3.4.12. Убедиться в том, что на ПНП текущий курс равен стояночному курсу, заданный курс, ЗЛУ и дальность равны курсу и дальности до выбранного ППМ (АЭР), бленкер КС убран.

На КПП индицируются стояночные углы крена и тангажа.

3.4.13. В режиме РАБОТА проверить на приборах ПНП и КПП индикацию курса, крена и тангажа от дублирующей ИКВ, для чего:
- нажать кнопку ИКВ ДУБЛ (кнопка ИКВ ОСН не нажата, сигнализатор кнопки погас, сигнализатор кнопки ИКВ ДУБЛ загорелся) при этом показания ортодромического курса, крена и тангажа не должны отличаться

от показаний основной ИКВ;
- вернуть кнопку ИКВ ДУБЛ в исходное положение, для чего нажать её вторично, при этом сигнализатор кнопки гаснет, а сигнализатор кнопки ИКВ ОСН загорится;
- нажать кнопку ИКВ ОСН, при этом сигнализатор кнопки продолжает высвечиваться, а показание ортодромического курса должно быть равно истинному курсу (при отжатой кнопке);
- вернуть кнопку ИКВ ОСН в исходное положение, для чего нажать её вторично, при этом истинный курс должен оставаться прежним.

Убедиться в том, что на пульте задатчика:
- на задатчике давления установлено барометрическое давление на уровне ВПП при вылете с аэродромов, имеющих превышение над уровнем моря менее 1000 м или давление 760 мм рт.ст. при вылете с аэродромов, превышение которых 1000 м и более;
- кнопка ПИТ ПНК нажата, сигнализатор высвечивается;
- переключатель НАВЕДЕНИЕ АВТ-РУЧ установлен в положение АВТ.

3.4.14. Органы управления системы «Нарцисс» установить в исходное положение:
- переключатель ДЕНЬ-НОЧЬ-СЕТКА на ИЛС в положение ДЕНЬ или НОЧЬ в зависимости от уровня внешней освещенности;
- ручку ЯРК на ИЛС в крайнее левое положение;
- переключатель МЕТКА-ТРАССА на ИПВ в положение МЕТКА;
- переключатель ТАКТ-ДУБЛ на ИПВ в положение ДУБЛ;
- ручку ЯРК на ИПВ в крайнее левое положение;
- галетный переключатель пилотажно-навигационных режимов ВЗЛ – МАРШРУТ – Н мал – ПОСАД в положение ВЗЛ, переключатель режимов на щитке управления СУВ в положение НАВИГ, при этом на индикаторах ИЛС и ИПВ появится информация, соответствующая режиму взлета (рис. 16).

Для проведения встроенного контроля нажать кнопку ТЕСТ на ИЛС, при этом на экранах ИЛС и ИПВ должна появиться тестовая картинка, что свидетельствует о нормальной работе системы. После проверки кнопку ТЕСТ отпустить.

3.4.15. Проверить работоспособность РСБН, АРК, радиовысотомера, ПНП и ДА-200. Убедиться в работоспособности системы СВС-2Ц по высвечиванию на ИЛС скорости не более 100.

3.4.16. Проверить правильность ввода программы полёта в БЦВМ, для чего на ПУ БЦВМ и РСБН:
- нажать кнопку ППМ, при этом на сигнальном табло будет высвечиваться в проблесковом режиме сигнал ППМ;
- нажать кнопку с цифрой, соответствующей ППМ № 2, при этом на ПНП должны индицироваться контрольные значения дальности, ЗПУ и заданного курса на ППМ № 2, на левом цифровом индикатора - номер этого ППМ, а сигнал ППМ перейдёт в режим постоянного свечения;
- проверить отработку контрольных значений дальности и заданного курса на остальные ППМ, нажимая поочерёдно кнопку ППМ и кнопки, соответствующие номеру ППМ (3, 4, 5, 6, 7, 8).

3.4.17. Проверить правильность выдачи азимутов на запрограммированные радиомаяки, для чего:
- нажать кнопку РМ РУЧ и кнопку РМ, при этом на сигнальном табло высветится в проблесковом режиме сигнал РМ;

- нажать кнопку с цифрой 2, при этом на ПНП стрелка КУР должна отработать значение азимута на РМ 2, на правом цифровом индикаторе высветится номер этого РМ, а сигнал РМ перейдет в режим постоянного свечения;
- аналогично проверить отработку азимута на остальные РМ, после чего нажать кнопку с цифрой 1 и кнопку РМ РУЧ, при этом сигнализатор РМ РУЧ погаснет, а на правом цифровом индикаторе будет индицироваться цифра 1 и отработается значение азимута на РМ 1.

3.4.18. Проверить дальность и заданные курсы на запрограммированные аэродромы, для чего:

- нажать кнопку АЭР, при этом на сигнальном табло сигнал АЭР будет высвечиваться в проблесковом режиме, а сигнал ППМ погаснет;
- нажать кнопку с цифрой 2, при этом на ПНП должны индицироваться дальность и заданный курс на АЭР 2, на левом цифровом индикаторе цифра 2, а сигнал АЭР перейдет в режим постоянного свечения;
- аналогично проворить отработку дальности и заданного курса; на АЭР 3; после проверки ввода программы на все ППМ и АЭР нажать кнопку ППМ и кнопку о цифрой 1, при этом на табло будет высвечиваться сигнал ППМ, а на левом цифровом индикаторе цифра 1, а на ПНП отработаются дальность и заданный курс на ППМ-1.

3.4.19. Проворить работоспособность связной радиостанции.

3.4.20. Проворить давление в пневмосистеме, одно должно быть 185 – 200 кгс/см^2.

3.4.21. Проверить давление зарядки гидроаккумуляторов (95 – 100 кгс/см^2), нажав кнопку КОНТРОЛЬ ГИДРОАКК на приборной доске.

3.4.22. Включить выключатели пиропатронов кресла.

Дать технику самолета команду: «Установить ручку катапультирования в рабочее положение и снять с неё наземный предохранитель». Проконтролировать снятие наземного предохранителя и убедиться в надежной фиксации ручки катапультирования в рабочем положении.

3.5. **Запуск двигателей.**

3.5.1. Запуск двигателей на земле выполнять от аэродромных источников питания, а при необходимости от бортовых аккумуляторных батарей, при включенных бортовых аккумуляторах при любом запуске. Получив разрешение на запуск, дать команду технику самолета: «От двигателей».

Запуск двигателей осуществлять в следующем порядке:

- установить трехпозиционный переключатель на щитке запуска двигателей в положение ЗАПУСК;
- установить РУД запускаемого двигателя за упор МАЛЫЙ ГАЗ на 10 – 15 мм, а затем на упор МАЛЫЙ ГАЗ;
- нажать кнопку ЗАПУСК ЛЕВ (ПРАВ) на 1–2с, при этом должен высветиться сигнал ЗАПУСК ЛЕВ (ПРАВ).

Разрешается при необходимости выполнять запуск одновременно двух двигателей одновременным или последовательным нажатием кнопок ЗАПУСК ЛЕВ и ЗАПУСК ПРАВ.

3.5.2. Момент запуска контролировать по шуму работающего турбостартера и

увеличению оборотов двигателя.

В процессе запуска контролировать:

- температуру газов за турбиной, которая должна быть не более 600°С (не более 630°С, если температура газов перед запуском по указателю более 40°С) на время не более 5 сек;
- погасание сигнала ЗАПУСК ЛЕВ (ПРАВ) через 50 сек от начала запуска или на оборотах 52 – 54%;
- отключение турбостартера на оборотах 52–54% (определяется по изменению звука).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Если на оборотах 54% не произошло отключение турбостартера, прекратить запуск установкой руд на упор «СТОП» и нажатием кнопки «СТОП».

Двигатель после отключения турбостартёра автоматически выходит на обороты малого газа; максимальная температура газов за турбиной не должна превышать на малом газе 460°С.

3.5.3. Если в течение 5 – 7 сек. турбостартёр не запустился (нет характерного шума, не растут обороты двигателя), прекратить запуск установкой РУД на упор СТОП и нажатием кнопки СТОП, после чего выполнить прокрутку турбостартёра в следующем порядке:

- установить трехпозиционный переключатель в положение ПРОКРУТКА СТАРТЁРА;
- нажать кнопку ЗАПУСК.

По окончании прокрутки выполнить повторный запуск двигателя.

3.5.4. Если через 20 – 25 сек после нажатия кнопки ЗАПУСК двигатель не запустился (обороты не увеличиваются более 20 % и не растет температура газов), прекратить запуск установкой РУД на упор СТОП и нажатием кнопки СТОП. Последующий запуск выполнять после выяснения причины незапуска.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.

1. Повторный запуск двигателя разрешается выполнять после прекращения вращения роторов.
2. Останавливать двигатель закрытием пожарного крана, если это не вызывается крайне необходимостью, ЗАПРЕЩАЕТСЯ.
3. В процессе выхода двигателя на МАЛЫЙ ГАЗ на оборотах более 55 % могут высвечиваться сигналы на УСТ: «ОБОРОТЫ ЛЕВ (ПРАВ) НИЖЕ 90 %» и кратковременно (не более 3 сек) «СБРОСЬ ОБОРОТЫ ЛЕВ (ПРАВ)» и «ПЕРЕГРЕВ ЛЕВ (ПРАВ)».
4. Запуск двигателя прекращать переводом РУД на упор «СТОП» в случаях (кроме указанных ранее):
   - увеличение температуры газов за турбиной выше допустимой или при отсутствии показаний на приборах контроля оборотов или температуры;
   - возникновения помпажа или тряски;
   - высвечивания на УСТ сигналов «ОБЛЕДЕН ВОЗДЗАБ» или «НЕТ ПОДКАЧКИ»;
   - по команде техника самолета;
   - от бортовых аккумуляторных батарей допускается не более трех попыток запуска.

3.6. Проверка самолетных систем при работающих двигателях.

3.6.1. После запуска обоих двигателей и выхода их на обороты малого газа

убедиться в отсутствии на УСТ каких-либо сигналов.

Включить выключатели ОПС и ОПОЗНАВАН.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В случае, если сигнал «ОТКЛЮЧИ ПРИВОД ЛЕВ (ПРАВ) ГЕНЕР» после выхода двигателя на МАЛЫЙ ГАЗ не погас, то во избежание вывода привода из строя остановить двигатель.

Дать команду на отстыковку аэродромного питания.

Установить переключатель вольтметров КОНТРОЛЬ в положения: ЛЕВ, ПРАВ и проверить напряжение бортовых источников, которое должно быть:

- постоянного тока 27 – 29 В;
- переменного тока 115 – 120 В.

После проверки переключатель КОНТРОЛЬ установить в положение ЛЕВ.

3.6.2. Проверку самолетных систем выполнять при работе двигателей на малом газе.

Для проверки топливной системы нажать кнопку НАСОСЫ на ПКУ-7 на 3 – 5 сек, при этом должна высветиться зеленая лампа над этой кнопкой.

Убедиться, что давление в 1 и 2 гидросистемах находится в пределах 260 – 300 кгс/см^2.

Проверить системы основного, аварийного и стартового торможения – контролируется по индикаторам давления в тормозах колес. (Должно быть соответственно 105 – 120, 90 – 110 и 175 – 220 кгс/см^2).

3.6.3. При температуре наружного воздуха ниже –30°С для прогрева рабочей жидкости произвести последовательно по 2 – 4 полных перекладки стабилизатора, руля направления, флаперонов, носков крыла и тормозного щитка и столько же включений основного аварийного и стартового торможения.

С помощью кнопок управления закрылками проверить по индикатору ИП-52 их выпуск и уборку, проверить работу тормозного щитка.

Убедиться, что на приборной доске высвечиваются сигналы зеленого цвета:

- ТРИМ.ЭЛ.НЕЙТР;
- ТРИМ.СТ.НЕЙТР;
- ТРИМ.РН.НЕЙТР.

3.6.4. Перед проверкой системы управления самолетом убедиться в том, что:

- указатель Кш показывает значение Кш в пределах 0,9 – 1,1;
- индикаторы положения стабилизатора показывают положение его консолей, соответствующее отклонению ручки управления;
- индикатор положения носков показывает положение носков.

После запуска двигателей на пульте СДУ возможно загорание кнопок-ламп отказов подканалов. Последовательным нажатием кнопок-ламп включить отключившиеся подканалы.

Проверить работоспособность системы управления, для чего:

- на пульте управления СДУ включить выключатели ДЕМПФ КУРС и ДЕМПФ КРЕН;
- переключатель режимов СДУ АВТ-ПОЛЕТ-ПОСАД установить в положение ПОЛЕТ, при этом на УСТ высвечивается сигнал ПЕРЕКЛ РЕЖИМ СДУ, а кнопка-лампа СМ ТАБЛО начинает светиться в проблесковом режиме;
- убедиться, что индикаторы положения стабилизатора при нейтральном положении ручки управления показывают нейтральное положение консолей стабилизатора;
- проверить отклонение в полном диапазоне ручки управления и педалей. При освобождении ручки и педалей последние должны занять положение,

близкое к нейтральному.

Для проверки исправности СДУ ручку управления удерживать в крайних положениях в течение 3 – 4 сек. Открыть предохранительные колпачки на пульте проверки СДУ и включить выключатель 2, при этом должно высвечиваться табло СДУ в постоянном свечении;

- переключатель НОСКИ КРЫЛА установить в положение АВТ и проверить по индикатору отклонение крыльевых носков на 3/4 максимального угла;
- включить выключатель ОГРАНИЧИТ α, Пу;
- проверить убраны ли закрылки (по сигнализации);
- энергично с темпом 1 сек отклонить ручку управления на себя – при отклонении ручки должны появиться «тянущие» усилия с тряской, не препятствующие полному отклонению ручки. Увеличение усилий в этом случае свидетельствует о нормальной работе автомата ограничения α, Пу. При более медленном отклонении ручки затяжеления не должно быть;
- отклонить ручку на себя на 1/3 полного хода от нейтрали и последовательно нажать переключатель 1 вверх, затем вниз, фиксируя его в каждом положении в течение 6 – 8 сек.

При каждом нажатии через 2 – 3 сек отклонить ручку управления влево, затем вправо на 1/3 хода, фиксируя в этом положении в течение 2 – 3 сек.

При нажатии переключателя 1 должны высвечиваться сигнализаторы Н (направление) и Ф (флапероны) на пульте проверки; индикаторы носков крыла должны показывать их отклонение, индикаторы положения консолей стабилизатора - отклонение консолей в одну, затем в другую сторону, а указатель Кш - изменение передаточного числа.

При нажатии переключателя 1 вверх должно ощущаться дополнительное усилие при поперечном отклонении ручки от нейтрали на величину более 1/3 полного хода.

При нажатиях переключателя 1 вверх и вниз на ручке должно ощущаться возрастание тянущего усилия, сопровождаемое тряской, свидетельствующее о нормальной работе автомата ограничения α, Пу при проверке.

После проверки установить ручку управления в нейтральное положение, отключить выключатель 2, при этом табло СДУ гаснет.

Выключатель 2 закрыть колпачком.

Переключатель режимов СДУ установить в положение АВТ, при этом гаснет сигнал ПЕРЕКЛ РЕЖИМ СДУ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Производить взлет при высвечивании сигнала СДУ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

При проведении всех указанных проверок СДУ кнопки-лампы на пульте СДУ не должны высвечиваться.

Высвечивание кнопки-лампы указывает на отказ элемента соответствующего подканала, при этом кнопка-лампа высвечивается в мигающем режиме 3 – 5 сек, по истечении этого времени продолжает гореть ровным светом до момента включения подканала.

Если при какой-либо из проверок высветится отказ в подканале, то для включения отказавшего подканала необходимо нажать горящую кнопку-лампу. При включении подканала лампа гаснет. После этого дважды повторить проверку, при которой обнаружен отказ.

Если нажатием кнопки-лампы отказ не снимается, или при повторной проверке появляется вновь, вылет ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

Проверку работоспособности управления самолетом завершить проверкой САУ, для чего:

- на ПУ ИК-ВК нажать кнопку ЗК РУЧН;
- нажать на пульте САУ кнопки НАВИГ и АВТОМ;
- повернуть кремальеру ЗК на приборе ПНП и через 3 – 5 сек вернуть её в исходное положение (левый и правый стабилизаторы переместятся в разные стороны, а затем займут прежнее положение, погаснет сигнал ТРИМ

НЕЙТР);
- нажать кнопку ПРИВЕД К ГОРИЗ (погаснет сигнал НАВИГ, загорится ПРИВЕД К ГОРИЗ и Нбар);
- нажать кнопку СБРОС (все сигнализаторы САУ погаснут);
- установить триммер в нейтральное положение;
- на ПУ ИК-ВК повторно нажать кнопку ЗК РУЧН.

3.6.5. Проверить работоспособность ответчика СРО, для чего при включенном на щитке питания выключателе ОПОЗНАВАН (высвечивается сигнал СРО на УСТ на приборной доске, который должен исчезнуть через 1 – 2 мин).

3.6.6. Проверить работу ответчика А-511, для чего начать кнопку КОНТР, при этом должна высветиться лампа ОТВЕТ СО.

Лампа ОТВЕТ СО загорается также при ответе на запросные сигналы наземных РЛС.

Если до нажатия кнопки КОНТР лампа уже высвечивается (мигает), то при нажатии кнопки КОНТР яркость ее высвечивания увеличивается и мигание прекращается.

РАЗДЕЛ 4

ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТОВ

4.1. **Подготовка к выруливанию и руление.**

4.1.1. Закрыть фонарь кабины. Проверить закрытие замка фонаря по погасанию светового сигнала ЗАПРИ ФОНАРЬ на табло отказов. Разрешается при рулении приоткрыть откидную часть фонаря на угол 5 – 8°, что соответствует 150 – 200 мм (При загорании сигнала ЗАПРИ ФОНАРЬ в полете снизить скорость до 500 км/ч и прекратить выполнение задания). Надеть кислородную маску и подсоединить к ней трубку компенсатора натяга ЗШ. Проверить наличие избыточного давления в кабине, оно должно быть не более 0,06 кгс/см^2 (между двумя зелёными точками на ИКЖ).

4.1.2. Получив разрешение на выруливание, необходимо:

- включить выключатель УПР КОЛЕСОМ;
- выпустить закрылки;
- затормозить колёса и подать технику команду: «Убрать колодки»;
- получив ответ техника «Колодки убраны», растормозить колёса, в начале руления проверить торможение колёс.

4.1.3. При рулении проверить работу механизма управления передним колесом, при отклонении педалей самолёт должен разворачиваться в сторону отклонённой вперёд педали без применения тормозов. При нейтральном положении педалей самолёт должен двигаться прямолинейно. При выполнении разворотов на рулении обратить внимание на правильность показаний курса от ИК-ВК, азимута самолёта от РСБН или КУР от АРК.

4.1.4. Скорость руления должна обеспечивать безопасность движения самолёта и исключать возможность столкновения с препятствиями, но не превышать на прямой 50 км/ч, на развороте 20 км/ч при радиусе разворота не менее 15 м.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.

1. На рулении допускается кратковременное срабатывание речевой информации: «ПРЕДЕЛЬНЫЙ УГОЛ АТАКИ, ПРЕДЕЛЬНАЯ ПЕРЕГРУЗКА».
2. При высвечивании одного или нескольких аварийных сигналов или сигналов отказов, задание не выполнять и при необходимости выключить двигатели.

4.2. **Взлёт.**

4.2.1. Взлет выполнять с выпущенными носками крыла и закрылками на боевых максимальном или форсажном режимах работы двигателей.

С целью экономии ресурса двигателей при базировании на аэродромах с длиной БВПП 1800 м и более на самолёте с взлётной массой более 23000 кг взлёт разрешается выполнять на полном форсаже (боевом, учебно-боевом); на самолёте с взлётной массой 23000-20000 кг – на максимальном (боевом) режиме; на самолёте с взлётной массой менее 20000 кг взлёт разрешается выполнять на максимальном (учебно-боевом) режиме.

Взлёт с аэродрома с длиной БВПП менее 1800 м с взлётной массой более 23000 кг выполнять на полном форсаже (боевом), с взлётной массой менее 23000 кг взлёт разрешается на полном форсаже (учебно-боевом).

Длина разбега при взлёте на полном форсаже на учебно-боевом режиме по сравнению с длиной разбега на полном форсаже на боевом режиме увеличивается на 80-150 м

(в зависимости от взлётной массы).

Вырулив на взлётную полосу, прорулить по прямой 5-10 м и остановить самолёт, плавно увеличивая степень торможения колёс до полной, включить стартовый тормоз.

Проверить отклонение стабилизатора по индикатору перемещением ручки управления от себя, на себя до упоров.

Проверить правильность показаний крена и тангажа на КПП, курса взлёта и азимута (КУР) на ПНП.

При наличии расхождения между курсом ВПП и текущим курсом на ПНП, а также при ускоренной подготовке ИК-ВК в режиме МК произвести коррекцию курса по оси ВПП с использованием СУВ.

При полёте без использования ПНК, когда Ψ ВПП аэродромов не запрограммированы, выполнять коррекцию курса в режиме МК.

Включить обогрев выключателем ПВД РЕЗЕРВ, ППД и ПВД ОСНОВН ДАУ, при этом сигнал ОБОГРЕВ ДАУ на УСТ погаснет.

Взлёт выполнять с включённым механизмом управления колесом передней стойки шасси для облегчения парирования разворачивающего момента в случае отказа двигателя на разбеге и при взлёте с боковым ветром.

4.2.2. Получив разрешение на взлёт, застопорить плечевые ремни, плавно увеличить обороты двигателей до максимальных, растормозить колёса и начать разбег. В процессе увеличения оборотов двигателей убедиться в том, что на УСТ не высвечиваются сигналы отказов, в случае высвечивания одного или нескольких сигналов убрать обороты двигателей и взлёт не выполнять.

При взлёте на форсаже включение форсажа производить после страгивания самолёта (после растормаживания колёс).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.

1. Если на оборотах, близких к максимальным, произойдет страгивание самолета (возможно на мокром бетоне), следует немедленно растормозить колеса и начать разбег. В случае разворота самолета относительно оси ВПП взлет прекратить.
2. При разнице в показаниях оборотов на режиме работы двигателей «МАКСИМАЛ» более 3 % или при разнице в показаниях температуры газов более 50°С выполнение взлета ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

В первой половине разбега до отрыва переднего колеса направление взлета выдерживать с помощью управляемого колеса передней стойки и, при необходимости, дополнительно с помощью основных тормозов, а во второй половине разбега – рулями направления.

Эффективность флаперонов и рулей направления достаточна для парирования на взлете бокового ветра до 15 м/с.

В начале разбега ручку управления выдерживать в нейтральном положении, при достижении скорости 200 км/ч плавным отклонением ручки управления на себя начать подъем переднего колеса до нормального взлетного угла и зафиксировать его до момента отрыва самолета.

При нормальном взлетном угле середины боковых зеркал фонаря проектируются по горизонту, при этом угол тангажа на КПП будет около 10°.

4.2.3. Скорость отрыва переднего колеса в зависимости от взлетной массы самолета составляет 230-280 км/ч; скорости отрыва самолета в зависимости от взлетной массы и режимов работы двигателей приведены в номограммах (рис.6, 8 книга 2).

4.2.4. После отрыва самолета, сохраняя взлетный угол, на высоте 10-15 м установить переключатель крана шасси в положение УБРАНО, после этого плавно создать

угол тангажа 15-20° по КПП и, не превышая скорости 450 км/ч, проконтролировать уборку шасси и открытие ЗУ. После уборки шасси загрузка педалей увеличивается. Если хотя бы одно ЗУ не стоит на замке открытого положения, а скорость более 450 км/ч, на УСТ высвечивается сигнал ВОЗД ЗАБ ЗАКРЫТ и выдается речевая информация: «Воздухозаборник закрыт, скорость не более 550 километров в час». В этом случае необходимо набрать высоту более 2000 м или кратковременно (на 5 сек) снизить обороты двигателей до 90 %. Если ЗУ не откроется, не изменяя режим полета, установить переключатель СЕТКИ ВОЗДЗАБ в положение ОТКР. Если ЗУ не откроется и в этом случае, задание прекратить.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В случае открытия «ЗУ» переключателем СЕТКИ ВОЗДЗАБ установку его в положение АВТ производить после посадки перед сруливанием с ВПП.

На скорости не более 600 км/ч убрать закрылки.

Уборку закрылков проконтролировать по погасанию зеленого сигнала на ИП-52.

В процессе уборки шасси зеленые сигналы гаснут, высвечивается центральный красный сигнализатор, который гаснет при убранном положении шасси и убранных закрылках. Время уборки шасси 7-8 сек.

Убедиться в том, что после уборки шасси носки крыла заняли положение, соответствующее текущему углу атаки.

4.3. **Посадка.**

4.3.1. Перед заходом на посадку проверить и убедиться, что давление в гидросистемах 260 - 300 кгс/см^2.

4.3.2. На прямой перед третьим разворотом на скорости не более 500 км/ч выпустить шасси. При этом автоматически отклоняются носки крыла (если переключатель НОСКИ КРЫЛА находится в положении АВТ). Возникающий при этом небольшой момент на пикирование легко парируется ручкой управления. Выпуск шасси контролировать по загоранию зеленых сигналов на КП-52 и по высвечиванию табло ШАССИ ВЫПУЩЕНО, а также по восстановлению давления в первой гидросистеме до 260-300 кгс/см^2, а выпуск носков по индикатору.

Переключатель крана шасси оставить в положения ВЫПУЩЕНО.

4.3.3. Перед четвертым разворотом выпустить закрылки. Выпуск закрылков контролировать по загоранию зеленого сигнала на ИП-52.

В случае выпуска закрылков при убранном шасси на ИП-52 высвечивается центральный красный сигнализатор, работающий в проблесковом режиме. Высвечивание сигнала сопровождается речевой информацией «Шасси убрано».

4.3.4. Четвертый разворот выполнять на скорости 350 км/ч с креном не более 45°.

ДПРМ пройти на высоте 200 м и скорости 310-320 км/ч. Снижение выполнять с вертикальной скоростью 5-3 м/с. БПРМ пройти на высоте 60 м и скорости 290-300 км/ч.

На планировании после пролета БПРМ уменьшать скорость планирования с таким расчетом, чтобы к началу выравнивания она была равна 260-270 км/ч (в зависимости от посадочного веса самолета).

4.3.5. Выравнивание начинать с высоты 8-10 м, темп выбирания ручки на себя выдерживать в соответствии с приближением самолета к земле. Закончив выравнивание на высоте не более 1 м, плавно убрать РУД на упор малого газа и, продолжая выбирать ручку на себя (соразмерно со снижением самолета), создать нормальный посадочный угол, равный 10-12°. Расход ручки управления для создания посадочного угла составляет 4-5 см.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В процессе посадки резкие движения ручкой управления могут привести к раскачке самолета по тангажу.

4.3.6. Посадочная скорость, длина пробега с выпущенными закрылками и носками крыла и с применением тормозов колес сразу после опускания переднего колеса в зависимости от посадочной массы, приведены в номограммах (рис.7, 8 книга 2).

Посадочные скорости и длины пробега самолета при подвеске бомб и НРС увеличивается соответственно на 5-10 км/ч и 50 м.

После касания ВПП основными колесами, выпустить тормозной парашют, опустить переднее колесо и полностью обжать тормозные педали. Пикирующий момент при выпуске тормозного парашюта парировать отклонением ручки управления «на себя».

4.3.7. При заходе на посадку с боковым ветром бороться со сносом, вплоть до касания, подбором курса. После касания ВПП основными колесами, не опуская переднего колоса, плавным отклонением педалей установить самолет по оси ВПП, удерживая его от крепов отклонением ручки управления против ветра. Расход педалей и ручки управления при довороте самолета составляет 1/3 и 1/2 хода соответственно.

При опускании переднего колеса педали установить в положение, близкое к нейтральному и начать торможение. Тормозной парашют выпускать при необходимости после опускания переднего колеса. На пробеге с опущенным передним колесом тенденцию к развороту против ветра парировать с помощью управляемого колеса передней стойки и при необходимости с помощью основных тормозов.

После пробега или по команде с КП сбросить тормозной парашют и расстопорить плечевые ремни.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.

1. Аварийную систему торможения на пробеге использовать и случаях неисправности основной системы, для чего на скорости не более 220 км/ч рукоятку аварийного торможения плавно за 2-3 с вытянуть на себя на полный ход и удерживать в этом положении до остановки самолета, при этом минимальная длина пробега обеспечивается с применением тормозного парашюта.
2. При посадке на ВПП, частично покрытую льдом, в конце пробега на скорости менее 30 км/ч необходимо уменьшить давление в тормозах для предотвращения появления юза колёс.

4.3.8. После сруливания с ВПП отключить выключатели обогрева ПВД РЕЗЕРВ, ППД и ПВД ОСНОВН ДАУ, убрать закрылки и носки крыла.

4.3.9. Зарулив на стоянку, отключить ПНК, открыть фонарь и выключить двигатели, для чего установить РУДы на упор СТОП.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.

1. Если после останова двигателя происходит догорание топлива в форсажной камере, необходимо выполнить прокрутку двигателя, а в случае интенсивного горения запустить двигатель. Для прокрутки двигателя при положении РУД на СТОП переключатель «ПРОКРУТКА ДВИГАТЕЛЯ — ЗАПУСК — ПРОКРУТКА СТАРТЁРА» установить в положение «ПРОКРУТКА ДВИГАТЕЛЯ» и нажать кнопку «ЗАПУСК». Время прокрутки двигателя 50 - 55 сек.
2. Перед открытием фонаря убедиться, что избыточное давление в кабине (перепад) не превышает 0,06 кгс/см^2 (между двумя зелёными точками на ИКЖ). При превышении указанного давления разгерметизировать кабину краном разгерметизации.

После постановки РУД в положение СТОП отключить все потребители электроэнергии, кроме источников питания, которые отключать после полного останова ротора двигателя.

Отключить выключатели пиропатронов кресла и дать команду технику самолета: «Поставить наземные предохранители (предохранитель) на рычаги стопорения ручки катапультирования» и «Установить ручку катапультирования в нерабочее положение».

4.4. **Уход на второй круг.**

Уход на второй круг возможен с любой высоты, вплоть до касания ВПП колесами. Уход на второй круг без касания ВПП обеспечивается с высоты 20-15 м.

Приняв решение об уходе на второй круг, установить РУД двигателей в положение МАКСИМАЛ, прекратить снижение и, не допуская потери скорости менее 270-260 км/ч, перевести самолёт в набор высоты, убрать шасси и закрылки.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.

1. Приёмистость двигателей с малого газа до максимального бесфорсажного режима равна 4-5 сек.
2. Минутные расходы топлива при полёте по кругу во взлетно-посадочной конфигурации на скорости 450 км/ч составляют с выпущенным шасси 65 кг/мин.

4.5. **Особенности полетов «конвейером» и последовательных взлёто-посадок.**

Полёты «конвейером» выполнять на аэродромах с длиной ВПП не менее 1800 м на самолете без подвесок для отработки взлёта и посадки днем и ночью. Первую посадку выполнять при остатке топлива не более 3000 кг.

При остатке топлива 3000 - 2000 кг взлёт «конвейером» выполнять на максимальном (боевом) режиме работы двигателей.

При остатке топлива не более 2000 кг взлет «конвейером» разрешается выполнять на максимальном (учебно-боевом) режиме работы двигателей.

Техника выполнения посадки в соответствии с п. 4.3.

После касания ВПП и устойчивого пробега на основных колёсах в течение 3-4 сек установить нормальный взлётный угол самолёта, перевести РУД за 1 - 2 сек в положение МАКСИМАЛ и, выдерживая взлётный угол, произвести взлёт.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Если в процессе увеличения оборотов двигателей до максимальных появляется энергичный разворачивающий момент, для парирования которого требуется постоянное отклонение педалей более 1/2 хода, руководствоваться рекомендациями п. 6.6.

Максимальное количество полётов «конвейером» не должно превышать четырёх. Остаток топлива перед заключительным взлётом должен быть не менее 1200 кг.

Разрешается также выполнение двух последовательных посадок, при этом первая посадка должна выполняться с максимальной посадочной массой не более 20000 кг, без применения тормозного парашюта с началом торможения на $V \leq 200$ км/ч.

Длина пробега при этих условиях составляет 1450-1500 м. Время руления между окончанием пробега после первой посадки и началом разбега во втором взлете должно составлять не менее 5 минут, необходимых для охлаждения тормозов колес.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Последовательные посадки разрешается выполнять при температуре наружного воздуха не более 30°С.

Вторая посадка выполняется с применением тормозного парашюта и тормозов колес как указано в п.4.3.

4.6. Посадка при отказе системы выпуска закрылков.

Если при нажатии кнопки выпуска закрылков они не выпустились и на ИП-52 не высвечивается сигнал выпуска закрылков, нажать кнопку на их уборку, посадку выполнять с убранными закрылками.

В этом случае выдерживать скорость планирования после четвертого разворота на 15-20 км/ч больше, чем при заходе на посадку с выпущенными закрылками.

Посадочная скорость и длина пробега самолета с убранными закрылками увеличиваются на 10 -15 км/ч и 50 - 60 м соответственно.

4.7. Посадка при отказе автоматического управления носками крыла.

Если после выпуска шасси носки крыла не отклоняются (контролируется по индикатору), отклонить их вручную, установив переключатель носков в положение ВЫПУЩЕНЫ.

При посадке с неотклоненными носками крыла (при отказе управления носками крыла) переключатель НОСКИ КРЫЛА установить в положение УБРАНЫ. Скорость планирования после четвертого разворота и длина пробега самолета увеличиваются на 10 - 15 км/ч и 50-60 м, соответственно, α доп на посадке не более 10°.

4.8. Полет на предельных режимах по скорости и числу М.

Для достижения предельных чисел М разгон самолета выполнять при работе двигателей на режиме полного форсажа.

С учебной целью полет на разгон скорости до предельного числа М без подвесок или с 2хР-27 и 2хР-73Э выполнять по следующей программе:

- набор высоты до 12000 м на максимальном, выше 12000 м на форсажных режимах работы двигателей на V ист = 850-800 км/ч, М= 0,8-0,85;
- разгон самолета на полном форсаже в горизонтальном полете на высоте 13000 м до максимального числа М;
- торможение самолета до М = 0,8-0,85 или V пр = 500 км/ч. При малых удалениях от аэродрома снижение выполнять на больших скоростях.

При дросселировании двигателя до малого газа в диапазоне чисел М=0,9-1,0 возможно бубнение воздухозаборников, не влияющее на устойчивую работу двигателей.

Полет к аэродрому выполнять на высоте12000-13000 м при числе М = 0,8-0,85. На удалении 150-170 км перевести самолет на снижение и выполнять его на скорости 500 км/ч при работе двигателей на режиме МАЛЫЙ ГАЗ.

4.9. Полет на практический потолок.

Полет на практический потолок с учебной целью выполнять на самолете без подвесок или с 2хР-27 и 2хР-73Э по следующей программе:

- разгон самолета у земли до Vпр=650-670 км/ч до высоты 200 м на форсажном или максимальном режимах работы двигателей, набор высоты до достижения М = 0,8-0,85;

- набор высоты 11000-12000 м на М = 0,8-0,85;
- на высоте1000-12000 м разгон до числа М = 1,6 на режиме полного форсажа и на числе М = 1,6 набор высоты до достижения вертикальной скорости 3-5 м/с;
- отключение форсажа, установка РУД на упор МАЛЫЙ ГАЗ и снижение до высоты 12000-13000 м с уменьшением числа М до 0,8-0,85;
- полет на М = 0,8-0,85 на высоте 12000-13000 м до рубежа снижения (до дальности 150-170 км);
- снижение на V пр = 500 км/ч при работе двигателей на режиме МАЛЫЙ ГАЗ до высоты полета по кругу.

Практический потолок на режиме полного форсажа (при выработке 50 % топлива от нормального запаса) без подвесок составляет 18500 м.

На учебно-боевом режиме работы двигателей максимальное число М = 1,75, практический потолок 16300 м.

4.10. **Полет на пилотаж.**

Общие указания

На самолете разрешается выполнять фигуры простого, сложного и высшего пилотажа в широком диапазоне скоростей и высот полета в пределах допустимых углов атаки и перегрузок по УАП (по срабатыванию ОПР) с учетом особенностей, изложенных в настоящем подразделе.

В настоящем подразделе рассматривается пилотам на самолете с подвесками, которые условно разделены на группы:

1 группа - самолет без подвесок или с 2хР-73Э + 2хР-27Р1 (Р-27Т1), или с 2хР-73Э + до 2 АБ калибра до 500 кг, или 2хР-73Э + 2хС-25, или 2хР-73Э + 2хБ-8М (2хБ-13Л);

2 группа - самолет с 4хР-73Э + 6хР-27Р1 (Р-27Т1) или 2хР-73Э + до 6 АБ калибра до 500 кг, или 2хР-73Э + 4хБ-8М (4хБ-13Л) или 2хР-73Э + 4хС-25;

3 группа - самолет с 2хР-73Э + до 8 АБ калибра до 500 кг или 2хР-73Э + до 16 АБ калибра до 250 кг.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. С другими вариантами подвесок выполнение пилотажа ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

Характеристики фигур пилотажа на боевом и учебно-боевом режимах работы двигателей с УР практически не отличаются, за исключением набора высоты за горку.

Пилотаж выполнять только при включенном ограничителе углов α и Пу. Выход на предельные углы атаки пли перегрузку сопровождается «упором» (ступенчатым увеличением усилий на ручке на 15 кг) и тряской ручки управления. При этом высвечивается сигнал «α, Пу КРИТИЧ», сопровождаемый речевой информацией «Предельный угол атаки, предельная перегрузка».

Система ОПР при правильной ее эксплуатации обеспечивает высокую маневренность самолета при безопасном пилотировании по границе предельных углов атаки и перегрузки.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Пересиливание «упора» при выполнении фигур пилотажа заметного роста маневренности не дает, но может привести к сваливанию самолета или к превышению Пу доп.

При создании заданной перегрузки с темпом менее 2 сек ОПР срабатывает на

небольших углах атака и перегрузки. Темп выхода на допустимые углы атаки и перегрузки определяется «упором» при сохранении тянущих усилий на ручке управления.

При полетах на высотах менее 5000 м и больших приборных скоростях, соответствующих числам М = 0,95-1,2, могут иметь место упоры ручки управления по крену и педалей из-за недостаточной мощности гидроприводов флаперонов и рулей направления, однако управляемость в этом случае остается достаточной и составляет 25-30° в секунду.

Перед выполнением пилотажа необходимо подтянуть (застопорить) плечевые ремни. Проверить на РД-15 положение рукоятки ДАВЛ-ОТКЛ, которая должна быть в положении ДАВЛ.

ВИРАЖ

Виражи разрешается выполнять на форсажных и бесфорсажных режимах работы двигателей во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей. Отличий в выполнении левого и правого виражей нет. Перед вводом в вираж установить заданную скорость и координированным движением ручки управления и педалей ввести самолет в разворот с одновременным увеличением тяги двигателей до необходимой (заданной) величины.

Правильность выполнения виража контролировать по естественному горизонту (авиагоризонту), вариометру, высотомеру, указателям скорости и перегрузки. На предельном по тяге вираже скорость следует выдерживать небольшими изменениями перегрузки, а высоту – изменением крена. Вывод из виража производить координированными движениями ручки и педалей с одновременным уменьшением тяги двигателей с темпом, обеспечивающим сохранение скорости.

При выполнении установившихся виражей с углами крена более 65-70° (η_y = 2,5 - 3) заданный режим дополнительно контролировать по величине нормальной перегрузки.

Зависимость перегрузки установившихся виражей от высоты и скорости полета показана на рис. 3, 4. При этом максимальные угловые скорости установившегося разворота самолета достигаются на скоростях, соответствующие максимальным перегрузкам установившегося виража.

Форсированные (неустановившиеся) виражи в диапазоне дозвуковых скоростей полета разрешается выполнять, не превышая допустимых углов атаки и максимальных эксплуатационных перегрузок по УАП или ОПР.

Наличие подвесок не оказывает существенного влияния на технику выполнения виража.

ПИКИРОВАНИЕ

Пикирование разрешается выполнять с углами до 60° на бесфорсажных режимах работы двигателей.

Ввод в пикирование в зависимости от предшествующего маневра и потребного (заданного) угла пикирования производить с разворота или переворотом.

На пикировании с высоты 3000-5000 м с убранным тормозным щитком при углах пикирования 20-30° прирост скорости на каждые 1000 м потерянной высоты составляет:

- 130-140 км/ч - при работе двигателей на режиме малого газа;
- 250-270 км/ч - при работе двигателей на максимальном режиме.

Вывод из пикирования производить без кренов и скольжения энергичным (за 2-3 сек) созданием потребной (заданной) перегрузки.

Скорость начало вывода из пикирования при работе двигателей на режиме малого газа должна быть меньше максимально допустимой для данного варианта подвесок на 50-160 км/ч, при работе двигателей на максимальном режиме - на 150-200 км/ч.

Пу уст вир

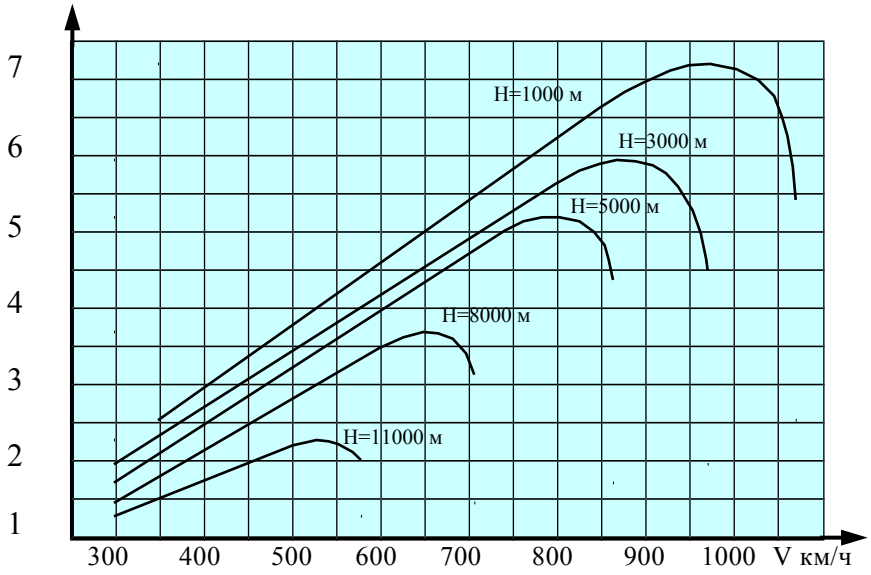


Рис. 3.

Перегрузки установившихся виражей, самолет с 2хР-73 + 2хР-27, с 50 % остатком топлива от нормальной заправки в стандартных температурных условиях, режим работы двигателей МАКСИМАЛ (для другой массы $\eta_{уф} = \eta_{уст.\ вир.} \cdot 20000 / m_{ф}$).

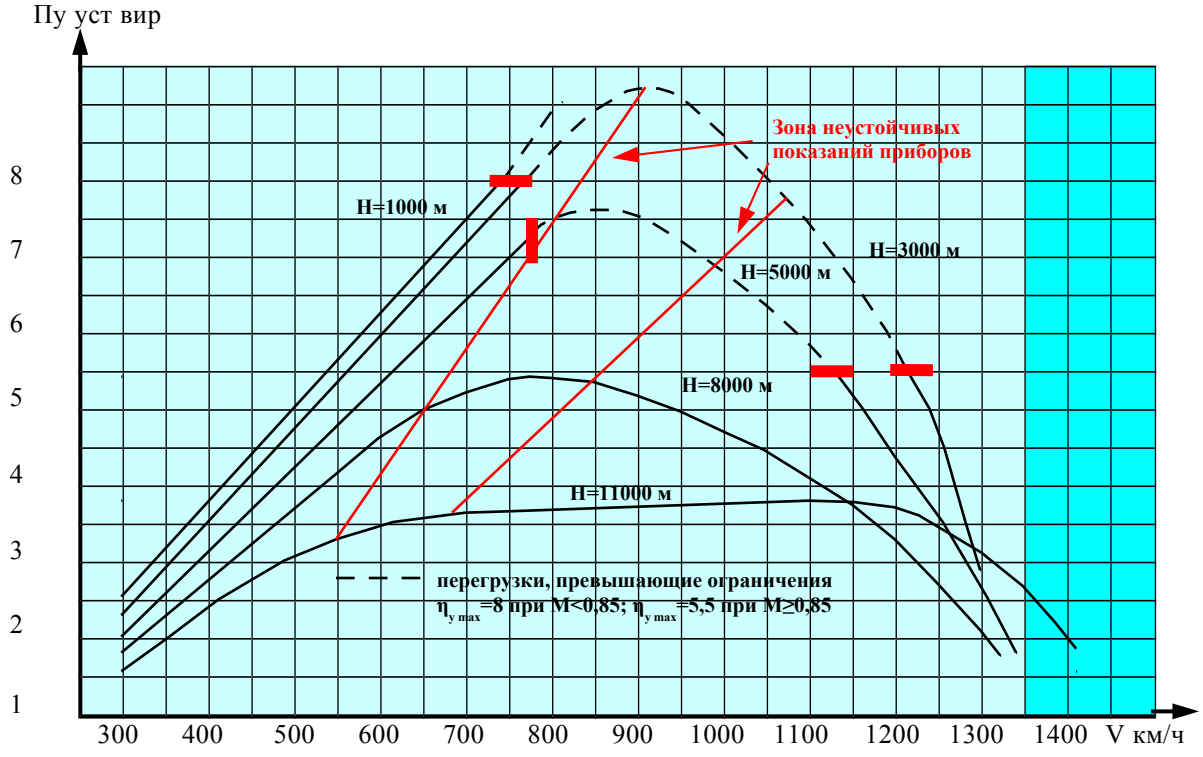


Рис. 4

Перегрузки установившихся виражей, самолет с 2хР-73 + 2хР-27 с 50 % остатком топлива от нормальной заправки, в стандартных температурных условиях, режим работы двигателей ПОЛНЫЙ ФОРСАЖ (для другой массы $\eta_{уф} = \eta_{уст.\ вир.} \cdot 20000 / m_{ф}$).

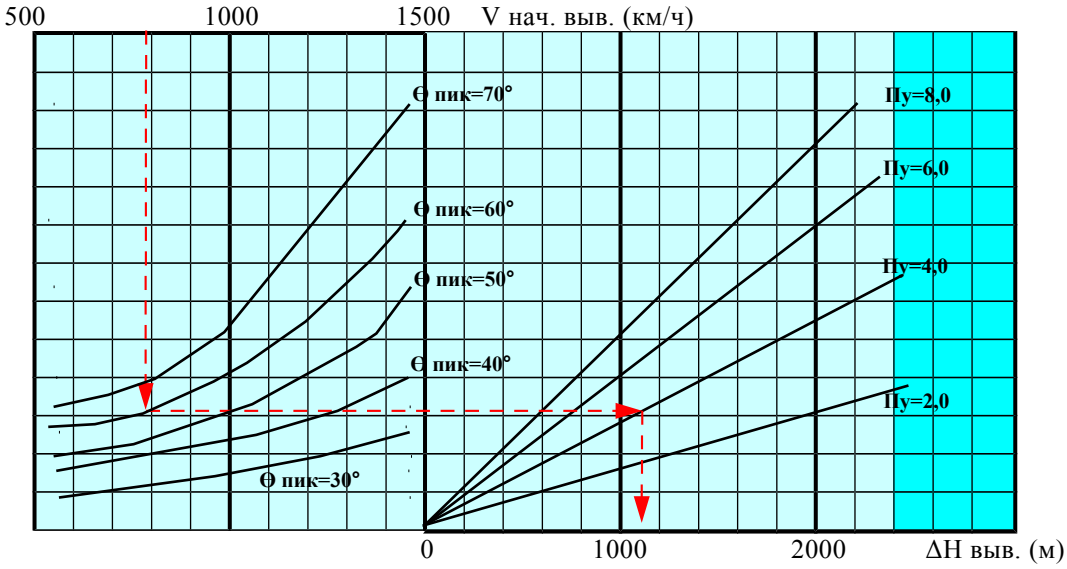


Рис. 5

Зависимость потери высоты при выводе самолета из пикирования от начальной скорости вывода при разных углах пикирования и различных перегрузках на выводе. Режим работы двигателей – МАЛЫЙ ГАЗ. Тормозной щиток убран.

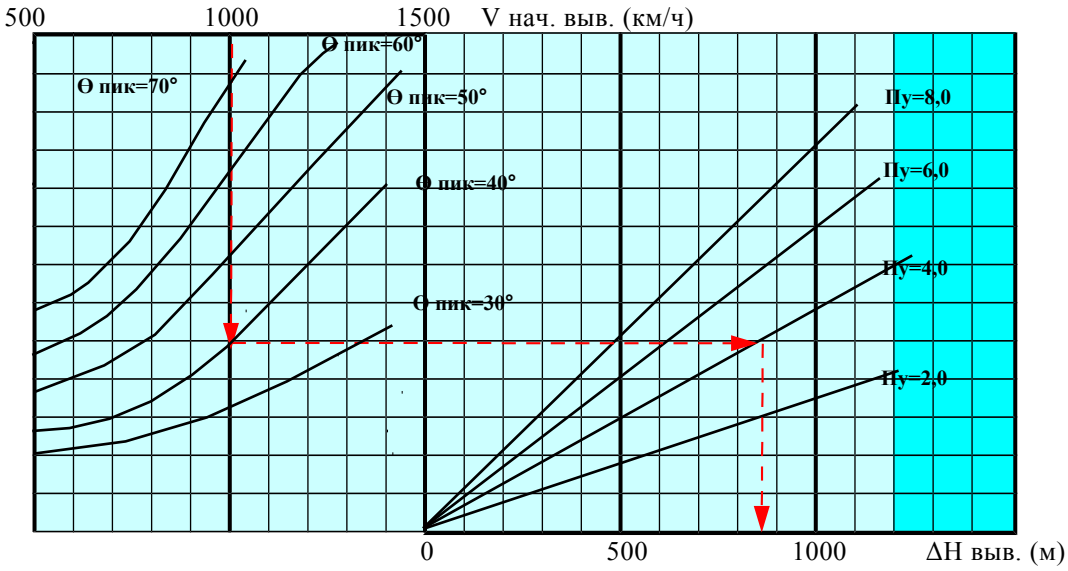


Рис. 6

Зависимость потери высоты при выводе самолета из пикирования от начальной скорости вывода при разных углах пикирования и различных перегрузках на выводе. Режим работы двигателей – МАЛЫЙ ГАЗ. Тормозной щиток выпущен. Подвесное вооружение – 2хР-73 + 2хР-27.

ПЕРЕВОРОТ

Потеря высоты за переворот и скорость вывода из него зависят:

- от скорости и высоты ввода;
- от режима работы двигателей;
- от положения тормозного щитка;
- от законов управления.

Перед вводом самолета в переворот в горизонтальном полете установить заданные режим работы двигателей, скорость и высоту, затем координированным отклонением ручки и педалей за 2-3 сек довернуть самолет относительно продольной оси на 180° (выполнить полубочку) и, не фиксируя угол тангажа в перевернутом положении, плавным взятием ручки управления на себя за 3-4 сек создать перегрузку, близкую к предельно допустимой, или $\alpha_{доп}$ (для данного варианта подвесок). В дальнейшем поворот выполнять по границе срабатывания ОПР, не превышая допустимых значений углов атаки или перегрузки вплоть до окончания фигуры.

В этом случае потеря высоты за переворот будет наименьшая.

На рис.7 показана потеря высоты за переворот при вводе о минимально разрешенной высоты, в зависимости от режима работы двигателей, скорости ввода и вариантов подвески.

Уменьшение угла атаки на каждые 2° или перегрузки на 0,5 приводит к увеличению потери высоты за переворот на 100-150 м.

Необходимо помнить, что допущенная ошибка на вводе в переворот (завышенная скорость ввода, увеличенный режим работы двигателей, уменьшенная высота ввода, ввод, растянутый по времени) приводит к нерасчетной потере высоты.

При вводе в переворот на скоростях менее 500 км/ч и работе двигателей на режиме малого газа о УР и 400 км/ч - с АБСП и НРС во избежание уменьшения скорости менее 300 км/ч на маневре при необходимости увеличивать тягу двигателей.

На рис.8 показана область выполнимости переворотов в зависимости от режима работы двигателей и варианта подвесок.

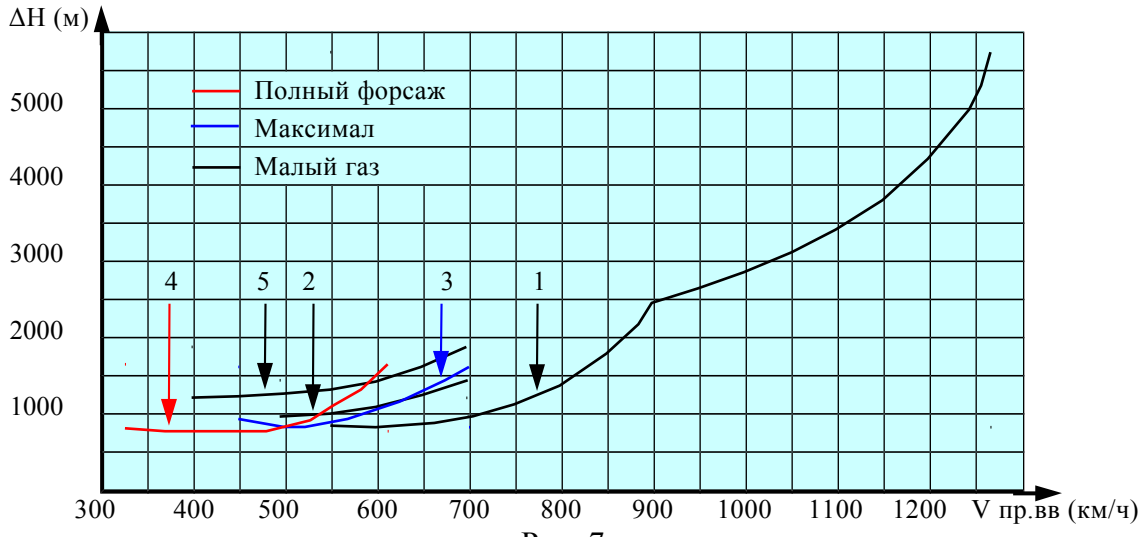


Рис. 7

Потеря высоты за переворот, выполняемый с минимально допустимой высоты, закон управления $П^{э}$у макс, α доп.

1, 3, 4 – самолет с 2хР-73 + 2хР-27

2 – самолет с 4хР-73 + 6Р-27

5 – самолет с бомбовым и неуправляемым ракетным вооружением.

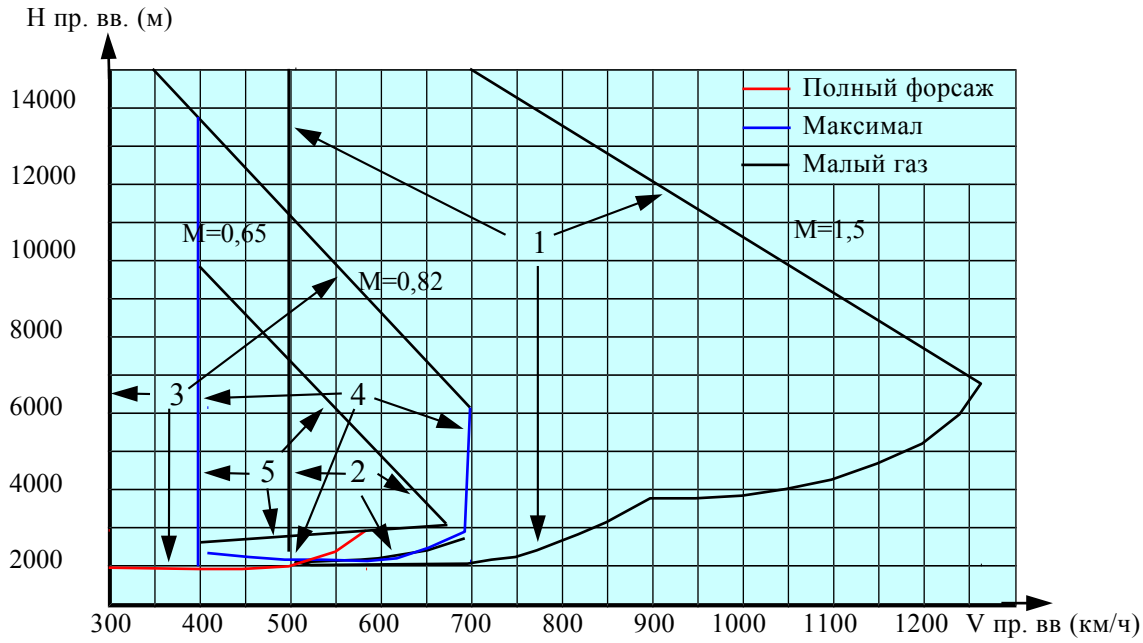


Рис. 8

Область выполнимости переворотов. Закон управления $П^{э}у$ макс, α доп. 1, 3, 4 – самолет с 2хР-73 + 2хР-27; 2 – самолет с 4хР-73 + 6хР-27; 5 – самолет с бомбовым и неуправляемым ракетным вооружением.

ПЕТЛЯ НЕСТЕРОВА

Ввод в петлю, из условий обеспечения в верхней точке заданной скорости, выполнять на максимальном или форсажном режиме работы двигателей в диапазоне высот и скоростей, показанных на рис. 9 и 10.

Минимальные скорости ввода в полупетлю или петлю Нестерова, показанные на рисунках, определены из условия обеспечения на траекториях скорости не менее 300 км/ч для 50 % остатка нормальной заправки топлива в стандартных температурных условиях. При увеличении (уменьшении) остатка топлива на 500 кг минимальные скорости ввода увеличиваются (уменьшаются) на 20 км/ч.

Перед вводом в петлю установить заданные режим работы двигателей, скорость и высоту полета, затем взятием ручки управления на себя создать за 2-3 сек перегрузку 4,5-5,5, контролируя её величину по указателю, не превышая эксплуатационной перегрузки для данного варианта подвесок.

Темп выбора ручки управления на восходящей части петли должен быть таким, чтобы сохранить указанную перегрузку до достижения углов атаки 14-16°, а затем выдерживать эти углы атаки до подхода самолета к верхней точке петли.

В верхней точке петли скорость должна быть не менее 300 км/ч.

При проходе верхней точки (нос самолета «ложится» на горизонт) отключить форсаж и плавно уменьшить, если это предусмотрено заданием, обороты двигателей, оценить высоту и скорость полета.

Если в верхней точке петли высота меньше минимальной для выполнения переворота, закончить фигуру полубочкой.

После прохода верхней точки петли и опускания носа самолета ниже горизонта в целях уменьшения потери высоты разрешается пилотировать по границе срабатывания ОПР. Дальнейшее пилотирование осуществлять так же, как и при выполнении переворота.

При выполнении формированных петель и полупетель (с минимальным радиусом) необходимо за 3-4 сек создать перегрузку или угол атаки, близкие к максимально допустимым

для данной скорости ввода и варианта подвесок, и в дальнейшем выдерживать эти значения утла атаки и перегрузки, не пересиливая ОПР вплоть до окончания фигуры.

На рис.9 показана область выполнимости форсированных петель Нестерова и полупетель.

Набор высоты на восходящей части петли составляет 1000-2000 м в зависимости от высоты, скорости ввода в петлю и перегрузки.

Примечание. При выполнении петель и полупетель в сверхзвуковой области в диапазоне трансзвуковых скоростей наблюдается «подхват».

При выполнении петель и полупетель в сверхзвуковой области на высотах более 11000 м с прохождением трансзвукового диапазона скоростей при полностью взятой ручке управления «на себя» возможен заброс по углу атаки выше допустимого, вплоть до α св.

Во избежание заброса по углу атаки при добирании ручки управления «на себя» в процессе торможения в момент уменьшения перегрузки (стабилизатор находится на упоре) зафиксировать ручку управления (не выбирая «свободный ход») и при подходе к числу М = 1,0 отдать её «от себя» на 1/5-1/4 хода.

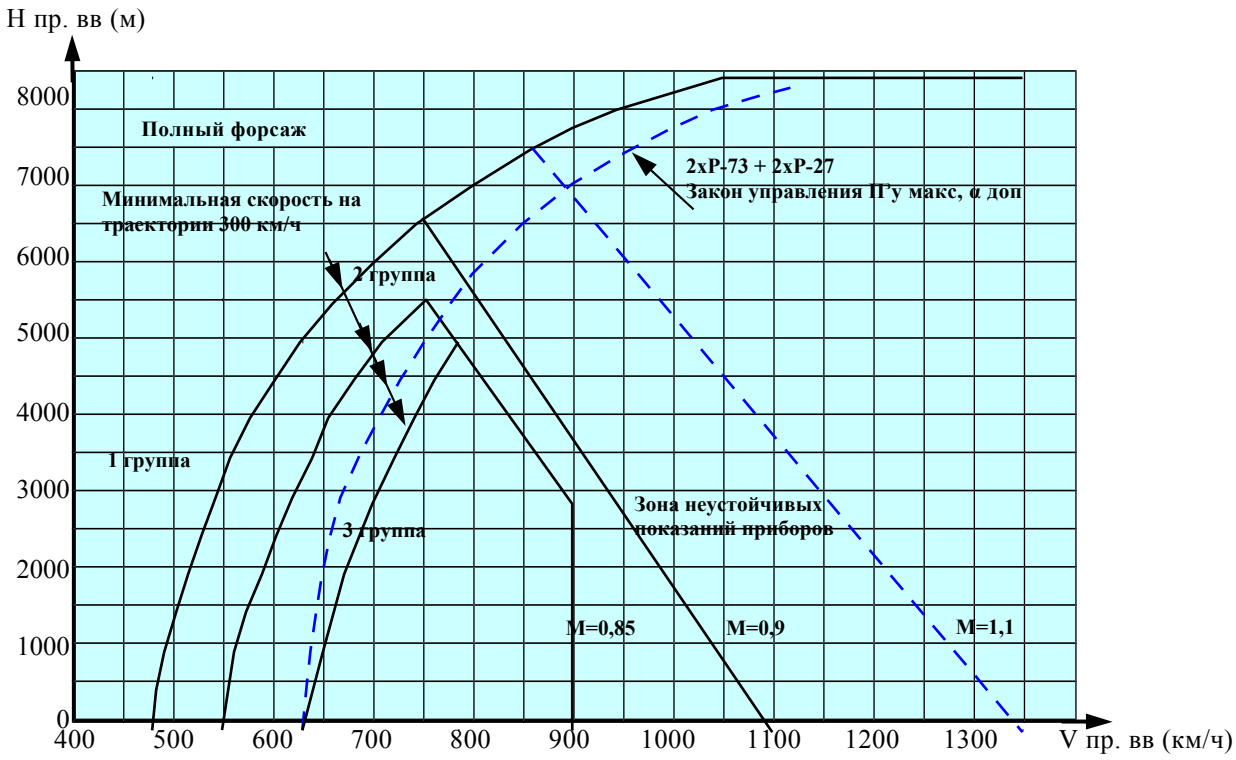


Рис. 9

Область выполнимости петель Нестерова и полупетель для самолета с 50 % остатком нормальной заправки топлива в стандартных температурных условиях. Закон управления Пу = 4,5-5,5; α = 14°-16°. При увеличении (уменьшении) остатка топлива на 500 кг минимальные скорости ввода увеличиваются на (уменьшаются) на 20 км/ч.

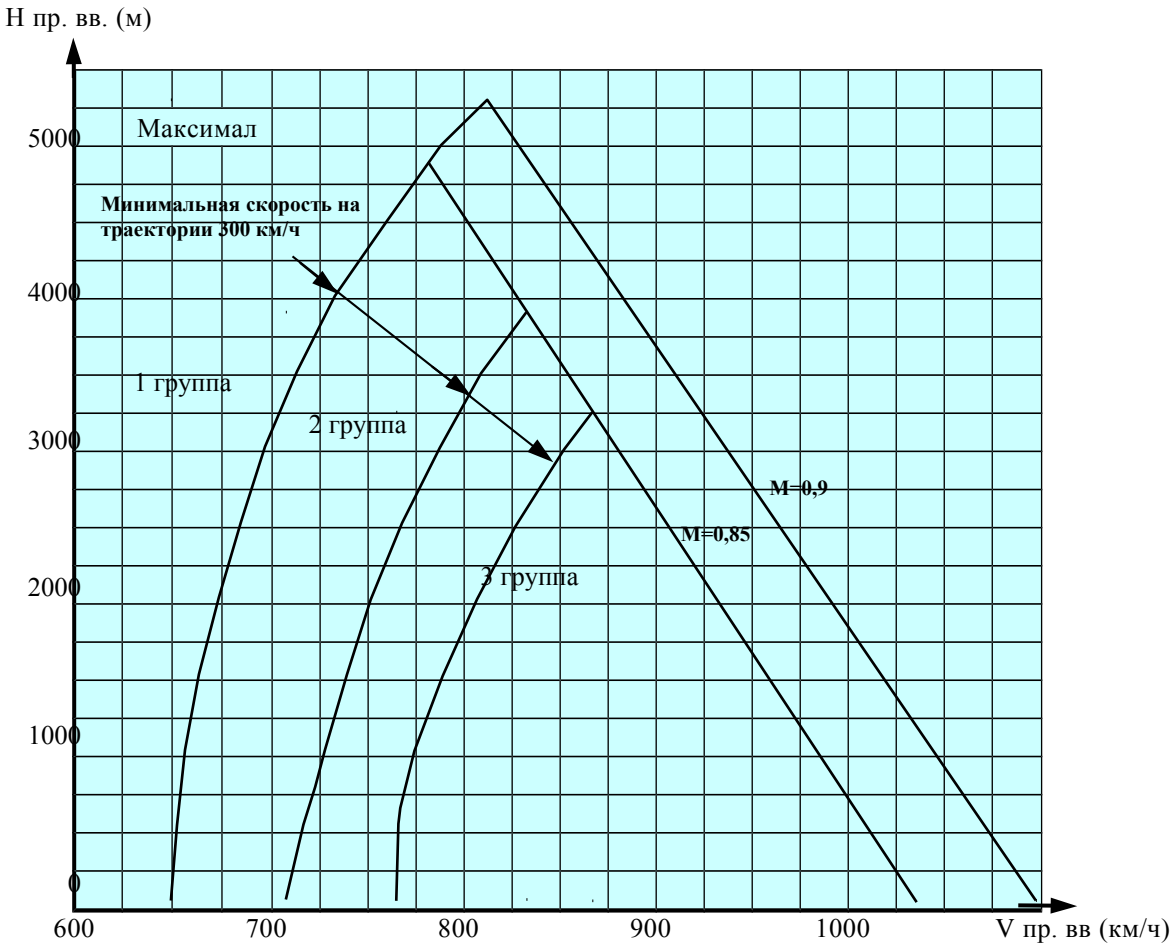


Рис. 10

Область выполнимости петель Нестерова и полупетель для самолета с 50 % остатком нормальной заправки топлива в стандартных температурных условиях. Закон управления Пу = 4,5-5,5; α = 14°-16°. При увеличении (уменьшении) остатка топлива на 500 кг минимальные скорости ввода увеличиваются на (уменьшаются) на 20 км/ч.

ПОЛУПЕТЛЯ

Полупетлю разрешается выполнять на тех же режимах работы двигателей, высотах и скоростях, что и петлю Нестерова. Порядок действий и распределение внимания летчика до подхода к верхней точке фигуры аналогичны действиям и распределению внимания при выполнении петли.

При подходе к верхней точке (нос самолета «ложится» на горизонт) на скорости не менее 300 км/ч координированным движением ручки управления и педалей выполнить полубочку за время 3-4 сек и вывести самолет в горизонтальный полет.

Если скорость самолета при подходе к верхней точке оказалась менее 300 км/ч, необходимо, не допуская увеличения угла атаки более допустимых значений и отклонения ручки управления в боковом отношении, установить педали в нейтральное положение и зафиксировать их. После опускания носа самолета ниже горизонта и увеличения скорости полета до 350 км/ч выполнить полубочку и вывести самолет в горизонтальный полет.

Набор высоты за полупетлю при вводе на полном форсаже с высоты 3000 м и скорости 800 км/ч составляет 3000 м при Пу = 4 и 2000 м при Пу = 6.

КОСАЯ ПЕТЛЯ

Ввод в косую петлю разрешается выполнять на тех же режимах работы двигателей, высотах и скоростях, что и в петлю Нестерова, но при этом следует учитывать, что набор высоты за восходящую часть фигуры будет меньше, чем на петле Нестерова.

Перед вводом в косую петлю необходимо наметить ориентир, установить заданную скорость, создать требуемый крен и зафиксировать его, при нейтральном положении ручки управления по крену без скольжения ввести самолет в косую петлю так же, как и в петлю Нестерова.

В процессе выполнения косой петли крен непрерывно изменяется. Наклон плоскости косой петли определяется начальным углом крена и контролируется по КПП и естественному горизонту. По КПП контролировать начальный угол крена в нижней и верхней частях косой петли, на восходящей и нисходящей частях косой петли при углах разворота 90° и 270° крен должен быть 90°.

В верхней точке косой петли и перед выводом из косой петли контролировать крен дополнительно по естественному горизонту.

Вблизи верхней точки косой петли оценить высоту. При предельном значении высоты начала нисходящего маневра нужно выполнить вывод из крена в сторону крена и выйти в горизонтальный полет. После вывода самолета в горизонтальный полет убрать крен.

При дефиците высоты на выводе нужно убрать крен и выводить самолет из пикирования с максимальной разрешенной перегрузкой и углом атаки.

При выполнении петель и полупетель в момент выхода на углы тангажа 90±5° происходит кратковременное (≈ 1 сек) выпадение бленкера КС на приборе ПНП, обнуление информации на ИЛС по параметрам γ, V, Ψ пр, сопровождаемое речевой информацией «Отказ курсовой системы», с документированием его в системе «Экран».

БОЕВОЙ РАЗВОРОТ

Боевой разворот разрешается выполнять на максимальном и форсажном режиме работы двигателей.

Перед вводом в боевой разворот установить требуемый режим работы двигателей, разогнать самолет до заданной скорости, после чего плавным отклонением ручки управления на себя и в сторону боевого разворота перевести самолет в набор высоты по восходящей спирали с начальным креном 10-15°, создав за 3-4 сек перегрузку в пределах допустимой и контролируя ее величину по указателю. При развороте на угол 110°-120° не превышать крен 65°-70°. По мере уменьшения скорости полета в процессе боевого разворота своевременно уменьшать перегрузку и контролировать величину угла атаки по указателю, чтобы не превысить его предельно допустимых значений.

После разворота самолета на 110°-120° постепенно уменьшать углы крена и тангажа одновременным отклонением ручки управления (по диагонали от себя) и педалей, координируя их отклонения так, чтобы вывести самолет в горизонтальный полет после разворота на 180° при скорости не менее 300 км/ч. Скорость ввода в боевой разворот, выполняемый перегрузкой 5,0-5,5, должна быть не менее 700 км/ч при работе двигателей на максимальном режиме и не менее 550 км/ч на полном форсаже.

Высота, набираемая за боевой разворот, существенно зависит от манеры пилотирования и начального угла крена. При вводе с высот не более 1000 м и на скоростях ввода от 550 до 700 км/ч она составляет от 1200 до 6000 м в зависимости от скорости ввода, перегрузки, режима работы двигателей и варианта подвесок.

Если требуется выполнить боевой разворот в минимальное время независимо от величины набираемой высоты, необходимо энергично, но не допуская пересиливания ОПР (превышения допустимых углов атаки и перегрузки), выполнить первую половину косой петли с начальным креном 15°-45°, а при подходе носа самолета к горизонту вывести его из крена.

Ввод в такой боевой разворот разрешается выполнять на тех же высотах и скоростях, что и в петлю Нестерова.

ГОРКА

Горку разрешается выполнять с углами до 60° на максимальном и форсажном режиме работы двигателей во всем эксплуатационном диапазоне высот полета на скоростях, не превышающих максимально-допустимую.

Скорость ввода должна быть не менее 550 км/ч на полном форсаже и не менее 700 км/ч на максимальном режиме работы двигателей.

Ввод в горку выполнять плавным созданием перегрузки 3,5-5,0 при углах до 45° и 5,0-6,0 при углах более 45°. Величину угла горки и отсутствие кренов контролировать по КПП.

Вывод из горки выполнять разворотом или двумя последовательными полубочками.

Для вывода из горки разворотом, по достижении скорости, не менее рекомендованной с учетом ее потери за вывод (рис. 11), координированным отклонением ручки управления и педалей ввести самолет в разворот с последующим опусканием носа до горизонта и выводом из разворота.

Для вывода самолета из горки двумя последовательными полубочками, по достижении скорости не менее рекомендованной, с учетом её потери за вывод (рис. 11), выполнить поворот самолета относительно продольной оси на 180°. Взятием ручки управления на себя опустить нос самолета до горизонта, пилотируя по границе срабатывания ОПР и не допуская увеличения угла атаки более допустимых значений. Последующим поворотом еще на 180° относительно продольной оси перевести самолет в горизонтальный полет.

При углах горки более 30° вывод из горки целесообразнее осуществлять двумя последовательными полубочками. Набор высоты за горку зависит от скорости и высоты ввода, угла горки и режима работы двигателей (рис.12).

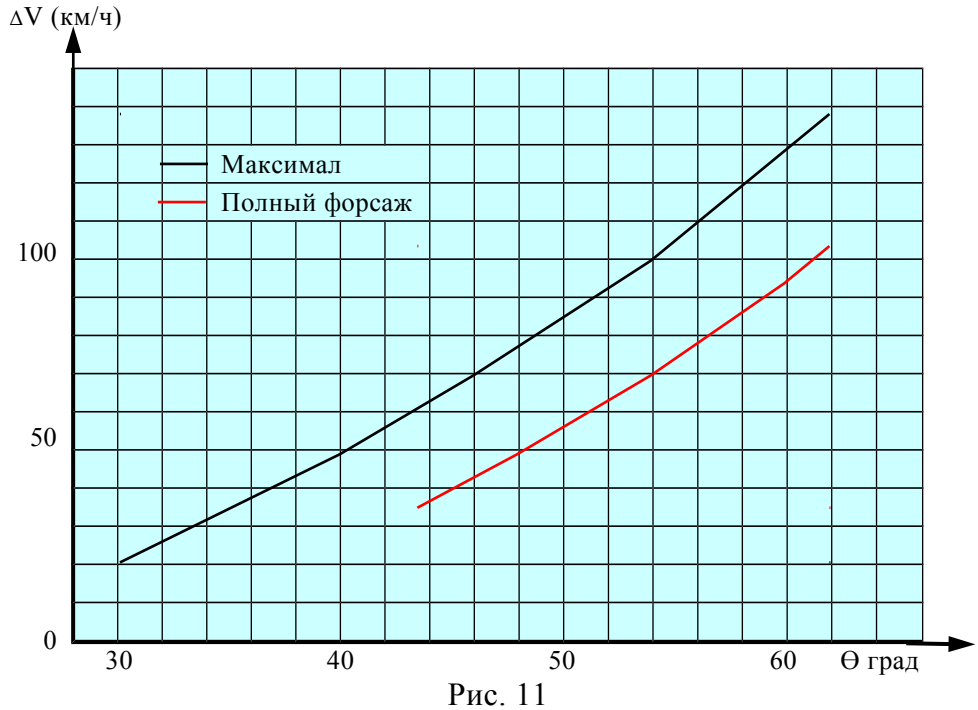


Рис. 11

Потеря скорости за вывод из горки (V нач.выв. = V зад.выв. + ΔV).

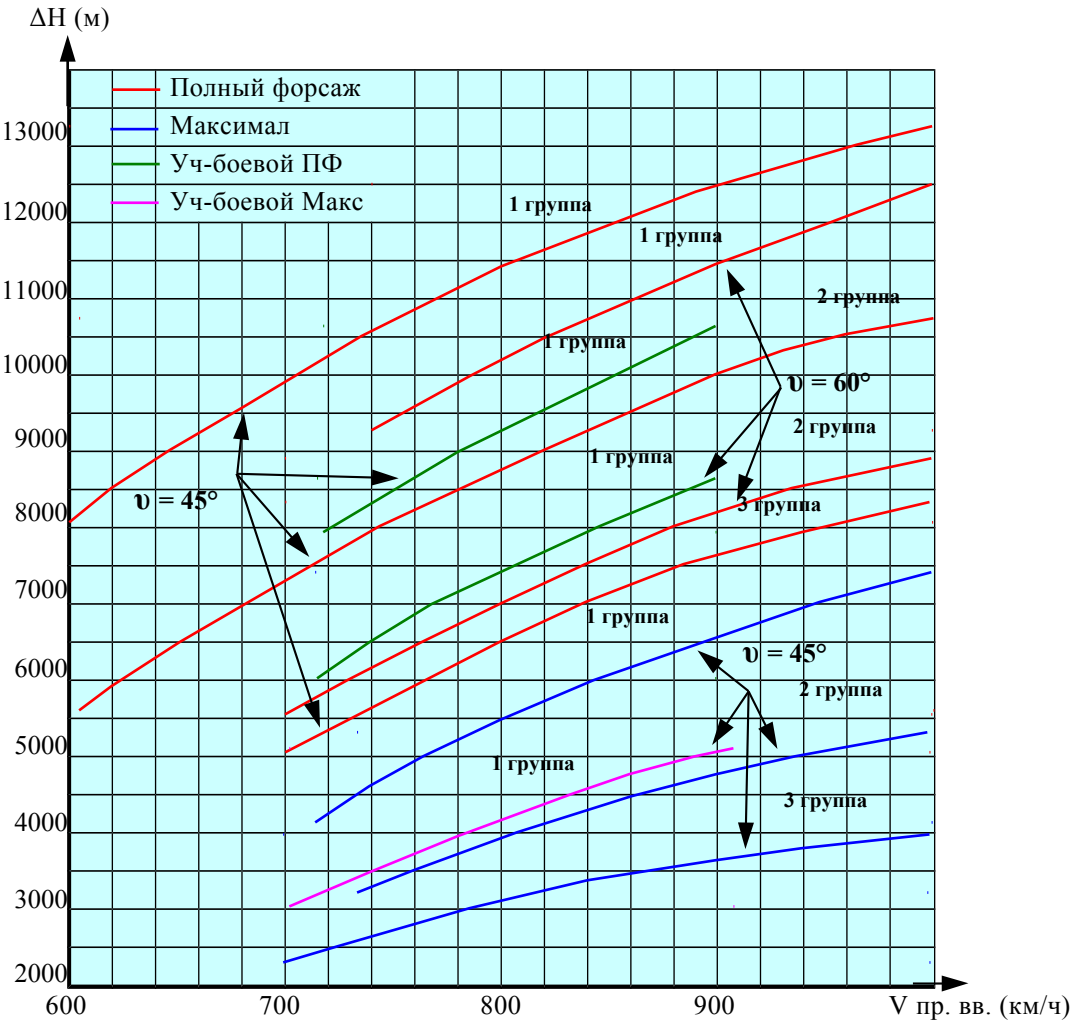


Рис.12

Набор высоты за горку, выполняемую с Н = 500 – 1000 м с 50 % остатком нормальной заправки топлива в стандартных температурных условиях. Минимальная скорость на траектории 300 км/ч.

ПЕРЕВОРОТ НА ГОРКЕ

Ввод в горку для выполнения переворота на ней осуществлять на тех же высотах и скоростях, что и ввод в горку без переворота с учетом запаса высоты на выполнение нисходящей части фигуры.

После разгона самолета до заданной скорости создать необходимый угол горки и зафиксировать его. По достижении скорости (не менее 350 км/ч) для начала вывода из горки координированным отклонением ручки управления и педалей повернуть самолет относительно продольной оси на 180° и взятием ручки управления на себя опустить нос самолета до горизонта, пилотируя по границе срабатывания ОПР и не допуская увеличения угла атаки более допустимых значений. Дальнейшее выполнение нисходящей части фигуры не отличается от выполнения нисходящей части петли.

Выполнение нисходящей части фигуры разрешается, если высота в её верхней точке не менее минимальной высоты, рекомендованной для выполнения переворота. Если в верхней точке фигуры высота полета будет меньше минимальной высоты, рекомендованной для выполнения переворота при данной скорости, после опускания носа самолета ниже горизонта выполнить вторую полубочку.

БОЧКА

На самолете разрешается выполнять быстрые и замедленные одинарные и многократные, горизонтальные, восходящие и нисходящие бочки.

Для выполнения быстрой бочки на скорости не менее 500 км/ч создать угол кабрирования 10°-25° (чем больше скорость, тем меньше угол), зафиксировать его и координированным движением ручки управления по диагонали в сторону вращения и от себя и педалей в ту же сторону вращать самолет относительно продольной оси с темпом один виток за 6-8 сек. При подходе самолета к положению горизонтального полета поставить рули на вывод, а после прекращения вращения – нейтрально.

Для выполнения замедленной (управляемой) бочки на скорости не менее 600 км/ч создать угол кабрирования 10°-20°, зафиксировать его и плавным отклонением ручки управления в сторону вращения начать выполнение фигуры с темпом вращения один виток за 10-12 сек.

В процессе выполнения бочки отклонениями ручки управления и педалями удерживать нос самолета от опускания, при этом часть фигуры выполняется на положительных углах атаки, а часть – на отрицательных и летчик испытывает знакопеременные перегрузки.

Двойные (многократные) бочки представляют собой слитное выполнение двух и более бочек.

Многократные быстрые бочки выполняются на скорости не менее 600 км/ч с «задиром» 20°-25. При их выполнении рули на вывод после очередной бочки не ставятся.

Многократные замедленные бочки выполняются на скоростях не менее 700 км/ч и по технике выполнения не отличаются от одинарной замедленной бочки.

Горизонтальные, восходящие и нисходящие бочки по технике выполнения идентичны и отличаются только наклоном траектории полета.

СПИРАЛЬ

На самолете разрешается выполнять мелкие (с углами крена до 45°) и глубокие (с углами крена более 45°), пологие (с углами наклона траектории до 30°) и крутые (с углами наклона траектории более 30°) спирали.

Ввод в спираль производить из режима установившегося снижения координированным движением ручки управления и педалей.

В процессе выполнения спирали самолет устойчив, тенденций к увеличению углов крена и тангажа не имеет.

Вывод из спирали производится координированными действиями рулей. Чтобы перевести самолет в горизонтальный полет, вначале следует убрать крен, а затем уменьшить угол тангажа с одновременным увеличением тяги двигателей.

Потеря высоты за виток спирали зависит от скорости полета, угла крена, высоты полета и режима работы двигателей. Средняя потеря высоты при выполнении витка спирали с креном 45° на режиме малого газа на высотах 5000-8000 м составляет 2500-3000 м при скорости 550 км/ч и 4500-5000 м при скорости 650 км/ч.

4.11. **Полет на малых скоростях.**

4.11.1. **Действия летчика при потере скорости на восходящих траекториях полета.**

При потере скорости до 200-300 км/ч допускается завершение фигур пилотажа в соответствии с рекомендациями РЛЭ, не превышая α доп.

При потере скорости менее 200 км/ч необходимо:

При углах тангажа и крена менее 60° отдачей ручки управления «от себя» примерно на 1/2 - 2/3 хода от нейтрального положения создать перегрузку Пу = 0…–0,5 с одновременным уменьшением крена опустить нос самолета ниже горизонта, набрать скорость 300 км/ч и вывести самолет в горизонтальный полет, не превышая α доп.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При высвечивании сигнала СБРОСЬ ОБОРОТЫ на УСТ обороты не убирать.

При углах тангажа менее 60° и крена более 60°, а также при углах тангажа 60°-80° и любом крене установить угол атаки 10°-15°, одновременно увеличивая крен до 180° (до перевода самолета в перевернутое положение), опустить нос самолета ниже горизонта, набрать скорость 300 км/ч, выполнить полубочку и вывести самолет в горизонтальный полет, не превышая α доп.

При углах тангажа более 80° (в положении, близком к вертикальному) установить ручку управления по крену в нейтральное положение, создать угол атаки 10°-15° и выдерживать его до опускания носа самолета ниже горизонта, набрать скорость 300 км/ч, выполнить полубочку и вывести самолет в горизонтальный полет, не превышая α доп.

При падении скорости до 100 км/ч в процессе опускания носа в перевернутом положении самолета парировать тенденцию к переходу на отрицательные углы атаки взятием ручки управления «на себя» вплоть до полного хода, сохраняя угол атаки 10°-15°.

При потере скорости менее 100 км/ч в процессе выполнения горки на углах тангажа более 75° самолет имеет тенденцию к самопроизвольному увеличению угла тангажа, после чего следует прогрессирующее по темпу опускание носа («отмашка») с проходом через отвесное положение и переходом на отрицательные перегрузки. Для перевода на положительные перегрузки и предотвращения развития перевернутого штопора необходимо полностью отклонить ручку управления на себя и удерживать её в этом положении до появления положительных перегрузок. При появлении положительной перегрузки (Пу=0,5-1,0) установить ручку управления по тангажу в нейтральное положение, увеличить скорость до V = 300 км/ч и вывести самолет из пикирования, не превышая α доп.

4.11.2. Сваливание и штопор.

Сваливание.

Самолет выходит на режимы сваливания только в результате следующих ошибок в пилотировании:

- пересиливания ОПР и превышения α доп.;
- потери скорости менее 200 км/ч при невыполнении рекомендаций пункта 4.11.1.

При превышении α доп. на 3° возникают непроизвольные колебания небольшой амплитуды по крену и курсу. При выполнении энергичного маневрирования с достижением этих углов атаки на скоростях полета менее 450-500 км/ч возникает увод носа самолета. Дальнейшее увеличение угла атаки приводит к увеличению интенсивности указанных явлений. На углах атаки, превышающих допустимые углы на 8°-14°, происходит сваливание (значительно увеличивается амплитуда колебаний или увод самолета по крену и курсу).

Вывод из сваливания выполнять немедленной установкой ручки управления по тангажу в стриммированное положение (1/4-1/3 хода за нейтральное положение от себя), по крену – в нейтральное положение при нейтральном положении педалей. При выводе из сваливания возможен переход самолета в штопор.

Нормальный штопор

При запаздывании с действиями по выводу из сваливания или при ошибочных действиях (установка ручки управления «на себя» на полный ход или против кренения) самолет переходит в штопор.

При переходе самолета в штопор плавно перевести двигатели на режим малого газа.

Вертикальная скорость снижения в штопоре составляет 80-100 м/с. Вращение по курсу происходит одновременно с незначительными колебаниями по крену (менее ± 20°) без ощущения боковых перегрузок.

Нормальный штопор может быть трех типов:

- неустойчивый по направлению вращения (типа «падение листом»);
- крутой установившийся по направлению вращения о углами тангажа от -50° до -30° и углами атаки 32°-45°. Время одного витка 15-20 сек;
- плоский установившийся по направлению вращения с углами тангажа менее -30° и углами атаки более 45° (стрелка УАП на упоре). Время одного витка 6-8 сек.

Любой из указанных типов штопоров может быть получен на одних и тех же режимах полета при одном и том же положении рулей на вводе.

Вывод из неустойчивого штопора (типа «падение листом») выполнять установкой педалей и ручки управления по крену в нейтральное положение, а по тангажу в стриммированное положение (1/4-1/3 хода за нейтральное положение от себя).

Вывод из штопора с установившимся вращением по курсу выполнять отклонением педалей полностью против вращения и ручки управления по крену полностью в сторону вращения при стриммированном её положении по тангажу.

На высотах менее 8000 м для уменьшения времени вывода из штопора разрешается дополнительно применять «разнотяг» двигателей. Для этого при правом штопоре установить РУД правого, а при левом штопоре - левого двигателя на МАКСИМАЛ.

На высотах менее 6000 м разрешается применение «разнотяга» вплоть до включения полного форсажа. При применении «разнотяга» необходимо иметь ввиду, что эффективность его на высотах менее 6000 м (особенно с включением полного форсажа) высока. Поэтому несвоевременное уменьшение «разнотяга» двигателей может привести к переходу в штопор другого направления вращения.

Запаздывание выхода самолета в горизонтальный полет от момента установки рулей на вывод на высотах менее 11000 м составляет 15-20 сек, потеря высоты при этом 2500-3000 м. При прекращении вращения самолета установить рули в нейтральное положение, после уменьшения угла атаки менее α доп. увеличить скорость до 300 км/ч и вывести самолет в горизонтальный полет, не превышая α доп. (по границе срабатывания ОПР).

После прекращения вращения самолета возможно его «зависание» (не уменьшение угла атаки) на углах атаки 38°-40°. Для ухода с «зависания» необходимо, удерживая соответствующим отклонением педалей от перехода во вращение при нейтральном положении ручки управления по крену, взять ручку управления на 1-2 сек полностью на себя, а затем полностью на 3-4 сек от себя. Если с первой попытки уйти с «зависания» не удалось, указанные действия повторить.

Перевернутый штопор

Попадание в перевернутый штопор возможно:

- при потере скорости в перевернутом положении;
- при потере скорости в положении близком к вертикальному;
- при создании отрицательной перегрузки при перемещении ручки управления от себя на полный ход на скоростях менее 300 км/ч.

При переходе самолета в перевернутый штопор плавно перевести двигатели на

режим малого газа.

Вывод из перевернутого штопора выполнять установкой ручки управления по тангажу на себя на полный ход, по крену - в нейтральное положение и педалей в нейтральное положение.

После остановки вращения и опускания носа самолета ниже горизонта установить ручку управления по тангажу в нейтральное положение, увеличить скорость до 300 км/ч, выполнить полубочку и вывести самолет в горизонтальный полет, не превышая α доп.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При невыходе самолета из штопора или при входе в него на высоте $H \leq$ 3000 м **катапультироваться**.

4.12. Пилотирование самолета при его попадании в спутный след.

Попадание в спутный след от самолета-истребителя, летящего со скоростью 400-800 км/ч (по истечении времени после его пролете до 1 мин) воспринимается в виде непроизвольного кренения или вращения относительно продольной оси, сопровождаемого потерей высоты 50-100 м.

Интенсивность воздействия спутного следа от других типов самолётов зависит от угла стреловидности их крыла и удельной нагрузки на крыло. Наиболее сильное воздействие оказывает спутный след от самолетов со стреловидностью крыла 72°, которое на удалении 4 км от пролетевшего самолёта может вызвать энергичное вращение самолёта относительно продольной оси с угловой скоростью до 100 град/сек и потерей высоты до 300 м.

Выход из зоны воздействия спутного следа в зависимости от его интенсивности выполнять координированным разворотом в сторону входа в спутный след, либо установкой рулей в нейтральное положение (при средней интенсивности) или продолжением отворота в сторону кренения самолёта (при попадании в спутный след от самолёта, летящего на большой скорости и малой дальности).

4.13. Полеты с использованием САУ.

Включение автоматических режимов САУ разрешается только при установке переключателя режимов СДУ в положение АВТ и освобожденной по усилиям ручке управления, при этом их включение (за исключенном режима стабилизации истинной высоты (РВ) и режима ПОСАДКА) на высотах 300 м и менее ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

4.13.1. Режимы автоматической стабилизации угловых положений самолёта и Нбар.

Режим разрешается включать на углах крена не более 60°. Для включения автоматической стабилизации угловых положений самолёта необходимо:

- управляя вручную, установить требуемое (необходимое) положение самолёта в пространстве;
- нажать кнопку АВТОМ на щитке САУ, при этом должен загореться сигнализатор рядом с кнопкой.

САУ с момента её включения будет стабилизировать текущее значение угловых положений самолёта (при крене более 7° стабилизируется крен, при крене менее 7° стабилизируется курс и угол тангажа до 40°).

Отключение режима АВТОМ производить кнопками СБРОС или ОТКЛ САУ. В случае невозможности отключения автоматического режима этими кнопками выполнить отключение приложением к ручке управления усилий 5 кгс по продольному или 3 кгс по боковому каналу. При этом отключение САУ может сопровождаться быстрым (кратковременным) изменением перегрузки, угла атаки и угловой скорости крена вплоть до

максимальных значений.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При выполнении полета в автоматическом режиме не допускать приложения усилий к ручке управления самолетом, так как они могут вызвать неправильную работу САУ или ее отключение.

Для включения автоматической стабилизации Нбар необходимо при вертикальной скорости меньше 3 м/с нажать кнопку Нбар. При этом загораются сигнализаторы АВТОМ и Нбар и с этого момента в продольном канале происходит стабилизация Нбар, а в боковом - стабилизация крена (если крен больше 7°) или курса (если крен меньше 7°).

При включении режима стабилизации Нбар возможен переход самолета в набор высоты или на снижение с вертикальной скоростью до 10 м/с.

Отключение режима Нбар производить кнопками СБРОС или ОТКЛ САУ. При включении режимов ПРИВЕД К ГОРИЗ, Нрв, НАВЕД, а также при пересечении глиссады в режиме ПОСАД и пересечении программной траектории снижения в режиме НАВИГ режим Нбар снимается.

4.13.2. **Совмещенное управление самолетом.**

Для изменения положения самолета при включенной автоматической стабилизации (горит сигнализатор АВТОМ, а при стабилизации Нбар и Нрв горит сигнализатор Нбар или Нрв), необходимо:

- нажать гашетку совмещенного управления на ручке управления самолетом, при этом управляющие сигналы из САУ в СДУ не поступают, индикация режимов Нбар и Нрв снимается (сигнализаторы гаснут);
- управляя самолетом вручную, установить требуемое угловое положение в пространстве и нужную высоту;
- отпустить гашетку совмещенного управления, при этом возобновится режим стабилизации новых значений параметров полета и загорится сигнализатор того режима, при котором была нажата гашетка совмещенного управления.

При углах крена и тангажа более 80° после отпускания гашетки совмещенного управления происходит отключение САУ, при этом на приборной доске высвечивается сигнал УПРАВЛЯЙ ВРУЧНУЮ.

Отключить САУ при нажатой гашетке совмещенного управления можно кнопкой СБРОС или кнопкой ОТКЛ САУ.

4.13.3. **Режим приведения к горизонту.**

Для включения режима нажать кнопку ПРИВЕД К ГОРИЗ на ручке управления самолетом. При этом загорится табло ПРИВЕД К ГОРИЗ и сигнализатор АВТОМ на щитке САУ.

В процессе приведения самолета к горизонту контролировать параметры полета и в соответствии с их значениями изменять режим работы двигателей.

Приведение к горизонту происходит в следующей последовательности:

- при углах крена менее 80° самолет приводится к горизонту по крену и тангажу одновременно;
- при углах крена более 80° самолет приводится к горизонту сначала по крену, а после достижения угла крена 80° приводится по крену и тангажу одновременно.

Приведение самолета к горизонту из углов кабрирования происходит с околонулевыми перегрузками. При этом допускается кратковременное возникновение отрицательных перегрузок. Максимальная перегрузка при приведении из углов пикирования корректируется по скоростному напору и не превышает 5 единиц.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В случае высвечивания на УСТ сигнала «СБРОСЬ ОБОРОТЫ» или

«НЕТ ПОДКАЧКИ» при приведении к горизонту из положительных углов тангажа отключить режим ПРИВЕД К ГОРИЗ и создать положительную перегрузку (кроме случаев потери пространственной ориентировки).

После приведения самолета к горизонту автоматически включается режим стабилизации Нбар, загорается сигнализатор Нбар и продолжает высвечиваться сигнал ПРИВЕД К ГОРИЗ.

Отключать режим ПРИВЕД К ГОРИЗ нажатием кнопки ОТКЛ САУ или кнопки СБРОС. Для возобновления режима Нбар необходимо вновь нажать кнопку Н6ар.

4.13.4. **Режим стабилизации истинной высоты.**

Режим Нрв обеспечивает стабилизацию истинной высоты от 100 до 1000 м.

Для включения режима автоматической стабилизации истинной высоты необходимо:

- выйти на заданную высоту полета, управляя вручную;
- нажать кнопку Нрв на щитке САУ, при этом должны загореться сигнализаторы Нрв и АВТОМ.

САУ должна стабилизировать истинную высоту, которая была в момент включения, а также курс или крен самолета.

Для отключения режима автоматической стабилизации истинной высоты нажать кнопку ОТКЛ САУ или кнопку СБРОС.

При неисправном РВ, при вертикальной скорости снижения больше 15 м/с, а также при высоте полета меньше допустимой, значение которой вычисляется в САУ, происходит автоматический увод самолета вверх с перегрузкой 2-4 единицы с одновременным приведением самолета к нулевому углу крена. При этом сигнализатор Нрв гаснет, а аварийное табло УПРАВЛЯЙ ВРУЧНУЮ – загорается. Сигнализатор АВТОМ продолжает гореть.

Отключать режим УВОД НА ВЫСОТУ нажатием кнопки СБРОС или ОТКЛ САУ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:

1. При разгонах и торможениях в режиме Нрв возможно изменение высоты до 50 м.
2. При «болтанке» с изменениями ΔПу, превышающими ± 1, включение режима Нрв ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

4.14. Полет по маршруту с использованием ПНК при автоматическом управлении.

После взлета необходимо:

- в процессе набора высоты маневром самолета вручную совместить индекс заданного курса с индексом отсчета;
- на высоте не ниже 300 м на пульте САУ нажать кнопку НАВИГ, а переключатель ИНДИКАЦИЯ установить в положение МАРШРУТ, при этом флажок «К» КПП уйдет из поля зрения, а на ИЛС будет высвечиваться информация, соответствующая режиму МАРШРУТ (рис.15);
- удерживая на КПП вертикальную директорную стрелку в пределах центрального кружка, сбалансировать самолет по усилиям на ручке управления и на пульте САУ нажать кнопку АВТОМ. В этом случае самолет будет автоматически выдерживать заданный курс, а в продольном канале - стабилизировать текущее значение угла тангажа;
- в момент, когда самолет наберет заданную высоту, нажать гашетку совмещенного управления на ручке и вручную перевести самолет в горизонтальный полет, после чего отпустить гашетку;
- для включения режима автоматической стабилизации барометрической

высоты необходимо при вертикальной скорости не более 3 м/с, нажать кнопку Нбар, при полетах на малой высоте и при необходимости стабилизировать Нист – нажать кнопку Нрв, а переключатель ИНДИКАЦИЯ установить в положение Нрв, при этом на ИЛС будет высвечиваться информация, соответствующая режиму МАЛОВЫСОТНЫЙ ПОЛЕТ (рис.16). Самолет будет автоматически выдерживать высоту полета и заданный курс на очередной ППМ, при этом вертикальная директорная стрелка не должна выходить за пределы центрального кружка КПП. В этом случае при путевом режиме управления полет будет выполняться курсовым методом (по прямой с учетом УС), а в маршрутном режиме – по линии заданного пути.

Контроль за правильностью полета по маршруту вести по навигационным параметрам, индицируемым на ИЛС, КПП и ПНП. На ИЛС индицируются параметры, соответствующие режиму полета по маршруту (рис.15). На КПП по вертикальной планке положения индицируются отклонение направления полета от заданного курса ΔΨ в путевом режиме управления и боковое отклонение Z – в маршрутном режиме управления. На ПНП индицируются ЗПУ и заданный курс на очередной ППМ, текущий курс и дальность до ППМ и азимут самолета относительно навигационного радиомаяка, номер которого высвечивается на правом цифровом индикаторе. При нажатых кнопках НАВИГ, НАВЕД, ПОСАД на ИЛС высвечивается директорная метка.

При подлете к ППМ на дальности 20 км начнет высвечиваться сигнал ЗОНА, а на расстоянии линейного упреждения разворота (ЛУР) до ППМ при маршрутном режиме управления самолетом и при пролете ППМ (около 2 км) – при путевом режиме, сигнал ЗОНА гаснет, на левом цифровом индикаторе будет высвечиваться номер очередного ППМ, а на ПНП отрабатываются ЗПУ, заданный курс и дальность до этого поворотного пункта, при этом самолет автоматически начнет разворот на этот пункт с креном не более 40°.

После пролета очередного ППМ или выполнения задания продолжать полет по заданному маршруту в автоматическом режиме управления с выходом на последующие ППМ или основной аэродром посадки, или, при необходимости, возвратиться по кратчайшему пути на любой запрограммированный аэродром посадки.

Для возврата по кратчайшему пути на основной аэродром посадки в любой точке маршрута нажать кнопку ВОЗВР на ПУ БЦВМ и РСБН, при этом на левом цифровом индикаторе будет высвечиваться номер 1, а на сигнальном табло – сигналы АЭР (сигнал ППМ погаснет), В03ВР, УПРАВЛ и КОМБИН.

При работе навигационного РМ и наличии радиокоррекции на сигнальном табло также будут высвечиваться сигналы РМ и КОР РМ, на правом цифровом индикаторе номер РМ, а на ПНП – ЗПУ равный Ψ ВПП и заданный курс в точку третьего (четвертого) разворота и дальность до центра аэродрома.

Для возврата на запасной запрограммированный аэродром посадки нажать кнопки АЭР, номер запасного аэродрома и ВОЗВР на ПУ БЦВМ и РСБН, в этом случае на левом цифровом индикаторе будет высвечиваться номер аэродрома, на который выполняется полет.

Для полета на внеочередной ППМ необходимо в любой точке маршрута нажать кнопку ППМ и кнопку с номером ППМ, на который должен выполняться полет, и перейти на путевой режим управления, при этом на левом цифровом индикаторе будет высвечиваться номер этого ППМ.

При маршрутном режиме управления в момент ручной смены ППМ линия заданного пути будет формироваться от местоположения самолета до выбранного ППМ.

После пролета внеочередного ППМ полет будет выполняться на последующий (за внеочередным) поворотный пункт или аэродром посадки, если внеочередной ППМ был последним (6) пунктом.

При необходимости полета с первого внеочередного ППМ на второй внеочередной ППМ необходимо также нажать кнопку ППМ и кнопку с номером этого внеочередного ППМ.

После пролета второго внеочередного ППМ полет будет выполняться на очередной

ППМ.

При вынужденном отклонении от ЛЗП отключить САУ кнопкой СБРОС на пульте САУ и управлять самолетом вручную, при этом непрерывно производится счисление координат места самолета и выдаются на ПНП значения ЗПУ, заданного курса и дальности до очередного ППМ.

Для полета на очередной ППМ по кратчайшему расстоянию на ПУ БЦВМ и РСБН нажать кнопку УПР и кнопку П, при этом будут высвечиваться сигналы УПРАВЛ и ПУТЕВ, а на пульте САУ нажать кнопку НАВИГ и маневром самолета установить на КПП вертикальную директорную стрелку в пределах центрального кружка, после чего включить автоматическое управление кнопкой АВТОМ. В этом случае самолет будет автоматически выдерживать заданный курс на ППМ, в продольном канале будет стабилизироваться текущее значение угла тангажа, а при нажатой кнопке Нбар – барометрическая высота. При полете на малой высоте и при необходимости стабилизировать Нист – нажать кнопку Нрв.

При необходимости выполнения полета на очередной ППМ с заданного (запрограммированного) направления выход на линию заданного пути можно осуществлять в комбинированном режиме управления полетом или в маршрутном режиме.

Для выхода на линию заданного пути **в комбинированном режиме** управления на ПУ БЦВМ и РСБН нажать кнопку УПР и кнопку К, при этом будут высвечиваться сигналы УПРАВЛ и КОМБИН, а на пульте САУ нажать кнопку НАВИГ, маневром самолета установить на КПП вертикальную директорную стрелку в пределах центрального кружка и включить автоматическое управление кнопкой АВТОМ.

В этом случае на ПНП будут индицироваться ЗПУ для выхода на ЛЗП с заданным направлением, заданный курс на точку касания окружности с центром, удаленным от ППМ (цели) по линии заданного пути (частной ортодромии) на расстояние 20 км и смещенным относительно ЛЗП на величину радиуса разворота (R) самолета, а также дальность до ППМ (цели).

Выдерживая текущий курс равный заданному, самолет будет выполнять полет на эту точку в путевом режиме управления. На дальности 10 км от неё высветится сигнал ЗОНА, а в точке касания погаснет. В этой же точке на КПП вертикальная планка положения покажет боковое уклонение от частной ортодромии (Z), а на ПНП отработается ЗПУ, равный направлению частной ортодромии, и заданный курс для выхода на линию заданного пути. От точки начала разворота (точки касания) и до ППМ (цели) полет будет выполняться в маршрутном режиме управления, на дальности 20 км до ППМ (цели) сигнал ЗОНА высветится второй раз и погаснет после его прохода, когда на ПНП отработаются дальность, ЗПУ и заданный курс на последующий ППМ (аэродром).

Выход на ППМ и дальнейший полет по маршруту будет выполняться по программе в автоматическом режиме, как описано выше.

Для выхода на линию заданного пути **в маршрутном режиме** управления на ПУ БЦВМ и РСБН нажать кнопку УПР и кнопку М, при этом будут высвечиваться сигналы УПРАВЛ и МАРШР, а на пульте САУ нажать кнопку НАВИГ, маневром самолета установить на КПП вертикальную директорную стрелку в пределах центрального кружка и включить автоматическое управление кнопкой АВТОМ. В этом случае на ПНП будут индицироваться заданный курс для выхода на частную ортодромию по кратчайшему расстоянию (перпендикулярно к ортодромии), ЗПУ, равный направлению ЛЗП (частной ортодромии) и дальность до ППМ, на КПП – боковое отклонение от ЛЗП (Z).

САУ, выдерживая текущий курс, равный заданному, выведет самолет на частную ортодромию и обеспечит полет по ортодромии на очередной ППМ в маршрутном режиме управления.

Выход на ППМ и дальнейший полет по маршруту будут выполняться по программе в автоматическом режиме, как описано выше.

Действия при полете на внеочередной ППМ или цель в путевом, комбинированном или маршрутном режиме управления полетом, а также при возврате на основной или запасной аэродром посадки аналогичны действиям, описанным выше.

Для выполнения повторного захода **на вновь обнаруженную цель,** необходимо в момент пролета её на ПУ БЦВМ и РСБН нажать кнопку ПЗ ЛЕВ (ПЗ ПРАВ) и проконтролировать загорание светосигнализатора у кнопки. На световом и цифровом табло пульта высветятся сигналы ППМ, УПРАВЛ, КОМБИН, а на левом цифровом индикаторе цифра «9». Включение режима произойдет через 10 сек после нажатия кнопки ПЗ ЛЕВ (ПЗ ПРАВ). Если в течение 10 сек полета не будет задано направление захода на цель, то заход будет осуществляться под углом 90° к текущему курсу в момент нажатия кнопки ПЗ ЛЕВ (ПЗ ПРАВ).

При заходе на цель с другого направления необходимо в течение 10 сек на ПУ БЦВМ и РСБН нажать кнопку ввода угла доворота (УД) и кнопку с цифрой кратной числу 30° для данного угла доворота в интервале 0°-180° (например: при УД=120° нажать кнопку 4).

Режим повторного захода на цель отменяется автоматически после пролета цели на дальности 2 км (если кнопка НТруч не нажата), или нажатием на ПУ БЦВМ и РСБН кнопки СБРОС. При этом восстанавливается прежний режим управления и соответствующая ему информация. Для восстановления индикации номера РМ необходимо нажать кнопку РМ и кнопку с номером РМ.

4.15. **Полет по маршруту с использованием ПНК при директорном и ручном управлении самолётом.**

Смена ППМ, отработка заданного курса и дальности до очередного ППМ, а также набор и смена частотных каналов навигационных РМ в зависимости от этапа полета по запрограммированному маршруту производится БЦВМ автоматически.

После взлета необходимо:

При директорном управлении:

- в процессе набора высоты маневром самолета вручную совместить индекс заданного курса с индексом отсчета;
- на высоте не ниже 300 м на пульте САУ нажать кнопку НАВИГ, а переключатель ИНДИКАЦИЯ установить в положение МАРШРУТ.

Пилотирование самолета выполнять вручную, удерживая вертикальную директорную стрелку КПП в центральном кружке; высоту полета выдерживать в соответствии с заданием.

При этом самолет будет выполнять полет по маршруту с заданным курсом, выдаваемым ПНК, в путевом режиме управления – курсовым методом, а в маршрутном режиме – по линии заданного пути. Разворот на очередной ППМ выполнять по отклонению вертикальной директорной стрелки после погасания сигнала ЗОНА с креном не более 40°. При этом на левом цифровом индикаторе будет высвечиваться номер очередного ППМ, а на ПНП отработаются ЗПУ, заданный курс и дальность до очередного ППМ.

При выдерживании вертикальной директорной стрелки в пределах центрального кружка полет по заданному маршруту будет выполняться аналогично полету в автоматическом режиме управления самолетом.

В случае необходимости на пульте САУ нажать кнопку Нбар. При этом уйдет из поля зрения красный флажок Т и будет обеспечена директорная стабилизация высоты.

При ручном управлении:

- в процессе набора высоты маневром самолета совместить индекс заданного курса с индексом отсчета. Удерживать текущий курс, равный заданному, в этом случае самолет будет выполнять полет по запрограммированному маршруту в путевом режиме управления – курсовым методом, а в маршрутном режиме – по линии заданного пути; высоту полета выдерживать в соответствии с заданием.

Разворот на очередной ППМ выполнять после отработки на ПНП ЗПУ заданного курса и дальности на этот поворотной пункт, а также погасания сигнала ЗОНА и появления на

цифровом индикаторе номера очередного ППМ.

В таком порядке выполнять полет и на оставшейся части маршрута.

4.16. **Возврат и заход на посадку на запрограммированный аэродром при автоматическом управлении самолетом с использованием ПНК.**

При полете по заданному маршруту при автоматическом управлении самолетом после пролета последнего ППМ ПНК автоматически переходит в режим ВОЗВРАТ на основной аэродром посадки (АЭР 1), при этом на левом цифровом индикаторе будет высвечиваться цифра 1, а на сигнальном табло сигналы АЭР, В03ВР, УПРАВЛ, КОМБИН, РМ, КОР РМ при наличии радиокоррекции, на правом цифровом индикаторе – номер РМ (1).

Для полета на запасной запрограммированный аэродром посадки после пролета последнего ППМ и перехода ПНК в режим ВОЗВРАТ нажать кнопку АЭР и кнопку с номером запасного аэродрома, при этом на левом цифровом индикаторе будет высвечиваться номер этого аэродрома.

Для оперативного включения режима ВОЗВРАТ на ПУ БЦВМ – РСБН набрать АЭР1 (2, 3) и нажать кнопку ВОЗВР.

В режиме ВОЗВРАТ, который включается автоматически после пролета ППМ 6 или нажатием кнопки ВОЗВР, на дальности до аэродрома возврата более 200 км формируется Ψ зад на центр ВПП. На дальности до аэродрома менее 200 км на ПНП индицируются заданный курс в точку третьего (четвертого) разворота. Дальность в обоих случаях выдается до центра ВПП аэродрома посадки. ЗПУ индицируется равным Ψ ВПП, азимут (А) – относительно РМ.

Программная траектория снижения формируется с удаления 200 км от аэродрома посадки относительно крейсерской высоты полета 13000 м и имеет угол наклона 4° с последующим увеличением его до 6° на удалении 120 км для высоты 11000 м.

На КПП индицируются:

- горизонтальной планкой положения – отклонение от траектории снижения (ΔН);
- вертикальной планкой положения – отклонение от заданного курса (ΔΨ) до точки 3 (4) разворота, а после пролета ее – боковое отклонение Z от линии заданного пути до входа самолета в равносигнальную зону курсоглиссадных РМ в режиме «Посадка».

Режим ВОЗВРАТ включается при наличии радиокоррекции (сигнал КОР РМ высвечивается), а также при её отсутствии, если сигнал КОР РМ не высвечивается к моменту включения режима ВОЗВР не более 2,5 мин.

При погасании сигнала КОР РМ на время более 2,5 мин режим ВОЗВРАТ снимается, сигнал ВОЗВР и КОМБИН гаснут, прекращается выдача сигнала ΔН (САУ отключается, загорается табло УПРАВЛЯЙ ВРУЧНУЮ, снижение самолета прекращается – горизонтальная планка положения на КПП будет находиться в среднем положении), высвечивается сигнал ПУТЕВ, на ПНП индицируются ЗПУ и Ψ зад для выхода на запрограммированный центр ВПП. В этом случае снижение до высоты круга аэродрома посадки производить вручную.

В случае появления сигнала КОР РМ для восстановления режима ВОЗВРАТ необходимо нажать кнопку ВОЗВР, при этом сигнал ПУТЕВ гаснет, а сигналы ВОЗВР и КОМБИН высветятся, на ПНП будут индицироваться ЗПУ равный Ψ ВПП, и Ψ зад в точку третьего (четвертого) разворота, а на КПП – отклонение относительно траектории снижения (ΔН).

В режиме ВОЗВРАТ на дальности до аэродрома посадки более 150 км коррекция координат места положения самолета происходит по данным ближайших радиомаяков, на дальности менее 150 км происходит переключение на радиомаяк аэродрома возврата, номер которого должен высвечиваться на правом цифровом индикаторе ПУ БЦВМ и РСБН.

При включении САУ в зависимости от положения самолета относительно

программной траектории полета могут быть следующие варианты снижения:

а) горизонтальная планка положения на КПП находится выше нулевой отметки:

При включении режима ВОЗВРАТ в САУ автоматически включается стабилизация Нбар, флажок «Т» на КПП уйдет из поля зрения.

При продолжении полета со стабилизированной барометрической высотой, после пересечения самолетом программной траектории снижения горизонтальная планка положения на КПП опустится ниже нулевой отметки, погаснет сигнализатор на кнопке Нбар пульта САУ, горизонтальная директорная стрелка отклонится вниз и САУ переведет самолет на снижение по программной траектории с превышением над ней 100-200 м. САУ, удерживая директорные стрелки КПП в пределах центрального кружка, осуществит при наличии радиокоррекции снижение самолета до высоты предпосадочного маневра (Нзад) в точку третьего (четвертого) разворота.

Высота предпосадочного маневра для АЭР 1 вводится в вычислитель при подготовке к полету в диапазоне от 600 до 1500 м через 100 м, а для АЭР 2 и 3 высота постоянна и равна 600 м;

б) горизонтальная планка положения на КПП после перехода ПНК в режим ВОЗВРАТ находится ниже нулевой отметки, погаснет сигнализатор на кнопке Нбар и САУ переведёт самолёт на снижение до выхода самолёта на крейсерскую высоту, равную 13000 м, или на траекторию снижения и обеспечит полёт по траектории снижения, как в первом случае. При этом вертикальная скорость не должна превышать 50 м/с, а скорость - 600 км/ч. При превышении данных значений отключить САУ и перейти на ручное управление, удерживая текущий курс, равный заданному, а вертикальную скорость 50-60 м/с до высоты 2000 м и 20-10 м/с до высоты 600 м.

При выходе самолета в точку четвёртого разворота на высоте больше допустимой высоты включения режима ПОСАДКА, полёт будет продолжаться со снижением до высоты круга с пролётом центра ВПП и автоматическим включением режима ПЗ на дальности от центре ВПП более 8 км и высоте не менее 1100 м, в сторону, с которой самолёт выходил на ось ВПП, при этом загорится сигнализатор кнопки ПЗ ЛЕВ (ПРАВ) и на ПНП будет индицироваться Ψ зад для выхода в точку третьего разворота.

Для ручного включения режима ПЗ необходимо на дальности не менее 8 км нажать соответствующую кнопку ПЗ ЛЕВ (ПРАВ).

При подходе к аэродрому запросить у руководителя полётов барометрическое давление на уровне ВПП и установить его на задатчике давления пульта задатчика и на высотомере ВД-20.

При необходимости захода на посадку с курсом, обратным запрограммированному, нажать на ПУ БЦВМ и РСБН кнопку Ψ+180°, при этом на кнопке должен высвечиваться сигнализатор (для отключения режима Ψ+180° нажать кнопку вторично).

При дальности до точки третьего разворота, равной 10 км, высвечивается сигнал ЗОНА (погаснет при её проходе).

При автоматическом управлении и достижении в процессе снижения высоты Нзад САУ выведет самолёт в горизонтальный полёт и начнёт выполнять маневр для захода на посадку.

На пульте САУ переключатель ИНДИКАЦИЯ установить в положение ПОСАД, при этом на ИЛС будет высвечиваться информация, соответствующая режиму ПОСАДКА (рис. 17).

При отличии текущего курса самолёта от курса ВПП не более 45°, боковом удалении от оси ВПП не более 1500 м, дальности до центра ВПП от 10 до 20 км, высоте полёта в пределах $Даэр \cdot tg1° < H < Даэр \cdot tg\ 2°40'$ (на удалении 20 км от центра ВПП высота полёта должна быть в пределах 350-930 м), наличии сигналов ВОЗВР, ЗОНА и сигнала КОР РМ или отсутствия его к моменту включения режима ПОСАДКА не более 2,5 мин автоматически включается режим ПОСАДКА, при этом на пульте САУ высветится сигнал ПОСАД, на сигнальном табло погаснут сигналы РМ, КОР РМ, № РМ на правом цифровом индикаторе, на

ПНП сработают бленкеры и включатся в работу вертикальная и горизонтальная планки положения.

При автоматическом переходе из режима НАВИГАЦИЯ в режим ПОСАДКА возможны 2-3 затухающих колебания по крену, при этом крен может достигать 40°.

Если режим ПОСАДКА на удалении 10-20 км от ВПП автоматически не включился, то на КПП горизонтальная планка положения будет продолжать индицировать сигнал ΔН относительно Нзад, на ПНП будет отрабатываться Ψ зад для выхода на центр ВПП и, при пролёте центра ВПП на удаление более 8 км и высоте полёта не менее 1100 м, автоматически включится режим ПЗ, при этом на кнопке ПЗ ЛЕВ (ПРАВ) загорится сигнализатор.

Для ручного включения режима ПОСАДКА переключатель режимов на ПУ БЦВМ и РСБН установить в положение ПОС.

По сигналу ПОСАДКА включается индикация курсового угла ДПРМ от АРК. В этом режиме на ПНП будут индицироваться дальность до ретранслятора посадки (точки приземления самолёта), ЗПУ = ΨВПП, Ψ зад для выхода на ось ВПП и положение равносигнальных зон курса и глиссады относительно самолёта. На КПП горизонтальная планка положения до пересечения глиссады индицирует ΔН относительно заданной высоты Нзад, а после пересечения глиссады – относительно глиссады снижения, вертикальная планка положения индицирует отклонение (Z) от оси ВПП.

САУ в горизонтальной плоскости выведет самолёт на курс ВПП, в вертикальной плоскости будет осуществляться стабилизация заданной высоты (Нзад) до пересечения с глиссадой, после чего самолёт будет снижаться по глиссаде.

При пропадании курсовой или глиссадной зоны (выпадении бленкеров курса или глиссады после захвата глиссады) в САУ отключается режим ПОСАДКА и высвечивается табло УПРАВЛЯЙ ВРУЧНУЮ.

Переключение АРК с ДПРМ на БПРМ при пролете над дальним маркерным пунктом при выпущенном шасси и установке переключателя БЛИЖН-АВТ-ДАЛЬН в положение АВТ происходит автоматически, при этом загорается лампа БЛИЖН ВКЛ. В момент пролёта над маркерными маяками загорается сигнальная лампа МАРКЕР и в телефонах прослушивается звонок.

На высоте 50 м отключить САУ и произвести посадку визуально, пилотируя вручную.

При необходимости режим ПОСАДКА можно отменить нажатием кнопок:

- кнопки ППМ и одной из кнопок 1-8;
- кнопки АЭР и одной из кнопок 1-3 с номером, отличным от того аэродрома, на который осуществляется полёт;
- кнопки ПЗ ЛЕВ (ПЗ ПРАВ).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Инструментальный заход на посадку при работе РСБН на частотно-кодовых каналах 17 . . . 20 выполняется вручную без использования САУ, в случае невыполнения требования, заход будет сопровождаться колебаниями самолета по курсу.

4.17. **Возврат и заход на посадку на запрограммированный аэродром при директорном и ручном управлении самолетом с использованием ПНК.**

При автоматическом или ручном включении режима ВОЗВРАТ в директорном или ручном управлении самолетом индикация на сигнальном табло, а также индикация ЗПУ, заданного курса, дальности на ПНП при полете на основной или запасной запрограммированный аэродром посадки отображения аналогично полету в автоматическом режиме управления самолетом.

В случае, когда самолет будет находиться ниже крейсерской высоты (13000 м) или

заданной траектории снижения, горизонтальная планка положения КПП отклонится вверх.

При директорном управлении на КПП красный флажок "Т" уйдет из поля зрения и до пересечения самолетом программной траектории снижения обеспечивается директорная стабилизация высоты.

При ручном управлении высоту выдерживать в соответствии с заданием.

После пересечения траектории снижения горизонтальная директорная стрелка КПП при директорном управлении и горизонтальная планка положения КПП – при директорном и ручном управлении отклоняются вниз.

В случае, когда при переходе ПНК в режим ВОЗВРАТ директорная стрелка КПП при директорном управлении и горизонтальная планка положения КПП при директорном и ручном управлении отклоняются вниз, выполнить снижение до программной траектории полета. После чего, удерживая директорные стрелки КПП в пределах центрального кружка при директорном управлении или горизонтальную планку положения КПП на нулевой отметке, а текущий курс, равный заданному – при ручном управлении, выполнить полет по траектории снижения до высоты предпосадочного маневра.

При дальности 10 км до точки третьего разворота загорается сигнал ЗОНА (погаснет при её проходе).

При подходе к аэродрому посадки запросить барометрическое давление на уровне ВПП и установить его на задатчике давления пульта задатчика и на высотомере ВД-20К, а также уточнить направление захода на посадку.

На высоте Нзад, продолжая пилотирование в директорном или ручном режиме, вывести самолет на курс посадки.

При отличии текущего курса самолета от курса ВПП не более 45°, боковом удалении от оси ВПП не более 1500 м, дальности до центра ВПП от 10 до 20 км, высоте пролета в пределах Даэр.· tg 1° < Н < Даэр. · tg 2°40’, наличии сигналов ВОЗВР, ЗОНА и сигнала КОР РМ или отсутствии его к моменту выключения режима ПОСАДКА не более 2,5 мин, ПНК перейдет в режим ПОСАДКА, при этом на ПНП срабатывают бленкеру «К» и «Г» и включатся в работу вертикальная и горизонтальные планки положения (на КПП планки положения будут индицировать отклонения от равносигнальной зоны по курсу и глиссаде), стрелка курсовых углов АРК будет индицировать КУР ДПРМ, а в директорном управлении, кроме этого, на пульте САУ высветится сигнал ПОСАД.

Если режим ПОСАДКА на удалении 10-20 км от ВПП автоматически не включился, включить его вручную, для чего переключатель режимов на ПУ БЦВМ и РСБН установить в положение ПОС.

При полете на курсе посадки удерживать директорные стрелки КПП при директорном управлении или вертикальную планку положения ПНП при ручном управлении в пределах центра, при этом горизонтальная планка положения ПНП будет приближаться к центральной точке.

При подходе горизонтальной планки положения к центру плавно перевести самолет на снижение по глиссаде. При пропадании курсовой или глиссадной зоны (после захвата глиссады) САУ автоматически отключается, на КПП выпадают соответствующие бленкеры.

На высоте 50 м отключить директорное управление, нажав на кнопку СБРОС на ПУ САУ, уточнить заход визуально и выполнить посадку.

4.18. **Уход на второй круг и заход на посадку в режиме ПОВТОРНЫЙ ЗАХОД с использованием ПНК.**

Режим ПОВТОРНЫЙ ЗАХОД применяется на запрограммированном аэродроме и только в режиме ВОЗВРАТ на дальности не более 20 км от центра ВПП, при этом при заходе на посадку (перед уходом на второй круг) на ПУ БЦВМ и РСБН должна быть нажата кнопка ПЗ ЛЕВ (ПЗ ПРАВ)

Высвечивание сигнализатора на нажатой кнопке свидетельствует о включении

режима ПОВТОРНЫЙ ЗАХОД, по сигналу которого снимается режим ПОСАДКА. После накатия кнопки ПЗ ЛЕВ (ПЗ ПРАВ) на сигнальном табло ПУ БЦВМ и РСБН будут высвечиваться сигналы АЭР, ВОЗВР, УПРАВЛ, КОМБИН, РМ, КОР РМ, на левом индикаторе будет индицироваться номер АЭР, а на правом – номер РМ аэродрома посадки. На дальности 20 км от центра ВПП на горизонтальную планку положения КПП будет выдаваться сигнал ΔН-Нзад-Нтек. При высоте более 30 м на КПП индицируется боковое отклонение относительно оси ВПП Ψ зад для выхода в точку третьего разворота; азимут самолёта будет индицироваться относительно радиомаяка, дальность – до центра ВПП:

- управляя самолетом вручную, выдерживать текущий курс, равный заданному, выполнить левый (правый) разворот с креном не более 30° и выйти в точку третьего разворота на высоте Нзад;
- при необходимости включить директорное или автоматическое управление, для чего на пульте САУ на высоте не менее 300 м нажать кнопку НАВИГ для директорного управления, а затем кнопку АВТОМ для автоматического управления.

При нажатии кнопок должны высвечиваться сигнализаторы. При этом если самолёт в момент включения САУ находится ниже опорной высоты (Нзад), будет обеспечиваться стабилизация барометрической высоты.

Если в момент включения САУ самолёт находится выше опорной высоты, то будет обеспечиваться стабилизация опорной высоты.

При отсутствии сигнала КОР РМ более 2,5 мин после нажатия кнопки ПЗ ЛЕВ (ПЗ ПРАВ) происходит отмена режимов ВОЗВРАТ и ПОВТОРНЫЙ ЗАХОД, при этом гаснут сигналы ВОЗВР, КОМБИН и сигнализатор на кнопке ПЗ ЛЕВ (ПЗ ПРАВ), высветится сигнал ПУТЕВ, на ПНП будет индицироваться Ψ зад для выхода на центр ВПП.

При необходимости режим ПЗ снимается нажатием кнопки СБРОС на ПУ БЦВМ и РСБН. При этом гаснет сигнализатор на кнопке ПЗ ЛЕВ (ПЗ ПРАВ), высвечивается сигнал ВОЗВР, КОМБИН, на ПНП индицируется Ψ зад для выхода на ось ВПП; автоматически снимается режим ПЗ (гаснет сигнализатор на кнопке ПЗ ЛЕВ (ПЗ ПРАВ)), полет будет продолжаться в режиме ВОЗВРАТ. При этом продолжают высвечиваться сигнализаторы ВОЗВР, КОМБИН, на КПП выдается сигнал бокового отклонения (Z) относительно оси ВПП, а на ПНП отрабатываются ЗПУ = Ψ ВПП и Ψ зад для выхода на ось ВПП.

При включенной САУ самолет автоматически будет разворачиваться на курс посадки с креном 40°, выдерживая текущий курс, равный заданному. После включения режима ПОСАДКА на пульте САУ крен не будет превышать 30°.

Для выхода на курс посадки в ручном управлении необходимо выдерживать текущий курс, равный заданному, а в директорном управлении – директорные стрелки в пределах центрального кружка;

- при отличии текущего курса самолета от курса ВПП не более 45°, боковом удалении от оси ВПП не более 1500 м, дальности до центра ВПП от 10 до 20 км, высоте полета в пределах Даэр.· tg 1° < Н < Даэр. · tg 2°40’, наличии сигналов ВОЗВР, ЗОНА и сигнала КОР РМ или отсутствии его к моменту включения режима ПОСАДКА не более 2,5 мин автоматически включается режим ПОСАДКА, при этом (если САУ включена в директорном или автоматическом управлении) на пульте САУ загорится сигнализатор ПОСАД, на сигнальном табло ПУ БЦВМ и РСБН погаснут сигналы РМ, КОР РМ, на ПНП сработают бленкеры «К» и «Г» и включатся в работу вертикальная и горизонтальная планка положения.

Если режим ПОСАДКА на удалении 10-20 км от ВПП автоматически не включился, включить его вручную, для чего переключатель на ПУ БЦВМ и РСБН установить в положение ПОС;

- при полете на курсе посадки действия такие же, как и при заходе на посадку в режиме ВОЗВРАТ на запрограммированный аэродром.

На высоте 50 м отключить САУ (если она была включена) нажатием кнопки ОТКЛ

САУ на ручке управления, уточнить визуально заход и выполнить посадку.

4.19. **Полет на незапрограммированный аэродром и заход на посадку с использованием ПНК.**

При полете на незапрограммированный аэродром, оборудованный навигационным радиомаяком, установить частотный канал навигационного радиомаяка аэродрома, для чего:

- переключатель режимов на ПУ БЦВМ и РСБН установить в положение НАВИГ;
- переключатель УПР ЦВМ-ВВОД ЧК установить в положение ВВОД ЧК. при этом на табло высвечивается сигнал ЧК, а все остальные сигналы гаснут;
- нажать кнопку СБРОС на ПУ БЦВМ и РСБН, а затем последовательным нажатием кнопок набрать номер частотного канала навигационного радиомаяка, значение которого будет высвечиваться на цифровом табло. В положении переключателя НАВИГ происходит запрет коррекции счисленных координат относительно этого радиомаяка.

При нахождении самолета вне зоны действия радиомаяка и ПРС (если частота настроена) аэродрома посадки, необходимо:

- зная местонахождение самолета относительно ППМ по оставшейся дальности и заданному курсу, определить курс полета на аэродром и установить его кремальерой заданного курса на ПНП, для чего предварительно отключить САУ кнопкой СБРОС на ПУ САУ, а на ПУ АРК и ИК-ВК нажать кнопку ЗК РУЧН;
- маневром самолета совместить установленными на ПНП заданный курс с текущим и выполнить полет в ручном управлении самолетом для входа в зону действия радиомаяка (ПРС).

После входа в зону действия радиомаяка (ПРС) аэродрома, необходимо:

- прослушать позывные радиомаяка (ПРС) аэродрома;
- при наличии индикации на ПНП азимута и дальности самолета до радиомаяка выполнить полет по азимуту или по КУР=0 приводной радиостанции;
- при подходе к аэродрому запросить у руководителя полетов магнитный курс посадки, метеоусловия и барометрическое давление на уровне ВПП, которое установить на шкале давления на пульте задатчика и на высотомере ВД-20К;
- перейти на индикацию магнитного курса, для чего на задатчике магнитного склонения (ЗМС) установить склонение, равное 0°, в горизонтальном полёте на ПУ АРК и ИК-ВК нажать кнопку ИКВ ОСН и на 3-5 сек кнопку МК (загорятся сигнализаторы), после чего вторично нажать кнопку МК (сигнализатор погаснет);
- в зависимости от высоты полета при подходе к аэродрому начать снижение на дальности, обеспечивающей выход на радиомаяк (ПРС) на заданной высоте;
- после прохода радиомаяка (ПРС) выполнить заход на посадку по принятой для данного аэродрома схеме или по указанию руководителя полетов.

При выполнении захода на посадку в ручном управлении необходимо:

- переключатель режимов на ПУ БЦВМ и РСБН установить в положение ПОС, нажать кнопку СБРОС на этом пульте и последовательным нажатием кнопок набрать номер ЧК посадочного радиомаяка, значение которого будет высвечиваться на цифровом табло;
- установить на ПНП заданный курс посадки, равным курсу ВПП;
- в процессе выполнения четвертого разворота при достижении курса, отличающегося от посадочного на 10°-12°, на ПНП срабатывают бленкеры

«К» и «Г» и включаются в работу вертикальная и горизонтальная планки положения, стрелка курсовых углов АРК будет индицировать КУР ДПРМ.

При полете на курсе посадки на высоте полета по кругу (удерживая вручную вертикальную планку положения ПНП в пределах центра) горизонтальная планка положения ПНП будет приближаться к центральной точке шкалы сверху. При подходе горизонтальной планки положения к центральной точке плавно перенести самолет на снижение по глиссаде. На высоте 50 м уточнить заход и произвести посадку визуально.

При выполнении захода на посадку в директорном управлении, необходимо:

- после включения режима ПОСАДКА и срабатывания бленкеров «К» и «Г» на ПНП нажать кнопку ПОСАД на пульте САУ при крене не более 30°, при этом на кнопке должен загореться сигнализатор, на КПП флажки «К» и «Т» должны убраться из поля зрения, а на директорные стрелки поступят команды управления;
- удерживая директорные стрелки в пределах центрального кружка, выполнить снижение до 50 м.

Для захода на посадку в автоматическом режиме необходимо дополнительно па ПУ САУ нажать кнопку АВТОМ, при этом на кнопке должен загореться сигнализатор;

- на высоте 50 м отключить САУ кнопкой ОТКЛ САУ на ручке управления, уточнить визуально заход и выполнить посадку.

При пропадании курсовой зоны или глиссадной (после захвата глиссады) при автоматическом управлении САУ отключается автоматический режим управления и высвечивается табло УПРАВЛЯЙ ВРУЧНУЮ; при директорном управлении – САУ отключается и на КПП выпадают бленкеры "К" и "Т".

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.

1. При полетах в режимах НАВИГАЦИЯ (полет по маршруту и возврат), ПОСАДКА и ПОВТОРНЫЙ ЗАХОД переключатель НАВЕДЕНИЕ АВТ-РУЧ на пульте задатчика должен быть установлен в положение АВТ.
2. Пилотирование самолета в указанных режимах выполнять только по заданному курсу (без учета угла сноса).
3. При автоматическом и директорном управлении самолетом, чтобы на ПНП постоянно индицировались Ψ зад и Ψ тек.ист, выдаваемые из БЦВМ, кнопки ИКВ ОСН и ИКВ ДУБЛ на ПУ АРК и ИК-ВК не должны быть нажатыми.

Выпуск шасси и закрылков при заходе на посадку с использованием ПНК выполнять после выхода самолета на посадочный курс на удалении 18-20 км от ВПП.

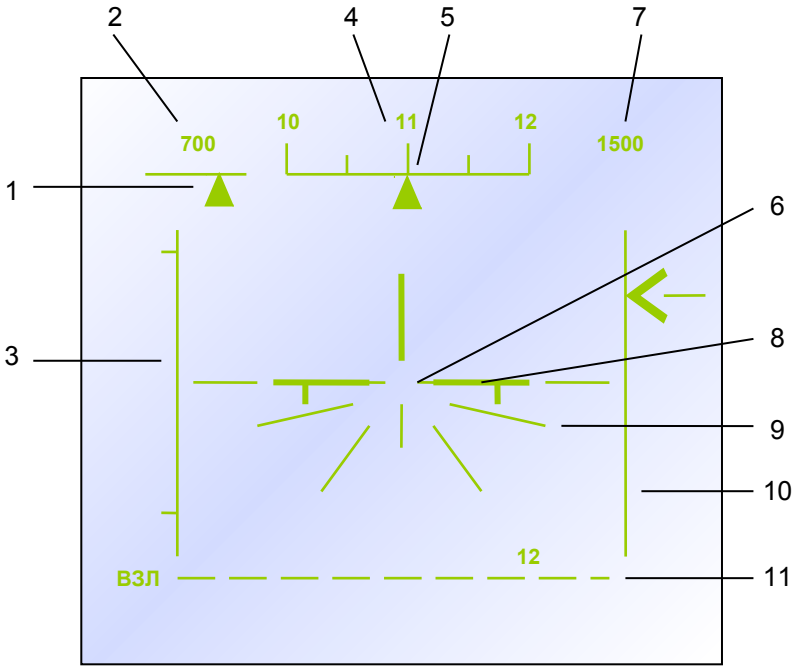


Рис. 13. Режим ВЗЛЕТ.

1 – Тенденция изменения скорости (индекс мигает при прохождении Р.К. Vпр.макс.доп).

2 – Скорость приборная.

3 – Шкала угла атаки с предельными значениями.

4 – Шкала курса.

5 – Текущий курс.

6 – Неподвижное перекрестие.

7 – Барометрическая высота.

8 – Индекс самолета.

9 – Шкала крена.

10 – Шкала вертикальной скорости.

11 – Линия тангажа с цифровым счетчиком текущего значения.

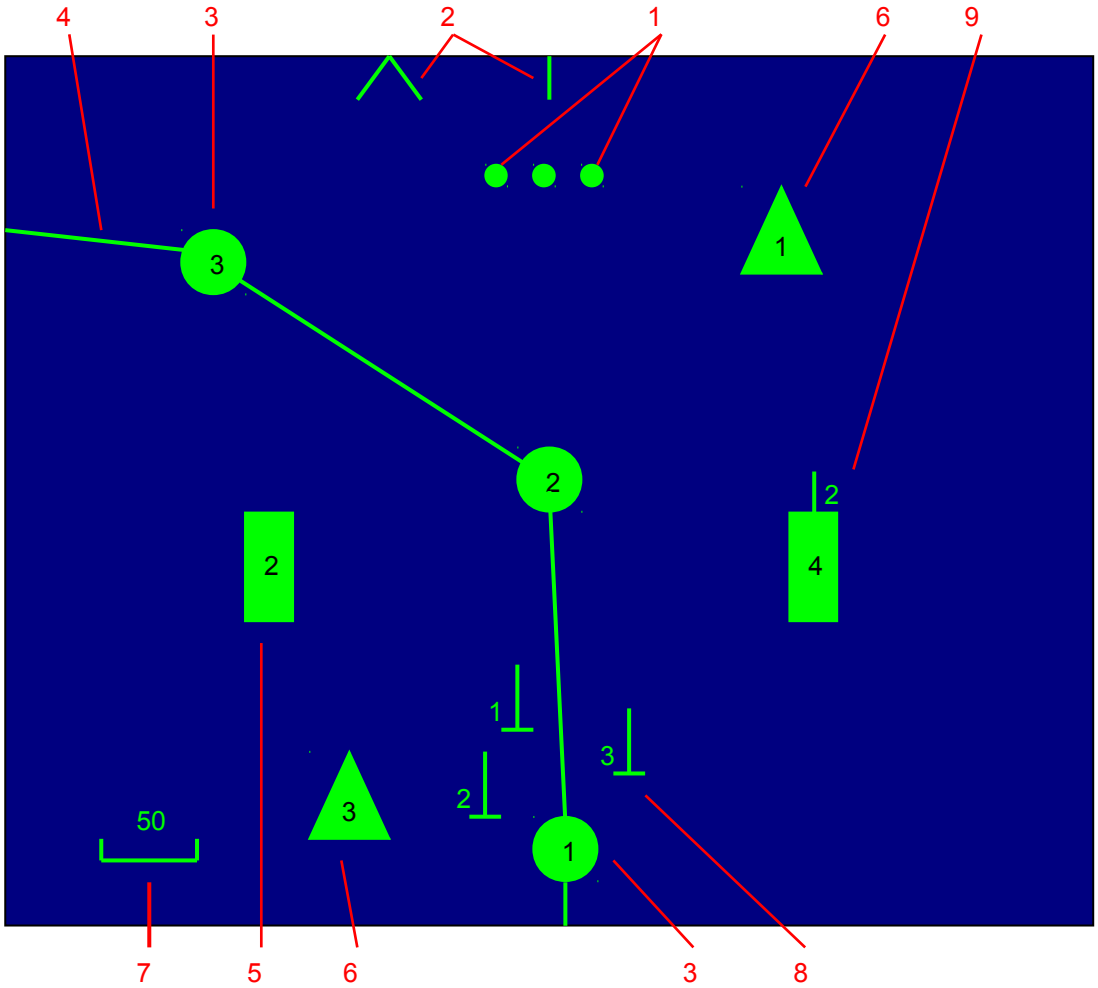
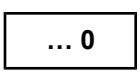


Рис. 14. ИПВ. Режим МАРШРУТ.

1 – Разрешенная дальность по топливу.
2 – Отклонение от заданного курса.
3 – ППМ с номером.
4 – Заданная линия пути.
5 – Аэродром с номером.
6 – Радиомаяки с номером.
7 – Масштаб изображения 50 км/см экрана.
8 – Свои самолеты с вектором скорости, линией высоты, номером*.
9 – Группа своих самолетов с вектором скорости, номером (2), количеством самолетов в группе (4).

* В системе «Нарцисс – М» свои самолеты индицируются символом , а собственная Vист. – символом 

(счетчик в рамке в правом нижнем углу экрана).

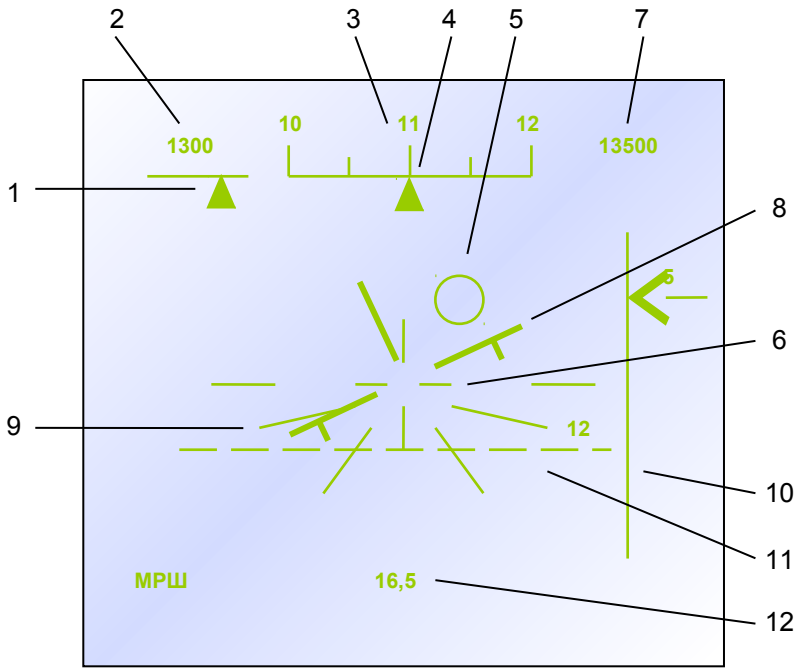


Рис. 15. Режим МАРШРУТ.

1 – Тенденция изменения скорости.

2 – Скорость приборная.

3 – Шкала курса.

4 – Текущий курс.

5 – Визирная метка.

6 – Неподвижное перекрестие.

7 – Барометрическая высота.

8 – Индекс самолета.

9 – Шкала крена.

10 – Шкала вертикальной скорости с текущим значением.

11 – Линия тангажа с цифровым счетчиком текущего значения.

12 – Дальность до ППМ.

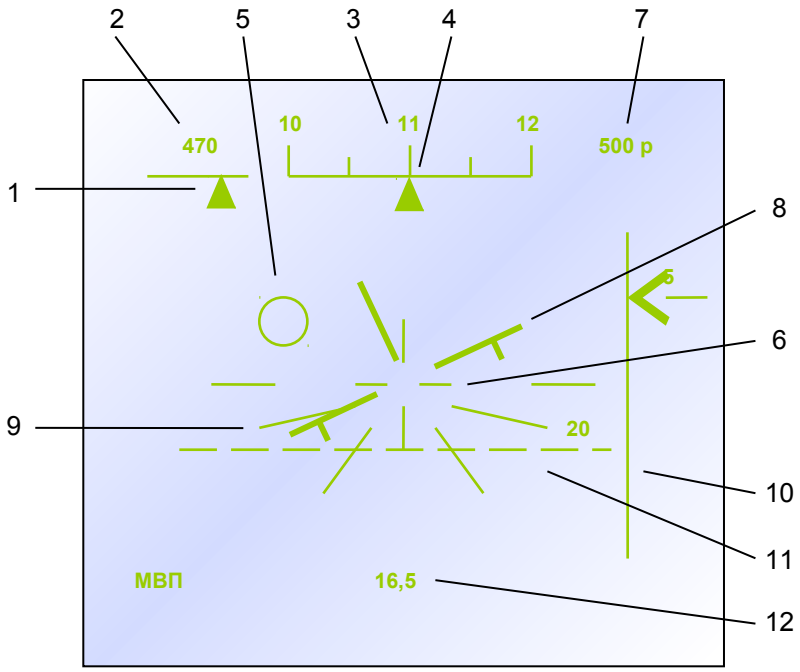


Рис. 16. Режим МАЛОВЫСОТНЫЙ ПОЛЕТ.

1 – Тенденция изменения скорости.

2 – Скорость приборная.

3 – Шкала курса.

4 – Текущий курс.

5 – Визирная метка.

6 – Неподвижное перекрестие.

7 – Барометрическая высота.

8 – Индекс самолета.

9 – Шкала крена.

10 – Шкала вертикальной скорости с текущим значением.

11 – Линия тангажа с цифровым счетчиком текущего значения.

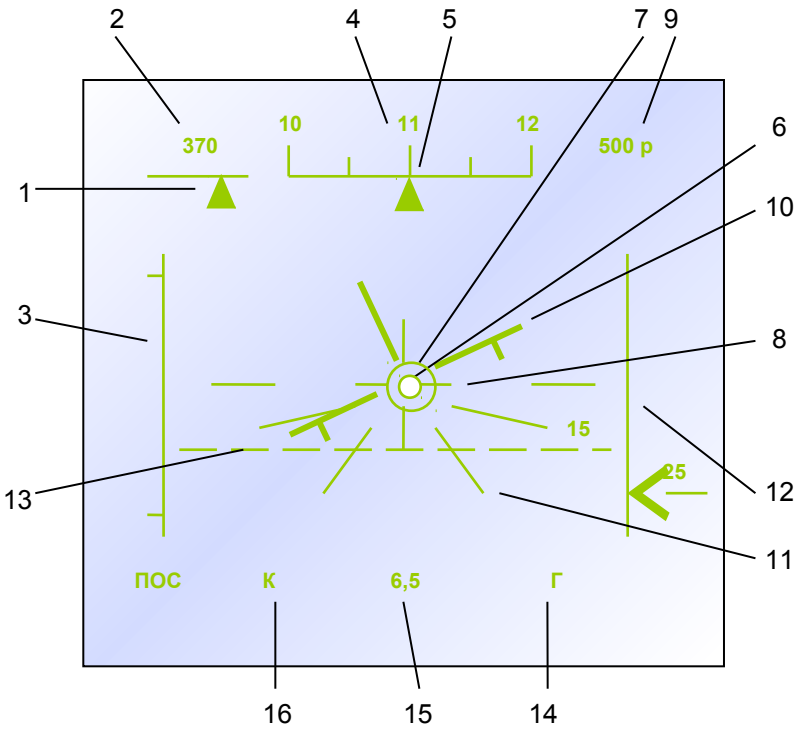


Рис. 17. Режим ПОСАДКА.

1 – Тенденция изменения скорости.

2 – Скорость приборная.

3 – Шкала угла атаки с предельными значениями.

4 – Шкала курса.

5 – Текущий курс.

6 – Метка отклонения от курсоглиссады.

7 – Визирная метка.

8 – Неподвижное перекрестие.

9 – Геометрическая высота.

10 – Индекс самолета.

11 – Шкала крена.

12 – Шкала вертикальной скорости с текущим значением.

13 – Линия тангажа с цифровым счетчиком текущего значения.

14 – Готовность датчика глиссады.

15 – Дальность до ВПП.

16 – Готовность датчика курса.

4.20. **Заход на посадку с использованием АРК.**

Для выполнения захода на посадку с использованием АРК необходимо нажать кнопку АРК и установить на ПНП курс посадки. Для захода и расчета на посадку с использованием АРК, применяются следующие методы:

- с прямой;
- с расчетного рубежа;
- двумя разворотами на 180°.

4.20.1 **Заход и расчет на посадку с прямой.**

На высоте заданного эшелона выйти на ДПРМ.

Момент пролета ДПРМ определяется по изменению показания стрелки АРК с 0° на 180° (по срабатыванию на самолёте световой и звуковой сигнализации МРП (на высотах менее 2000 м)). При пролете ДПРМ включить секундомер, довернуть самолёт на заданный курс (угол отворота), установить скорость 500-600 км/ч и следовать в течение расчетного времени.

По истечении расчетного времени полета от ДПРМ с заданным курсом выполнить разворот на посадочный курс с креном 30°. В процессе разворота потерять 200-300 м высоты и изменением величины крена добиться точного выхода на посадочный курс.

После выхода на посадочный курс на высоте не более 4000 м установить скорость не более 500 км/ч, выпустить шасси.

Перевести самолёт на снижение, выдерживая с высоты 600 м профиль полета, указанный в таблице.

Высота полета, м	600	400	200	100	50
Дальность до ВПП, км	12-14	8-9	4	2	1

На удалении 20-18 км (на высоте 600 м) выпустить закрылки.

С высоты 400-300 м плавно уменьшать скорость с таким расчетом, чтобы на высоте 200 м (момент пролета ДПРМ) установить скорость 340-320 км/ч. В дальнейшем действовать так же, как при заходе на посадку в режиме ВОЗВРАТ (ПОВТОРНЫЙ ЗАХОД).

4.20.2 **Заход и расчет на посадку с расчетного рубежа.**

После выполнения задания с курсом, заданным с КП, следовать на рубеж начала снижения на скорости 500-600 км/ч (или заданной КП).

В момент выхода на расчетный рубеж по команде с КП довернуть самолёт на заданный курс и перевести его на снижение с установленным (заданным) режимом. В процессе снижения по командам с КП своевременно вносить поправки в курс следования и вертикальную скорость снижения.

Направление снижения (курс) дается с таким расчетом, чтобы самолёт вышел в точку разворота на посадочный курс на высоте 2000 м (или другой высоте, установленной для данного аэродрома). Режим снижения устанавливает расчет КП.

На высоте 2000 м перевести самолёт в горизонтальный полет и затем с креном 30° выполнить разворот (доворот) на посадочный курс.

В процессе разворота изменением величины крена добиться точного выхода на посадочный курс. Точность захода контролировать по командам с земли и запросам радиопеленгатора. На посадочном курсе установить скорость не более 500 км/ч, и на высоте менее 4000 м, выпустить шасси, на удалении 20-18 км (на высоте 600 м) выпустить закрылки, установить скорость 340-320 км/ч и перевести самолёт на снижение. Снижение до посадки производить так же, как и при заходе в расчете на посадку с прямой.

4.20.3 **Заход и расчет на посадку двумя разворотами на 180°.**

После ухода на второй круг через 1 мин 30 сек после пролета ДПРМ (1 мин после пролета БПРМ) на установленной высоте (набор высоты производить с вертикальной скоростью 15 м/с), на скорости 500 км/ч выполнить разворот с креном 30° на курс, обратный посадочному. После разворота при необходимости внести поправку в курс следования на угол сноса.

На траверзе ДПРМ включить секундомер и доложить по радио о проходе траверза. По истечении расчетного времени полета от траверза выполнить разворот на посадочный курс, варьируя креном с углом до 45°.

На посадочном курсе установить скорость не более 500 км/ч, выпустить шасси и закрылки и перевести самолёт на снижение. Снижение до посадки производить так же, как и при заходе с прямой.

4.21. **Особенности полета в сложных метеорологических условиях.**

При подготовке к полету в сложных метеоусловиях особое внимание уделить проверке работоспособности приборов КПП, ПНП, ДА-200, САУ, ИКВ, РСБН, АРК, обогрева ПВД, ДУА, а также других навигационно-пилотажных приборов и системы антиобледенения фонаря.

Кроме того, необходимо проверить установку курсозадатчика прибора ПНП на взлетный (посадочный) курс и задатчика опасной высоты радиовысотомера в положение, соответствующее безопасной высоте полета по приборам или при заходе на посадку.

Перед взлетом включить обогрев основного и аварийного ПВД, проверить соответствующие показания навигационно-пилотажных приборов положению самолёта на ВПП (курс, азимут и дальность по РСБН, крен, тангаж, высота).

После взлета, перед входом в облака проверить работу КПП и ДА-200, сравнить их показания с действительным положением самолёта в пространстве, оценить работу приборов и перейти на пилотирование самолёта по ним.

Пробивание облаков вверх производить на максимальном режиме работы двигателей или на форсаже на приборной скорости 650-700км/ч до достижения числа М=0,8-0,82. Дальнейший набор производить на числе М=0,8-0,82. В наборе высоты особое внимание уделять сохранению режима полета, контролируя его по показаниям приборов.

После выхода за облака выполнить полет в соответствии с заданием. Выход на посадочный курс выполнять с использованием ПНК до срабатывания на ПНП бленкеров К и Г.

Снижение на посадочном курсе выполнять в автоматическом, директорном или ручном режиме управления, в процессе снижения повысить контроль за высотой и скоростью полета.

После выхода из облаков визуально определить точность захода на посадку и место начала выравнивания, при этом пилотирование по приборам не прекращать до уверенного обнаружения ВПП (торцовых фонарей или лучей прожекторов).

Исправление боковых отклонений от курса посадки производить доворотом самолета с креном не более 35°, а после пролета БПРМ – не более 15°.

4.22. **Полет в условиях обледенения.**

При выполнении полета в условиях обледенения перед запуском двигателей переключатель управления ЗУ воздухозаборников установить в положение ОТКР.

При страгивании и рулении с открытым ЗУ не допускать увеличения оборотов двигателей более 85 %.

При попадании в зону обледенения выход из нее выполнять на режимах полета, обеспечивающих минимальное время нахождения в зоне, или изменением эшелона полета, не создавая при этом углы атаки более 15°. В случае невозможности изменения эшелона полета, а также после выхода из зоны обледенения удаление льда с видимых элементов конструкции самолета осуществлять увеличением скорости до 700 – 800 км/ч.

Для удаления льда с фонаря кабины включить на 3-5 сек антиобледенительную систему фонаря.

Заход на посадку выполнять на эшелоне, расположенном вне зоны обледенения, режим снижения и действия на посадочном курсе в соответствии с рекомендациями РЛЭ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Полеты, заход на посадку и посадка в условиях обледенения с закрытыми ЗУ запрещаются.

4.23. **Особенности полетов ночью.**

Пилотирование самолета ночью отличается от пилотирования днем, главным образом, что даже в светлую ночь при видимости наземных (световых) ориентиров и естественного горизонта для сохранения режимов полета летчик значительно больше внимания уделяет пилотажно-навигационным приборам, а в темную ночь полет выполняется только по приборам.

В сложных метеоусловиях весь полет от перевода самолета в набор высоты после взлета до установления визуального контакта с огнями ВПП при заходе и расчете на посадку выполняются по приборам.

Кроме того, в ночном полете внимание отвлекается от пилотирования самолета наличием экрана от АНО и от двигателей, особенно на форсажном режиме при полете в облаках.

Порядок подготовки светотехнического оборудования самолёта перед полетом ночью изложен в п. 3.4.7.

4.23.1. **Запуск двигателя и руление.**

Запуск двигателя производить в той же последовательности, что и днем.

Перед выруливанием переключатель фар установить в положение РУЛЕЖ. Проверить освещение кабины и выпустить закрылки.

Получив разрешение на выруливание, затормозить колеса, миганием АНО дать команду технику самолёта на уборку колодок. Убедившись в отсутствии препятствий впереди самолета, после разрешения техника проворить исправность рулежной и посадочных фар и начать выруливание. Начало выруливания обозначать кратковременным отключением рулежной фары.

Техника выполнения руления такая же, как и дном, однако, вследствие ограниченной видимости необходима повышенная осмотрительность. При необходимости посадочные фары включать установкой переключателя фар в положение ПОСАДКА (на время но более 5 мин).

4.23.2. **Взлет.**

После выруливания на взлетную полосу и установки самолёта вдоль оси ВПП необходимо:

- отключить фары;
- включить обогрев основного и аварийного ПВД;
- оценить освещенность приборной доски, бортов и пультов кабины;
- убедиться, что показания навигационно-пилотажных приборов соответствуют положению самолёта на ВПП.

Техника выполнения взлета ночью такая же, как днем. Направление на разбеге выдерживать, ориентируясь по огням взлетно-посадочной полосы. В светлую ночь величину подъема переднего колеса во второй половине разбега оценивать по линии горизонта и огням ВПП, в темную только по огням ВПП. Угол тангажа самолета при нормальном подъеме переднего колеса должен быть около 10°.

Перед отрывом самолёта перенести взгляд на огни ВПП с левой стороны. После отрыва, не допуская кренов и скольжения, производить разгон самолёта с постепенным отходом от земли, сохраняя угол тангажа примерно равным углу отрыва. Самолет пилотировать, ориентируясь по огням ВПП, авиагоризонту прибора КПП и указателю скорости.

На высоте 15 м установить кран шасси на уборку.

После уборки шасси перейти на пилотирование по приборам.

В случае отрыва самолета вблизи конца ВПП и отсутствия огней за границей ВПП (взлет в сторону моря, озера и т.п.) необходимо сразу после устойчивого отрыва самолёта, не допуская кренов и скольжения и сохраняя угол тангажа примерно равным углу отрыва, перейти на пилотирование по приборам.

4.23.3. **Полет по кругу, заход и расчет на посадку, посадка.**

Визуальный полет по кругу выполнять на тех же режимах, скоростях и высотах, что и днем. При уточнении захода на посадку на четвертом развороте не создавать крен более 45°. Вывод из четвертого разворота должен быть закончен до прохода ДПРМ на высоте не менее 200 м.

Техника выполнения расчета на посадку и самой посадки ночью на освещенную прожекторами ВПП с фарами и без них, в основном, такая же, как и днем, за исключением того, что скорости планирования и начала выравнивания должны быть увеличены на 10 км/ч по сравнению с полетом днем. После прохода ДПРМ, на высоте не менее 100 м включить фары. После прохода БПРМ самолет должен снижаться в освещенную прожекторами точку, удаленную на 150-200 м от начала ВПП, с таким расчетом, чтобы исключить выравнивание самолета до луча первого прожектора.

С высоты 30-20 м перенести взгляд на землю, освещенную прожекторами, сосредоточив внимание на определении высоты начала выравнивания. С высоты 12-10 м начать выравнивание с расчетом, чтобы подвести самолет к земле на высоте не более 1 м.

На выдерживании, при приземлении и на пробеге действовать как при посадке днем.

Направление сохранять по огням ВПП.

После окончания пробега переключатель фар установить в положение РУЛЕЖ, отключить обогрев и зарулить на стоянку.

4.23.4. **Особенности посадки на ВПП, не освещенную прожекторами.**

Посадка с фарами на ВПП, не освещенную прожекторами, более сложна и требует повышенного внимания летчика в определении высоты начала выравнивания и выдерживания.

После прохода ДПРМ, на высоте не менее 100 м включить фары. После прохода БПРМ самолёт должен планировать в точку выравнивания, в качестве которой служат входные огни ВПП.

С высоты 30-20 м перевести взгляд на землю, освещенную фарами, и все внимание сосредоточить на определении высоты начала выравнивания. Выравнивание самолёта и посадку производить аналогично посадке на ВПП, освещенную прожекторами.

4.24. **Полёт двух взаимодействующих самолетов для встречи при использовании аппаратуры РСБН в режиме МСН ИЗМ-РЕТР.**

Полет двух взаимодействующих самолетов в режиме МСН выполняется при разности высот между ними не менее 300 м.

Перед сближением высоту взаимодействующих самолётов уточнить запросами по радио.

По команде летчика одного из взаимодействующих самолётов, переданной по радио,

на обоих самолетах переключатель режимов на щитке ПУ-187 устанавливается в положение ИЗМ-РЕТР и набирается установленный номер ЧК (установкой переключателя УПР ЦВМ-ВВОД ЧК в положение ВВОД ЧК и нажатием на кнопки номеров наборного поля).

После перехода на режим ИЗМ-РЕТР на самолетах снимается режим радиокоррекции (если он был задействован) и гаснет световое табло КОР РМ.

После установки переключателя в положение ИЗМ-РЕТР на приборе ПНП выпадает бленкер К и закрывается шторка счетчика дальности.

После установления взаимосвязи аппаратуры взаимодействующих самолётов в режиме МСН бленкер К убирается, шторка счетчика дальности открывается.

Летчик сближающегося самолёта осуществляет пилотирование по курсовой планке ПНП, удерживая её в нулевом положении (в центре перекрестия), обеспечивая полет по направлению к взаимодействующему самолёту. Сближении производить до дальности 1-2 км по счетчику дальности на ПНП, а затем визуально.

После окончания полета в режиме МСН по команде одного из летчиков «Переходи на исходный режим» переключатель режимов установить в исходное положение (ПРОГРАМ или НАВИГ) и продолжать полет в соответствии с заданием.

Если полет происходит в зоне действия навигационного радиомаяка, то через одну минуту восстанавливается радиокоррекция, высвечивается табло КОР РМ, а на счетчике дальности ПНП снимается ошибка, накопленная в процессе полета в режиме МСН.

Для взаимодействия в режиме МСН с самолётами, оборудованными аппаратурой РСБН-ПКЗ и РСБН-2С, переключатель режимов необходимо устанавливать в положение ВСТР и действовать как в режиме ИЗМ-РЕТР.

При этом режим ИЗМ и режим РЕТР не используются, а межсамолётная связь осуществляется на ЧКК с 1 по 8 канал.

РАЗДЕЛ 5

БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ.

По своим летным данным и возможностям комплекса авиационного вооружения самолет способен решать следующие задачи:

- перехват воздушных целей в свободном пространстве и на фоне земли, днем и ночью, в простых и сложных метеоусловиях при ведении боя на средних и малых дальностях;
- ведение ближнего маневренного боя;
- поражение визуально видимых наземных (надводных) целей.

Поражение воздушных целей осуществляется:

- управляемыми ракетами средней дальности Р-27ЭР1, Р-27Р1 с РГС и Р-27ЭТ1, Р-27Т1 с ТГС;
- управляемыми ракетами ближнего маневренного боя Р-73Э с ТГС;
- пушкой ГШ-301.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. На ИЛС ракеты индицируются следующим образом:

- Р-27ЭР1 – **27ЭР**
- Р-27ЭТ1 – **27ЭТ**
- Р-27Р1 – **27Р**
- Р-27Т1 – **27Т**
- Р-73Э – **73**

Поражение наземных (надводных) целей обеспечивается:

- неуправляемыми ракетами типа С-25 из орудий С-25; С-13, из блоков Б-13Л; С-8 из блоков Б8М-1;
- авиационными бомбардировочными средствами поражения: авиационными бомбами (калибра 50, 100, 250 и 500 кг), зажигательными баками (ЗБ-500), разовыми бомбовыми кассетами (РБК-500);
- пушкой ГШ-301 калибра 30 мм с боекомплектом 150 патронов.

Разгрузка блоков с неуправляемыми ракетами и авиационных бомбовых средств осуществляется при помощи гашетки с трафаретом ПОДВ (далее по тексту П), а стрельба из пушки ГШ-301 осуществляется при помощи гашетки ОГОНЬ (далее по тексту О).

Применение авиационных средств поражения обеспечивается системой управления вооружения СУВ-27Э совместно с бортовым радиоэлектронным оборудованием (БРЭО).

5.1. Краткие сведения о системе управления вооружением (СУВ).

5.1.1. Система управления вооружением в составе радиолокационного прицельного комплекса РЛПК-27Э, оптико-электронной прицельной системы ОЭПС-27, системы единой индикации (СЕИ) «Нарцисс-М», системы госопознавания и системы управления оружием СУО-27Э2 обеспечивает:

- применение управляемого ракетного вооружения по воздушным целям в ДРБ и БМБ;
- захват и сопровождение цели из обзорных режимов РЛС и ОЛС в ДРБ;
- захват и сопровождение визуально видимых целей из режимов ВЕРТИКАЛЬ, ШЛЕМ, ОПТИКА в БМБ;
- применение ВПУ;
- опознавание государственной принадлежности;

- взаимодействие неуправляемого оружия по наземным целям.

5.1.2. **Радиолокационный прицельный комплекс (РЛПК)** является составной частью СУВ-27Э и обеспечивает:

- обнаружение с определением координат на проходе, захват и сопровождение воздушных целей, летящих на высоте от 0,03 до 27 км в простых и сложных метеоусловиях днем и ночью, в том числе, в условиях организованных помех при ведении истребителем дальнего ракетного воздушного боя и ближнего маневренного боя;
- расчет условий пуска ракет, формирование и выдачу разовых команд в СУО-27Э2, а также подсвет атакуемой цели и передачу команд управления на пущенную ракету в РГС по линии радиокоррекции;
- формирование и выдачу сигналов отображения обзорной и тактической информации на экранах СЕИ;
- формирование и выдачу целеуказания, разовых команд и значения текущей дальности на ОЭПС при взаимодействии;
- прием угловых координат сопровождаемой цели от ОЭПС, от КУ-31 в режимах ОПТ и от НСЦ в режиме ШЛЕМ;
- формирование и выдачу сигналов управления самолетом в различных режимах наведения;
- формирование и выдачу информации на СЕИ и в К-ДлАЭ при решении задач групповых действий;
- решение задач групповых действий;
- прием информации о БРЭО самолета, наземных (воздушных) средств управления, отождествление поступающей информации с координатами обнаруженных и сопровождаемых целей;
- выдачу команд и сигналов управления в аппаратуру СОК-Б;
- прием информации о состоянии оружия от СУО.

РЛПК работает в следующих режимах:

- режим обзора и обнаружения целей с определением координат и постановкой их на СНП (сопровождение не более 10 целей на «проходе»);
- режим РНП (режим непрерывной пеленгации), когда производится определение координат одной цели с точностями, необходимыми для условий пуска управляемых ракет без сохранения обзора пространства;
- режим ДНП (режим дискретно-непрерывного подсвета), когда производится сопровождение и подсвет атакуемой цели и передача команд на ракету по линии РК (радиокоррекции для ракет с РГС);
- режим КВО (режим квази обзора) используется при работе РЛПК в качестве ведомого канала. В режиме КВО после захвата цели ОЛС, РЛПК при установке переключателя ИЗЛ-ОТКЛ в положение ИЗЛ периодически (через 5 сек) кратковременно включает передатчик и измеряет дальность до цели (с индикацией ее на ИЛС).

При достижении дальности до цели меньше 15 км или при нажатии кнопки ВВОД на РУД на дальностях более 15 км, РЛПК автоматически осуществляет захват цели и переходит из режима КВО в режим РНП.

Дальность действия РЛПК в свободном пространстве и на фоне земли практически одинакова и зависит от высоты полета самолета, полусферы атаки и составляет по истребителям (σ = 3 м^2):

а) при полете самолета на больших высотах:
- в ЗПС:
  при атаке сверху вниз: Добн = 30 – 40 км;
  Дзахв = 30 – 35 км;
  при атаке снизу вверх: Добн = 50 – 55 км;
  Дзахв = 45 – 50 км;
- в ППС: Добн = 80 – 100 км, Дзахв = 65 – 80 км;

б) при полете самолета на средних высотах (более 1000 м):
- в ППС: Добн = 80 – 100 км, Дзахв = 65 – 80 км;
- в ЗПС: Добн = 25 – 35 км, Дзахв = 25 – 30 км;

в) при полете самолета на малых высотах (200 м):
- в ППС: Добн = 35 – 40 км, Дзахв = 28 – 32 км;
- в ЗПС: Добн = 20 – 25 км, Дзахв = 18 – 20 км;

В режиме ОБЗОР в ППС может наблюдаться пропадание цели в диапазоне дальностей 100 – 70 км на время до пяти циклов обзора (провалы по Д).

РЛПК обеспечивает обнаружение воздушной цели, летящей со скоростью более 210 км/ч в ППС и ЗПС. Цели, летящие с меньшей скоростью (например, вертолет), не обнаруживаются. РЛПК обеспечивает обнаружение и захват движущегося с малой скоростью вертолета при атаке в ППС. Обнаружение и захват висящего вертолета и при атаке в ЗПС не обеспечивается.

При атаке цели в ЗПС снизу вверх на высотах полета более 8500 м РЛПК обеспечивает обнаружение и захват цели при сближении с ней со скоростью более 300 км/ч. В остальных случаях при атаке в ЗПС РЛПК обеспечивает обнаружение и захват цели при сближении с ней со скоростью 180 км/ч и более, а также при отставании от цели со скоростью 100 км/ч и более. На уравненных и близким к ним скоростях обнаружение не обеспечивается.

Сопровождение цели обеспечивается при сближении с ней со скоростью не менее 150 км/ч. Для выдерживания указанной скорости при атаке в ЗПС необходимо метку скорости сближения удерживать в середине между отметками нулевой и собственной скорости. При мигании шкалы скорости сближения увеличить скорость самолета.

В режиме ВЕРТИКАЛЬ обеспечивается захват и сопровождение визуально видимой цели на дальностях менее 5 км на всех ракурсах, кроме 4/4, во всем диапазоне скоростей сближения (отставания). На уравненных скоростях возможен неустойчивый захват цели. Для устойчивого захвата необходимо обеспечить разность скоростей истребителя и цели не менее 150 км/ч.

Ракурс цели, обнаруживаемой РЛПК, ограничивается радиальной составляющей ее скорости. На дозвуковых скоростях ракурс не превышает 70° независимо от полусферы и условия атаки.

При атаке цели, совершающей маневры по ракурсу, при которых может измениться полусфера атаки, переключатель ППС-АВТ-ЗПС установить в положение АВТ.

В режиме непрерывной пеленгации РЛПК обеспечивает в свободном пространстве всеракурсное сопровождение цели, совершающей маневры: разворот, вираж при угле места цели более 3° (на дальностях менее 30 км).

При атаке цели, маневрирующей по ракурсу на углах менее 3° и на фоне земли в ППС (ЗПС), обеспечивается сопровождение до скоростей сближения бо′льших (меньших) собственной скорости на 150 км/ч, что на дозвуковых скоростях соответствует ракурсу около 80°.

При бо′льших ракурсах или угле пеленга более 60° цель сбрасывается с сопровождения.

При атаке цели в ППС может наблюдаться размножение целей по дальности и азимуту.

При атаке целей в ЗПС на ИЛС в режиме обзора наблюдаются ложные метки на различных азимутах и дальностях, особенно при полете на малой высоте, над лесом и над

городом, а также возможно кратковременное (5-10 сек) появление сигнала АП. Метка истинной цели индицируется на определенном азимуте с уменьшением дальности по мере сближения. На дальностях менее 20 км метка цели «размножается» по азимуту. Кроме того, в режиме обзора возможно появление ложных меток опознавания над метками целей и помех.

При работе РЛПК в режиме обзора необходимо корректировать положение Друд таким образом, чтобы момент появления цели совпал с высвечиванием второго или третьего номера строки.

При отсутствии информации с КП о дальности до цели выставить значение Друд ≈ 0,8 · Добн в данных условиях атаки; если при атаке снизу вверх цель обнаруживается на первой строке, а при атаке сверху вниз – на четвертой строке, уменьшить значение Друд.

При установке потенциометром ВВОД ДАЛЬН на РУД значения дальности более 70 км величина зоны обзора по азимуту составляет ± 20°, при меньшем установленном значении дальности – ± 30°.

5.1.3. **Оптико-электронная прицельная система (ОЭПС).**

ОЭПС является составной частью СУВ и обеспечивает:

- обнаружение, захват и сопровождение воздушных целей в простых метеоусловиях на фоне чистого неба, облачности, земли и водной поверхности, днем и ночью при ведении ближнего маневренного и дальнего ракетного воздушного боя;
- измерение дальности до цели с помощью лазерного дальномера;
- формирование и выдачу сигналов управления самолетом в различных режимах наведения;
- формирование и выдачу сигналов отображения на экранах СЕИ информации в режимах ОЛС, ОПТИКА, ВЕРТИКАЛЬ и ШЛЕМ. А также прицельной информации при применении управляемых ракет с ТГС по воздушным целям, применение ВПУ по воздушным и наземным целям и неуправляемого подвесного оружия по наземным целям;
- решение задач и обеспечение условий пуска, выдачу целеуказания и команд управления на ракеты с ТГС;
- решение задач прицельной стрельбы ВПУ по воздушным наземным целям;
- решение задач прицельного применения неуправляемого оружия по наземным целям;
- формирование и выдачу сигналов в СУО, обеспечивающих подготовку средств поражения в зависимости от боевого применения;
- выдачу угловых координат сопровождаемо цели в РЛПК при ведущем канале ОЛС в ДРБ;
- захват визуально видимой цели в режимах ШЛЕМ, ОПТИКА, ВЕРТИКАЛЬ;
- выдачу угловых координат визуально видимой цели в РЛПК и в управляемые ракеты с ТГС при прицеливании с помощью кнюпеля в режиме ОПТ и от НСЦ в режиме ШЛЕМ;
- выдачу сигналов и команд управления в СОК-Б;
- прием угловых координат и значений текущей дальности сопровождаемой РЛПК цели;
- прием информации о состоянии оружия от СУО;
- прием информации от НАСУ для управления центром зоны обзора ОЭПС в командном наведении (КН);
- выдачу в ПНК угловых координат и дальности наземного ориентира в режиме ВИЗУАЛЬНАЯ КОРРЕКЦИЯ.

Дальность обнаружения истребителя на максимальном режиме работы двигателей на фоне чистого неба в ЗПС под ракурсом 0/4 – 2/4 составляет около 50 км, на фоне облачности,

земли и водной поверхности 20 – 35 км, а на форсажном режиме работы двигателей в ППС под ракурсом 1/4 составляет 90 – 100 км. Дальность захвата цели составляет около 70 % от дальности обнаружения. Дальность захвата целей на максимальном режиме работы двигателей в ППС под ракурсом 5° - 15° составляет около 10 км. Для обеспечения большой дальности захвата высокоскоростных целей в ППС необходимо увеличить ракурс атаки более 15°.

При работе ОЛС в обзоре большим и малым полем устранение помех от фоновых засветок (от облаков, земли, водной поверхности, солнца) на ИЛС производится потенциометром УСИЛЕНИЕ ТП.

При вращении потенциометра УСИЛЕНИЕ ТП влево происходит заглубление чувствительности ОЛС и пропадание меток от помех. Изменение положения меток целей в большом поле происходит с запаздыванием 4-6 сек, а в малом поле с запаздыванием 1 сек.

Захват цели ОЛС целесообразно выполнять при устранении на ИЛС отметок от фона. Автоматический захват рекомендуется производить при наличии в поле обзора ОЛС одной метки цели.

При целеуказании НАСУ и отождествлении цели от НАСУ и ОЛС производится автоматический захват назначенной цели.

При отсутствии отождествления цели – захват её не производится.

При отсутствии поддержки по дальности от РЛПК или НАСУ (дальность до цели от НАСУ поступает дискретно) дальность в ОЭПС вводится вручную.

Срыв захвата может произойти:

- при выходе цели из зоны сопровождения;
- при входе цели или истребителя в облачность;
- при резком уменьшении температуры выходящих газов двигателя цели (на больших дальностях);
- при затенении цели носовой частью самолета.

При атаке цели при НПО (до ввода дальности) масштаб шкалы равен 10 км и на ней индицируется символ максимальной разрешенной дальности (ДР). После ввода дальности масштаб шкалы изменится.

Лазерный дальномер ЛД работает в двух режимах:

- в основном (частота излучаемых сигналов 2 Гц);
- в дежурном (частота излучаемых сигналов 0,25 Гц).

Общее время работы ЛД в основном режиме равно 3,5 мин.

Выключатель ЛД можно включить заведомо раньше (даже с земли).

При захвате воздушной цели в ЗПС ЛД включается в ДЕЖУРНОМ режиме при дальности до цели более 1600 м и в ОСНОВНОМ режиме при Д < 1600 м. При работе ОЭПС по наземным целям ЛД всегда включается в ОСНОВНОМ режиме, при этом в атаке цели с пикирования (Θ > 10°) – включается автоматически, а в атаке с горизонтального полета – нажатием кнюппеля на РУС.

Отключение ЛД производится автоматически через 30 с после включения излучения или при первом нажатии гашетки П, или вручную, нажатием кнопки СБРОС на РУД.

5.1.4. **Система управления оружием СУО-27Э2.**

Система управления оружием является составной частью системы управления вооружением СУВ и предназначена для подготовки и применения всех типов оружия и обеспечивает выполнение следующих функций:

- индикацию наличия оружия на точках подвески и готовности к применению;
- выбор типа оружия, варианта его применения;
- индикацию выбранного и оставшегося в резерве оружия;
- выдачу сигналов в систему обнаружения и ликвидации помпажа двигателей при применении оружия;
- выдачу сигнала для формирования тонального звукового сигнала частотой

400 Гц в телефоны лётчика при захвате цели ракетой с ТГС или готовности ракеты с РГС при включённом выключателе ГЛАВ ВКЛ;
- обеспечение безопасности при эксплуатации оружия блокировкой цепей пуска по выпущенному положению шасси на земле, а также отключённым положением выключателя ГЛАВ ВКЛ на земле и в воздухе.

СУО-27Э2 может работать в следующих режимах:
- полуавтоматическом, когда подготовка средств поражения к пуску, тактическому сбросу и стрельбе производится по командам, выдаваемым автоматически РЛПК или ОЭПС;
- ручном, когда подготовка средств поражения к пуску, тактическому пуску и стрельбе производится по командам, выдаваемым вручную;
- аварийном, при котором выполняется аварийный пуск ракет с АПУ и аварийный сброс оружия с АКУ или БД.

При получении ЦУ и разовых команд ракетой с ТГС сигнал готовности от неё выдаётся после непосредственного захвата ТГС цели, а ракетой с РГС готовность выдаётся не ранее, чем через 2 с (после отработки ЦУ, подстройки по частоте и контроля канала радиокоррекции).

Для обеспечения минимального времени формирования готовности РГС необходимо проведение ВСК ракет Р-27ЭР1 (Р1) в составе СУВ перед вылетом.

В случае одновременного захвата цели ракетами Р-73Э на всех точках разгрузка ракет будет осуществляться по логике, реализованной в СУВ, т.е. 7→8→5→6→3→4 (5→6→3→4), при этом, если какие-то из них не будут в захвате, то будут производиться пуски (сходы) первых готовых ракет по той же очередности с пропуском неготовых к пуску ракет.

Если выбраны к применению однотипные ракеты с РГС, то по их общей готовности их разгрузка осуществляется по логике 3→4→9→10→2→1.

Разнотипные ракеты (например, Р-27ЭР1 (Р-27Р1) и Р-27ЭТ1 (Р-27Т1)) разгружаются по той же логике, только начиная с выбранного вручную типа ракет.

Если во время пуска ракет переключатель варианта применения оружия находится не в положении ЧАСТЬ, а в любом другом положении, то по нажатию гашетки П будут сходить готовые к пуску ракеты по одной при каждом нажатии.

Если во время применения оружия по наземным целям переключатель варианта применения остался в положении ЧАСТЬ, то разгрузка подвесного оружия будет производиться серией с временным интервалом 0,1 сек.

Пуск ракет, при наличии команды ПР, производится нажатием гашетки П и не зависит от длительности ее удержания. Если при пуске ракет произошел несход ракеты и гашетка П оставалась еще нажатой, то команда ПУСК переходит на следующую готовую ракету этого типа, при этом несошедшая ракета автоматически обесточивается и в дальнейшем исключается из числа выбранных.

При пуске ракет Р-27ЭР1 или Р-27Р1 в варианте ЧАСТЬ и несходе одной или двух ракет данной пары, пусковые команды на готовые к применению ракеты того же типа следующей пары при удержании гашетки П не проходят.

Для пуска последующей пары (или одной в варианте ОДИН) отпустить и снова нажать гашетку П.

При пуске ракет Р-27Р1 на время нажатия гашетки П на экране ИЛС пропадает символ ПР и появляется снова после отпускания гашетки (если есть условия его появления).

Во всех режимах применения ракет Р-73Э необходимо включить охлаждение ТГС выключателем ГЛАВ ВКЛ или 73-ОХЛАЖД заранее, не менее чем за 2 мин до пуска.

При необходимости поддержания готовности ракеты Р-73Э при выполнении полёта с выключенным ГЛАВ ВКЛ охлаждение ТГС производить включением выключателя 73-ОХЛАЖД на всё оставшееся время полёта.

Гашетка О имеет два последовательных хода (нажатия):

- первый ход для приоритетного выбора и прицеливания ВПУ.

Для выбора ВПУ лёгким движением перевести гашетку О до фиксации в промежуточном положении. В этом положении на ИЛС должна появиться индикация, соответствующая режиму прицеливания ВПУ;

- второй ход непосредственно для стрельбы из ВПУ, он осуществляется дожатием до конца (упора) гашетки О.

При применении ВПУ символ ПР на экране ИЛС не высвечивается.

При стрельбе из ВПУ без отсечки длительность стрельбы определяется временем нажатия гашетки О (второй ход) с обеспечением остатка боекомплекта в 50 снарядов (НЗ).

При стрельбе с отсечкой при каждом нажатии (дожатии) гашетки О выстреливается 25 снарядов. При этом отпускать её необходимо только на величину второго хода, чтобы не отключать прицельную индикацию. После отстрела каждой части на ИЛС в квадратике сменяется индекс остатка (□, 3□, 2□, 1□, A□ и 0□).

Индикация остатка ВПУ дублируется на щитке ПВИ-10ПЭ1(2) соответственно: К, 3/4, 1/2, 1/4, НЗ, ▨.

Остаток НЗ отстреливается в режиме ОТСЕЧКА очередями по 25 выстрелов, а при стрельбе без отсечки по длительности нажатия гашетки О (второй ход). При этом индекс расхода НЗ на ИЛС высвечивается до полного израсходования боекомплекта. При необходимости контроль расхода НЗ вести по ПВИ-10ПЭ2, на котором индикация производится через 10 патронов (НЗ, 40, 30, 20, 10, ▨).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Допускается индикация остатка боекомплекта 10 или 20 на ПВИ-10ПЭ2 и A□ на ИЛС при фактически полном его расходе.

После окончания стрельбы из ВПУ гашетку О установить в исходное положение.

Разгрузка оружия по наземным целям осуществляется в зависимости от установки на ПВИ-10ПЭ2 переключателя вариантов применения и типа оружия следующим образом:

а) при положении ОДИН:

- разгружаются АБ по одной при каждом нажатии гашетки П в последовательности с 9, 10, 2, 1, 3, 4, 5, 6 точек подвески;
- разгружаются два симметричных блока Б-8М-1 залпами с интервалом 0,08 сек при нажатии и удержании до конца разгрузки блоков гашетки П.

Для разгрузки следующих двух блоков необходимо отпустить и снова нажать гашетку П;

- Б-13Л загружаются аналогично Б-8М-1 только интервал между залпами 0,16 сек;
- С-25 загружаются по одному снаряду при каждом нажатии гашетки П;

б) при положении ЧАСТЬ:

- разгружаются четыре АБ с установленным интервалом 0,1 при первом нажатии гашетки П с точек 9, 10, 2, 1 при втором нажатии,
- разгружаются в последовательности с точек 3,4,3 (индицируется на ПИ-10П точкой 5), 4 (индицируется точкой 6);
- разгружаются Б-8М-1 и Б-13Л как в положении ОДИН;
- разгружаются С-25 по две с симметричных точек при каждом нажатии гашетки с интервалом 0,16 сек;

в) при положении СЕРИЯ:

- разгружаются все АБ с установленным на ПВИ-10ПЭ2 интервалом при нажатии и удержании до конца разгрузки гашетки П в последовательности с

9, 10, 2, 1, 3, 4, 5, 6 точек подвески;
- разгружаются все блоки Б-8М-1 и Б-13Л при нажатии и удержании до конца разгрузки гашетки П;
- разгружаются С-25 все по одной в последовательности с точек 3, 4, 3 (индицируется на ПИ-10П точкой 5), 4 (индицируется точкой 6) при нажатии и удержании гашетки П.

При установке переключателя УЧЕБНАЯ РАБОТА на щитке ЩНП-10ПМ в положение УЧЕБН и переключателя вариантов применения оружия на щитке ПВИ-10ПЭ2 в положение ОДИН (ЧАСТЬ):
- разгружаются блоки – четыре ракеты С-8, по две из двух симметричных блоков, при каждом нажатии гашетки П;
- разгружаются блоки – две ракеты С-13, по одной из симметричных блоков, при каждом нажатии гашетки П.

При установке переключателя вариантов применения оружия в положение СЕРИЯ:
- разгружаются все блоки – по 8 ракет С-8 по две ракеты из каждого блока, при каждом нажатии гашетки П;
- разгружаются все блоки – 4 ракеты С-13 по одной из каждого блока, при каждом нажатии гашетки П.

При установке переключателя УЧЕБНАЯ РАБОТА в положение УЧЕБН и установке переключателя режимов работы ВПУ в положение ОТСЕЧКА на щитке ПВИ-10ПЭ2 – при каждом нажатии гашетки О (второй ход) выстреливается по 6 снарядов.

При проведении ВСК СУВ (этап захвата РЛС) одновременно с проверкой РЛПК производится контроль выбранных к применению ракет Р-27(Э)Р1 или Р-27(Э)Т1. При отработке программы ВСК ракетами Р-27(Э)Р1, Р-27(Э)Т1 на щитке ПИ-10П появляются соответствующие зеленые бленкеры готовности.

Во всех режимах СУВ, кроме режима НАВИГАЦИЯ, на индикаторах СЕИ индицируется символ типа подвесного оружия, выбранного к применению

5.1.5. **Щитки и органы управления СУВ.**

На щитке управления СУВ левого борта кабины расположены следующие органы:

1. Семипозиционный переключатель режимов работы СУВ с положениями:
   - **φ_0** – обеспечивается применение по визуально видимой цели ракет с ТГС при отказе РЛПК и ОЭПС;
   - **НАВИГ** – для отображения на ИЛС навигационной информации от ПНК;
   - **ОЛС** – ведущим каналом назначается ОЭПС;
   - **РЛС** – ведущим каналом назначается РЛПК;
   - **ВЕРТ** – обеспечивается режим захвата визуально видимой цели в ближнем бою маневром самолета;
   - **ОПТ** – обеспечивается захват визуально видимой цели с помощью кнюппеля КУ-31;
   - **ШЛЕМ** – обеспечивается захват визуально видимой цели с помощью НСЦ.

2. Переключатель НАВЕД АВТ-РУЧН с положениями:
   - **АВТ** – для включения автоматического управления центром зоны обзора РЛПК или ОЛС, излучения РЛПК при работе истребителя в поле наведения наземной автоматизированной системы управления (НАСУ) или при целеуказании с ведущего самолёта и для автоматического ввода дальности с НАСУ после захвата цели РЛПК в режиме НПО или ОЛС;
   - **РУЧН** – для управления центром зоны РЛПК или ОЛС вручную и ручного

ввода дальности.

3. Три кнопки: ←, ↑, → – для ручного управления центром зоны обзора РЛПК или ОЛС. При нажатии кнопки центр зоны смещается в сторону, указанную стрелкой, на половину величины зоны обзора.

4. Переключатель ΔН на 11 положений (0, 2, 4, 6, 8, 10, -2, -4, -6, -8, -10) для установки центра зоны обзора РЛПК или ОЛС по углу места при ручном управлении.

5. Переключатель ИЗЛУЧ-ЭКВ-ОТКЛ с положениями:
   - **ЭКВ** – передатчик работает на эквивалент антенны при отсутствии команды излучения с НАСУ или на антенну с излучением СВЧ при прохождении команды с НАСУ в режиме КН;
   - **ИЗЛУЧ** – передатчик работает на антенну с излучением СВЧ энергии в открытое пространство;
   - **ОТКЛ** – передатчик отключен. Время включения передатчика при установке переключателя из положения ОТКЛ в положение ЭКВ или ИЗЛУЧ составляет 1-2сек.

6. Выключатель ЛД для включения лазерного дальномера.
7. Выключатель ЗАХВ АВТ-РУЧН с положениями:
   - **АВТ** – для автоматического перехода РЛПК из режима обзора в режим непрерывной пеленгации и автоматического захвата ОЛС первой обнаруженной цели;
   - **РУЧН** – для захвата цели вручную стробированием метки цели с помощью кнюппеля Ку-31.

8. Переключатель АПК-АП-ОТКЛ, используется при работе РЛПК в условиях помех. Выбор положения переключателя осуществляется после анализа радиолокационной обстановки, отображенной на ИЛС.

9. Переключатель ППС-АВТ-ЗПС с положениями:
   - **ППС** – задается режим высокой частоты повторения (ВЧП) зондирующих импульсов и признак передней полусферы в ракету при неполном приборном обеспечении (НПО);
   - **ЗПС** – задает режим средней частоты повторения (СЧП) зондирующих импульсов и признак задней полусферы в ракету при НПО;
   - **АВТ** – частота повторения зондирующих импульсов устанавливается автоматически с чередованием ВЧП и СЧП. Используется при отсутствии информации о полусфере и цели.

Для ОЭПС признак цели определяется положением переключателя при НПО или автоматически по данным РЛПК.

10. Переключатель АЗ-Д-ОБН-АЗ-V с положениями:
    - **АЗ-Д** – обзорная информация РЛПК в СЕИ отображается в координатах азимут-дальность;
    - **АЗ-V** – обзорная информация РЛПК в СЕИ отображается в координатах азимут-скорость сближения истребителя с целью;
    - **ОБН** – не используется;

На щитке управления РЛПК левого борта кабины расположены следующее органы:

1. Переключатель ПРОГРАММА на пять положений (1, 2, 3, 4, 5) для выбора

диапазона (участка) несущих частот передатчика РЛПК.

2. Переключатель ЛИТЕРА РЛС на шесть положений (1, 2, 3, 4, 5, 6) для выбора несущей частоты передатчика внутри участка.

Установку литера РЛПК выполнять в соответствии с таблицей:

Положение переключателя ЛИТЕРА РЛС	Положение переключателя ПРОГРАММА	Номера частотных каналов				
		1	2	3	4	5
	1	1	7	13	19	25
	2	2	8	14	20	26
	3	3	9	15	21	27
	4	4	10	16	22	28
	5	5	11	17	23	-
	6	6	12	18	24	-

3. Переключатель ЛИТЕРА 27 для выбора несущей частоты передатчика в режиме подсвета цели при пуске ракет с РТС.
4. Переключатель ЗАМЕР ДАЛЬН ГРУППА-ОДИН-ЮСТ-ОТКЛ – в полете не используется.

На щитке целераспределения и обеспечения групповых действий правого борта кабины расположены следующие органы:

1. Десять кнопок с сигнализаторами ЦЕЛИ (1-10) для выбора передаваемой цели и назначения цели на атаку.
2. Пять кнопок с сигнализаторами ИСТРЕБИТЕЛИ (1-4 и ГР) для выбора номера ведомого потребителя или номера взаимодействующей группы (нажата кнопка ГР).
3. Кнопка ВВОД для ввода выбранных кнопками номеров.
4. Кнопка СБРОС для снятия цели с атаки или с передачи. Назначение и порядок использования органов управления систем телекодовой связи, используемых при групповых действиях, изложены в разделе «Эксплуатация систем» (книга 2 РЛЭ).
5. Переключатель ФКП МЛП АВТ-ОТКЛ-РУЧН с положениями:
   - **АВТ**, для включения ФКП и МЛП перед атакой;
   - **ОТКЛ** – для отключения ФКП и МЛП между атаками;
   - **РУЧН** – для контроля УВД не используется.
6. Включатель ВСК Ш101, для включения режима встроенного тестового контроля СУВ.

На левом верхнем щитке приборной доски на ПВИ-10ПЭ2 расположены следующие органы управления и индикации:

- табло РАБОТА – для индикации вида оружия, выбранного для применения;
- два табло РЕЗЕРВ – для индикации вида оружия, находящегося во второй и третьей очереди применения;
- табло ОСТАТОК ВПУ – для индикации остатка боекомплекта ВПУ;
- табло ПУСТЫЕ БЛОКИ – для индикации наличия пустых блоков НРС;
- выключатель ГЛАВ ВКЛ с фиксацией, для блокировки цепей пуска, тактического сброса и стрельбы, а также включения охлаждения ТГС ракет Р-73Э;
- переключатель вариантов применения оружия с положениями:
  а) **ОДИН** – осуществляется пуск УР по одной при каждом нажатии гашетки подвесного оружия, производится сброс бомб или пуск НРС в установленном порядке;

б) **ЧАСТЬ** – осуществляется пуск УР по две при каждом нажатии гашетки подвесного оружия;

в) **СЕРИЯ 01 (02, 04)** производится сброс бомб или пуск НРС с установленным интервалом (серией);

- переключатель ВОЗДУХ-ЗЕМЛЯ – устанавливается в соответствующее положение при применении вооружения по воздушным или наземным целям;
- переключатель ПР АВТ-РУЧ, для формирования в СУО команды ПР по информации от СУВ (АВТ) или принудительного (РУЧ) (для ВПУ команда ПР формируется всегда независимо от положения переключателя);
- выключатель (с фиксацией) НЕУПР ПУСК (нажимной), для неуправляемого (аварийного) пуска ракет УР с АПУ;
- выключатель (с фиксацией) АВАР СБРОС (нажимной), для аварийного сброса оружия с АКУ или БД;
- выключатель ОТСЕЧКА, для стрельбы очередями по каждому нажатию гашетки О по 1/4 части (25 снарядов) боевого комплекта снарядов;
- кнопка СБРОС, для сброса пустых блоков НРС;
- переключатель ВЗРЫВ-НЕВЗРЫВ (с фиксацией), для взвода взрывателя при аварийном сбросе бомб на ВЗРЫВ.

На пульте индикации ПИ-10П, установленном на приборной доске, находится два ряда бленкеров, предназначенных для отображения наличия подвешенного оружия (бленкеры верхнего ряда желтого цвета) и его готовности к применению (нижний ряд бленкеров зеленого цвета).

Выключатель 73-ОХЛАЖДЕНИЕ на левой панели приборной доски, для управления охлаждением ТГС ракет Р-73Э.

На ручке управления самолетом (РУС) установлены:

- переключатель Б.БОЙ-Д.БОЙ, для выбора вида ракет ближнего боя, при наличии вместе с ними другого оружия;
- гашетка подвесного оружия П, для тактического пуска (сброса) всех видов подвесного оружия;
- гашетка О, для приоритетного выбора ВПУ (первый ход) и стрельбы из пушки (второй ход);
- кнюппель УПР.СТРОБОМ, для перемещения стробов ручного захвата по координатам АЗ-Д и АЗ-V при ведущем канале РЛПК и АЗ -угол места – при ведущем канале ОЭПС по полю ИЛС и для включения ЛД в режиме излучения при работе по наземным целям.

На РУД установлены:

- кнопка ВВОД, для выдачи команды на захват цели в РЛПК, ОЭПС и ракеты с ТГС, а также для ручного ввода в РЛПК и ОЭПС значений дальности до воздушной цели и для включения режима предварительной засечки при работе ОЭПС по наземным целям;
- кнопка ВЫБОР ПОДВЕСОК, для ручного перевыбора оружия при разнотипной загрузке на точках 1, 2, 3, 4, 9, и 10;
- кнопка СБРОС, для сброса цели с сопровождения ОЭПС, РЛПК, сброса цели головкой ТГС в режимах ОПТ, ШЛЕМ; для отключения ЛД при работе по наземным целям;
- потенциометр ВВОД ДАЛЬН, для установки значений дальности до цели в режиме ОБЗОР при наведении голосом.

На правом щитке приборов расположены следующие табло:

- **ИЗЛУЧ** – сигнализирует о наличии излучения РЛПК ВЧ-энергии в пространство;
- **ЗАХВАТ РЛС** – сигнализирует о захвате цели РЛПК и переходе в режим РНП;
- **ЗАХВАТ ОЛС** – сигнализирует о захвате цели ОЛС;
- **ЗАМЕР ДАЛЬН** – сигнализирует о наличии измеренной РЛПК дальности до цели.

На левой панели доски приборов расположены следующие потенциометры:

- УСИЛЕНИЕ ТП для устранения отметок ложных целей на ИЛС при работе ОЭПС в режиме обзора;
- БАЗА ЦЕЛИ (Б-С-М) для задания базового размера цели при использовании ВПУ в режиме ПРОГНОЗ-ДОРОЖКА и признака цели (Б – большая, С – средняя, М – малая) при применении всех ракет класса «воздух-воздух»;
- ЯРКОСТЬ НСЦ для выбора необходимой яркости символов прицеливания в НСЦ.

На щитке питания правой панели кабины расположен выключатель ОПС для включения РЛПК и ОЭПС.

5.1.6. Взаимодействие подсистем СУВ.

I. Взаимодействие РЛПК и ОЭПС с системой госопознавания.

Система госопознавания обеспечивает определение государственной принадлежности цели по принципу СВОЙ-ЧУЖОЙ.

При ведущем канале РЛПК в режиме ОБЗОР над меткой «своей» цели появляется метка опознавания.

При ведущем канале ОЭПС в режиме ОБЗОР опознавание не обеспечивается, а в режиме сопровождения цели опознавание обеспечивается только после перехода РЛПК в режим РНП.

II. Взаимодействие РЛПК и ОЭПС.

При совместной работе РЛПК и ОЭПС выбор ведущего канала осуществляется вручную или автоматически по логике работы СУВ и зависит: от положения переключателя режимов СУВ, от положений выключателей ИЗЛ и ЛД и выбранного типа ракет. При нажатии гашетки ВПУ О (первый ход) происходит автоматический выбор ведущего канала ОЛС независимо от положения указанных органов управления и выбранного типа ракеты, на ИЛС индицируется режим прицеливания ВПУ (ПРОГНОЗ-ДОРОЖКА или НЕСИНХРОННАЯ СТРЕЛЬБА).

а) взаимодействие РЛПК и ОЭПС в режиме ОБЗОР в ДРБ.

Выбор ведущего канала в ДРБ в режиме ОБЗОР определяется положением переключателя режимов работы СУВ. В положении РЛС назначается ведущий РЛПК, в положении ОЛС – ведущий ОЭПС. Центры зон обзора обоих каналов совпадают.

б) взаимодействие РЛПК и ОЭПС в ДРБ в режиме сопровождения.

При ведущем канале РЛПК (переключатель режимов работа СУВ в положении РЛС) из РЛПК в ОЭПС выдаются угловые координаты цели и дальность. ОЭПС производит захват цели по целеуказанию из РЛПК, при этом загорается табло ЗАХВ РЛС, ЗАХВ ОЛС и ЗАМЕР ДАЛЬН. Если при захвате цели РЛПК и ОЭПС и выбранных к применению ракет с ТГС

переключатель режимов работы СУВ установить из положения РЛС в положение ОЛС (независимо от положения выключателя ЛД), ведущим каналом становится ОЭПС.

При установке переключателя режимов работы СУВ из положения РЛС в положение ОЛС при наличии сопровождения цели РЛПК и отсутствии сопровождения цели ОЭПС ведущий канал не изменится. Переход в этом случае на ведущий канал ОЭПС можно осуществить через сброс захвата РЛПК.

При ведущем канале ОЭПС (переключатель режимов работы СУВ в положении ОЛС) из ОЭПС в РЛПК выдаются угловые координаты цели.

РЛПК переходит в режим КВО, при этом периодически в ОЭПС выдаётся информация о дальности и загорается табло ЗАХВ ОЛС, а на ИЛС должен высвечиваться символ ИЗЛ.

На дальности менее 15 км РЛПК из режима КВО переходит в режим РНП и в ОЭПС поступает информация о дальности, при этом загорается табло ЗАХВ РЛС, ЗАХВ ОПС и ЗАМЕР ДАЛЬНОСТИ, на ИЛС символ ИЗЛ горит постоянно.

При колебании индексов ДРмакс, ДРмин, Дтек на ИЛС и при необходимости пуска ракет необходимо нажать кнопку ВВОД. При этом РЛПК переходит в режим сопровождения цели (высветятся табло ЗАХВ РЛС, ЗАМЕР ДАЛЬН) обеспечивается надежное применение ракет и надежное госопознавание.

Если при захвате цели ОЭПС и РЛПК и выбранных к применению ракетах с ТГС переключатель режимов работы СУВ установить из положения ОЛС в положение РЛС (независимо от положения выключателя ЛД), ведущим каналом становится РЛПК.

При перевыборе ракет с ТГС на РГС ведущим каналом становится РЛПК.

При установке переключателя режимов СУВ из положения ОЛС в положение РЛС при наличии сопровождения цели ОЭПС и отсутствии сопровождения цели РЛПК ведущий канал не изменяется. Переход в этом случае на ведущий канал РЛПК можно осуществлять через сброс захвата ОЭПС.

III. Взаимодействие в БМБ.

1. В режиме ВЕРТИКАЛЬ ОЛС производит обзор в зоне ≈3°х60°, а РЛПК в зоне ≈5°х60°, при этом ведущим каналом назначается РЛПК, если включено ИЗЛ и отключен ЛД, а также при выбранных к применению ракетах с РГС независимо от положения выключателя ЛД. Во всех остальных случаях ведущим каналом назначается ОЭПС.

Если первым захватил цель ведомый канал, загорается табло ЗАХВ РЛС (ЗАХВ ОЛС), а на ИЛС остается обзорная информация ВЕРТИКАЛЬ. Если первым захватил цель ведущий канал, на ИЛС появляется захватная информация ведущего канала (а ведомый канал переходит на целеуказания от ведущего канала) и происходит захват цели без дополнительного нажатия кнопки ВВОД на РУД.

2. В режиме ШЛЕМ РЛПК назначается ведущим каналом после захвата цели при включенном ИЗЛ и отключенном ЛД, а также при выбранных к применению ракетах с РГС независимо от положения выключателя ЛД. Во всех остальных случаях ведущим каналом назначается ОЭПС.

При захвате цели любым каналом (ведущим или ведомым) на ИЛС высвечивается захватная информация захватившего канала и загорается соответствующее табло ЗАХВ ОЛС (ЗАХВ РЛС), а другой канал переходит на отслеживание целеуказаний от захватившего канала.

Если первым захватил цель ведомый канал, а вторым – ведущий, после захвата цели ведущим каналом захватная информация ведомого канала меняется на захватную информацию ведущего канала.

3. В режиме ОПТИКА логика взаимодействия аналогична логике взаимодействия в режиме ШЛЕМ.

IV. Взаимодействие при применении ВПУ.

При нажатии гашетки О (первый ход) происходит приоритетный выбор режима прицеливания ВПУ НЕСИНХРОННАЯ СТРЕЛЬБА (при наличии захвата ОЛС и дальности до цели от ЛД или РЛПК) или ПРОГНОЗ-ДОРОЖКА (при отсутствии измерения дальности до цели или захвата ОЛС).

При наличии захвата РЛПК и ОЛС и отсутствии дальности от ЛД для решения прицельной задачи используются угловые координаты от ОЛС и дальность от РЛПК, при этом точностные характеристики стрельбы из ВПУ снижаются.

5.1.7. **Особенности работы СУВ при полном (ППО) и при неполном (НПО) приборном обеспечении.**

СУВ обеспечивает применение УР и ВПУ в режимах:

- ППО, когда РЛПК и ОЭПС имеют полную информацию по параметрам, необходимым для решения боевых задач, при этом масштаб шкалы дальности принимает значения:

а) 150, 100, 50, 25, 10 и 5 км – при ведущем канале РЛПК;

б) 100,50,10 км – при ведущем канале ОЛС.

При атаке цели в режиме ППО на шкале дальности вместе с индексом (стрелкой) текущей дальности индицируются:

- индекс максимальной разрешённой дальности пуска, который считается алгоритмически для заведомо неманеврирущей цели (ДРмакс1);
- индекс максимальной разрешённой дальности пуска для заведомо маневрирующей цели (ДРмакс2);
- индекс минимальной разрешённой дальности пуска (ДРмин).

При выбранной к применению ВПУ (НЕСИНХРОННАЯ СТРЕЛЬБА) шкала дальности 1200 м высвечивается вокруг подвижного прицельного перекрестия, при этом каждая четверть перекрестия равна 300 м;

- НПО, в условиях помех при ведущем канале РЛПК и при отсутствии замеренной дальности до цели при ведущем ОЭПС. При ведущем канале РЛПК масштаб шкалы дальности в ППС – 100 км, в ЗПС – 50 км. Индекс текущей дальности находится внутри шкалы. При ведущем ОЛС – масштаб шкалы равен 10 км при отсутствии дальности.

При атаке цели при НПО на шкале дальности вместе с индексом текущей дальности индицируется один символ максимальной разрешённой дальности пуска (ДР) и отсутствует индекс текущего времени, оставшегося до встречи ракеты с целью.

В режиме НПО в дальнем ракетном бою (ДРБ) дальность до цели выдаётся:

а) при ведущем канале РЛПК – автоматически алгоритмом КМОД (кинематического метода определения дальности) или от НАСУ, которая остаётся приоритетной. При отсутствии дальности от НАСУ или КМОД можно ввести её вручную. Для ручного ввода Дальности необходимо установить переключатель НАВЕД АВТ-РУЧН на щитке управления СУВ в положение РУЧН и, вращая на РУД потенциометр ВВОД ДАЛЬН, установить по цифровой индикации на ИЛС (цифры подчёркнуты чертой) значение дальности, сообщённое голосом с КП, и нажать кнопку ВВОД. После ввода дельности вручную или от НАСУ, или КМОД индекс текущей дальности устанавливается в соответствующее введённой цифре положение и далее изменяется автоматически (экстраполируется);

б) при ведущем канале ОЭПС – автоматически от НАСУ индекс текущей дальности устанавливается в положение, соответствующее цифрам без черты на ИЛС, или вручную. Для ручного ввода дальности перевести переключатель НАВЕД АВТ-РУЧН в положение РУЧН и, вращая потенциометр ВВОД

ДАЛЬН, установить на ИЛС (цифры подчёркнутые чертой) дальность и нажать кнопку ВВОД. При НПО на шкале дальности ИЛС высвечивается метка максимальной разрешённой дальности пуска ракет. После ввода дальности вручную или от НАСУ появляется индекс текущей дальности, значение которой соответствует введённой дальности, и далее не изменяется.

Дальность вручную можно вводить, каждый раз устанавливая новую цифру, соответствующую новым данным с КП, и, нажимая после установки цифры, кнопку ВВОД. Индекс текущей дальности перемещается по шкале дискретно, принимая значения дальности, введённой вручную или от НАСУ.

Когда индекс текущей дальности установится ниже метки максимально разрешённой дальности пуска ракет, на ИЛС высветится индекс ПР.

Если нет возможности отслеживать вручную дальность, выдаваемую с КП, то вручную её можно вводить только один раз. Для этого установить значение дальности меньше значения, указанного меткой максимально разрешённой дальности пуска ракет, и нажать кнопку ВВОД. Индекс текущей дальности установится ниже метки ДРмакс и, если ракеты с ТГС захватили цель, загорится ПР. В этом случае продолжать пилотировать до фактического достижения введённой дальности, подтверждённой с КП голосом.

В режиме ППО при атаке цели в ППС целеуказания (ЦУ) и разовые команды (РК) подготовки к пуску ракет Р-27ЭР1 (Р1), Р-27ЭТ1 (Т1) выдаются сразу при захвате цели РЛПК или ОЭПС, в ЗПС – за 5-7 сек до максимальной разрешённой дальности пуска.

В режиме НПО ЦУ и разовые команды подготовки к пуску ракет Р-27ЭР1 (Р1), Р-27ЭТ1 (Т1) выдаются сразу при захвате цели РЛПК или ОЭПС при атаке в ППС и ЗПС.

При атаке цели при ППО полусфера атаки выдаётся на ОЛС автоматически и может соответствовать положению переключателя ППС-АВТ-ЗПС.

При отсутствии текущей или введённой вручную дельности в ДРБ при ведущем канале ОЭПС и при включённом выключателе ПР АВТ-РУЧ в положение РУЧ снижается вероятность поражения цели.

ППО в БМБ обеспечивается наличием замеренной дельности ЛД или РЛПК (при включённых соответствующих выключателях ЛД и ИЗЛ).

При работе СУВ в режиме НПО в БМБ (захват визуально видимой цели из режимов ОПТИКА, ШЛЕМ, ВЕРТИКАЛЬ) предусмотрен автоматический ввод нулевого значения дальности (стрелка текущей дальности стоит на нуле), на ракету автоматически выдаётся Д = 2 км и в СУО выдаётся разрешённая дальность пуска.

При применении ракет Р-73Э в режиме НПО в БМБ в СУВ может формироваться команда НОП (недопустимая ошибка прицеливания), на экране ИЛС начинает мигать символ ПР, а в НСЦ мигают прицельные кольца и перекрестие в противофазе. Пилотированием устранить ошибку прицеливания.

При наличии НОП можно пускать ракету Р-73Э, однако при этом снижается вероятность поражения цели.

В БМБ также можно ввести дальность вручную способом, указанным выше.

При НПО и выборе ВПУ реализуется прицеливание методом ПРОГНОЗ-ДОРОЖКА.

В этом режиме дальность можно оценить сравнением размера визуально видимой цели с шириной раструба воронки; самая широкая (верхняя) часть, примерно, соответствует 200 м, а самая узкая (нижняя) – 600 м при базе цели менее 30 м. При увеличении базы цели на каждые 10 м масштаб дальности увеличивается соответственно на 100 (например, при базе цели 30-40 м широкая часть соответствует 300 м, а узкая – 700 м).

5.1.8. **СУВ при действиях по наземным целям обеспечивает:**

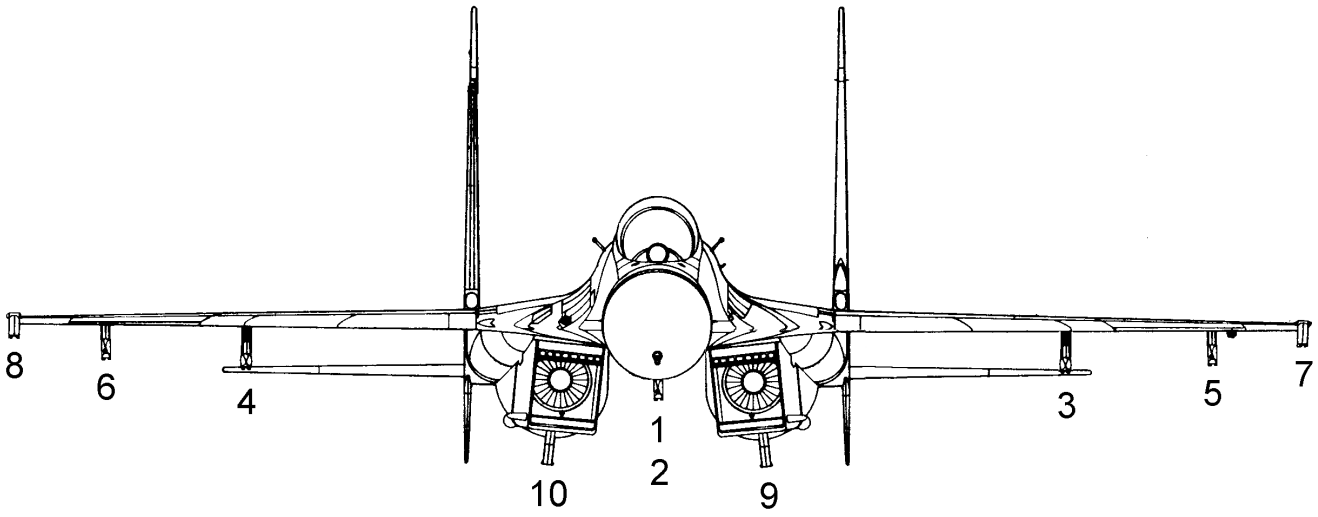
- автоматическое применение бомбардировочного, пушечного и ракетного (НРС) вооружения, которое задаётся установкой переключателя режимов СУВ в положение ОПТ и выбором этого оружия к применению. При применении ВПУ по наземным целям необходимо дополнительно

установить переключатель ЗЕМЛЯ-ВОЗДУХ на ПВИ-10ПЭ1(2) в положение ЗЕМЛЯ;

- ручной режим применения АБСП, который задаётся установкой переключателя СЕТКА-ДЕНЬ-НОЧЬ на ИЛС в положение СЕТКА.

5.1.9. В полёте обеспечивается контроль исправности СУВ в целом и отдельных её подсистем с выдачей сигналов отказов в систему «Экран» и индикацией рекомендаций на УСТ.

5.1.10. **Варианты размещения ракет «воздух - воздух» на самолете.**



Номер варианта	Точки подвески									
	8	6	4	10	1	2	9	3	5	7
1	**Р-73Э**	**Р-73Э**	**Р-73Э**					**Р-73Э**	**Р-73Э**	**Р-73Э**
2			**Р-27ЭТ1 (Р-27Т1)**					**Р-27ЭТ1 (Р-27Т1)**		
3			**Р-27ЭР1 (Р-27Р1)**	**Р-27ЭР1 (Р-27Р1)**	**Р-27ЭР1 (Р-27Р1)**	**Р-27ЭР1 (Р-27Р1)**	**Р-27ЭР1 (Р-27Р1)**	**Р-27ЭТ1 (Р-27Т1)**		
4			**Р-27ЭТ1 (Р-27Т1)**	**Р-27ЭР1 (Р-27Р1)**	**Р-27ЭР1 (Р-27Р1)**	**Р-27ЭР1 (Р-27Р1)**	**Р-27ЭР1 (Р-27Р1)**	**Р-27ЭТ1 (Р-27Т1)**		
5	**Р-73Э**	**Р-73Э**	**Р-73Э**	**Р-27ЭР1 (Р-27Р1)**	**Р-27ЭР1 (Р-27Р1)**	**Р-27ЭР1 (Р-27Р1)**	**Р-27ЭР1 (Р-27Р1)**	**Р-73Э**	**Р-73Э**	**Р-73Э**
6	**Р-73Э**	**Р-73Э**	**Р-27ЭР1 (Р-27Р1)**	**Р-27ЭР1 (Р-27Р1)**	**Р-27ЭР1 (Р-27Р1)**	**Р-27ЭР1 (Р-27Р1)**	**Р-27ЭР1 (Р-27Р1)**	**Р-27ЭТ1 (Р-27Т1)**	**Р-73Э**	**Р-73Э**
7	**Р-73Э**	**Р-73Э**	**Р-27ЭТ1 (Р-27Т1)**	**Р-27ЭР1 (Р-27Р1)**	**Р-27ЭР1 (Р-27Р1)**	**Р-27ЭР1 (Р-27Р1)**	**Р-27ЭР1 (Р-27Р1)**	**Р-27ЭТ1 (Р-27Т1)**	**Р-73Э**	**Р-73Э**

1. Ограничения по скорости в зависимости от варианта размещения ракет:
   - 1-2 – не более 1300 км/ч;
   - 3-7 – не более 1200 км/ч.
2. При любом варианте несимметричной подвески максимальная положительная перегрузка уменьшается на ΔПу=2, а выход на отрицательную перегрузку запрещается.
3. В варианте основной подвески (2хР-73Э на точках 7, 8 и 2хР-27ЭР1 (2хР-27Р1) на точках 1, 2) – без ограничений по скорости.
4. Во всех вариантах подвески могут применяться неполные боекомплекты ракет.
5. Допускаются варианты несимметричной подвески ракет, за исключением полной односторонней и вариантов с дисбалансом взлетной массы не более 450 кг.
6. На симметричных точках допускается подвеска только однотипных ракет.

7. Встроенная пушка применяется во всех вариантах с подвесным оружием и без него.
8. Для обучения и тренировки летного состава по применению боевых ракет типа Р-27 во всех режимах СУВ. за исключением режима φ_o для ракет с ТГС, используются учебно-тренировочные ракеты Р-27УТ, укомплектованные различными типами ГСН. Ракеты применяются в режимах: 470-1УТМ с РГС, 470-ЗУТМ с ТГС. Установка режима производится при наземной подготовке путем перестыковки разъема, расположенного в торцевой части ракеты. Готовность ракеты к повторной атаке обеспечивается автоматически через 1-2 минуты с момента сброса цели РЛПК.
9. В учебно-тренировочных полетах ракеты Р-73Э применять только с 5, 6 или 3, 4 точек подвески (для исключения разрушения остекления АНО).
10. Допускается попарная симметричная подвеска ракет Р-27ЭР1 и Р-27Р1 одновременно на разных парах точек.

5.1.11. **Условия пуска управляемых ракет.**

<table>
<tr><th rowspan="2">Параметры</th><th colspan="5">Ракеты</th></tr>
<tr><th>Р-73Э</th><th>Р-27Т1</th><th>Р-27ЭТ1</th><th>Р-27Р1</th><th>Р-27ЭР1</th></tr>
<tr><td>1. Допустимые метеоусловия и время суток.</td><td colspan="3">Вне облачности днем и ночью на фоне облаков, земли и водной поверхности при пеленге солнца или солнечной «дорожки» не менее 15 и пеленге луны не менее 4°, в том числе по наземным теплоконтрастным целям.</td><td colspan="2">В любых метеоусловиях днем и ночью.</td></tr>
<tr><td rowspan="2">2. Диапазон дальностей пуска при их расчете СУВ в зависимости от условий атаки, км Нн=Нц=0-10 км</td><td rowspan="2">В ППС от 1,5 до 30
В ЗПС от 0,6 до 13</td><td rowspan="2">В ППС от 2 до 33
В ЗПС от 0,7 до 5,5</td><td rowspan="2">В ППС от 2 до 52,5
В ЗПС от 0,7 до 12,5</td><td>В ППС от 2 до 42,5
В ЗПС от 0,7 до 7,5</td><td>В ППС от 2 до 65,5
В ЗПС от 0,7 до 16,5</td></tr>
<tr><td colspan="2">При работе в ЗПС на фоне земли при типе цели МЦ и Н < 3 км
Дп ≤ 3 км Дп ≤ 6 км</td></tr>
<tr><td>3. Диапазон дальностей при их визуальной оценке (по информации с КП), км</td><td>В ППС от 1,5 до Нп+0,5
В ЗПС от 0,6 до (Нп/2)+2</td><td>В ППС от 2 до 2Нп+10
В ЗПС от 0,7 до (Нп/2)+2</td><td>В ППС от 2 до 3Нп+15
В ЗПС от 0,7 до Нп+3</td><td>В ППС от 2 до 2Нп+10
В ЗПС от 0,7 до (Нп/2)+3</td><td>В ППС от 2 до 3Нп+15
В ЗПС от 0,7 до Нп+3</td></tr>
<tr><td>4. Диапазон высоты полета цели, м</td><td>20 – 2000</td><td>20 – 25000</td><td>20 – 27000</td><td>20 – 25000</td><td>20 – 27000</td></tr>
<tr><td>5. Допустимая величина превышения (принижения) между целью и перехватчиком, км</td><td>± (1,5+0,2Нц)</td><td>± 10</td><td>± 12</td><td>± 10</td><td>± 12</td></tr>
<tr><td>6. Допустимые перегрузки самолета при пуске</td><td>0 – 8 (7 при скольжении не более 2-х диаметров шарика)
(0 – 5 с ВСУ)</td><td colspan="2">0 – 7 (6 при скольжении не более 2-х диаметров шарика)</td><td colspan="2">0 – 5 (угловая скорость крена не более 50 град/сек)</td></tr>
</table>

Условия пуска ракет по точкам подвески

Тип ракет	Точки подвески	Диапазон ракет
Р-73Э	3, 4	Н ≤ 15000 м на V ≤ 300 – 1000 км/ч (до М = 2,2)
Р-73Э	5, 6, 7, 8	Н = 15000 – 18000 м на V ≥ 650 км/ч (до М = 2,35) Н < 15000 м на V = 300 – 1100 км/ч (до М = 2,2)
Р-27ЭР1 (Р-27ЭТ1, Р-27Р1, Р-27Т1)	3,4	Н = 15000 – 18000 м на V ≥ 650 км/ч (до М = 2,2) Н < 15000 м на V = 300 – 1100 км/ч (до М = 0,6-2,2)
Р-27ЭР1 (Р-27Р1)	9, 10, 2, 1	Во всем диапазоне боевого применения на М ≥ 0,6

Пуски ракет Р-73Э по мишени Ла-17 выполнять в ЗПС с принижением относительно мишени при ракурсах не более 2/4 на дальностях не менее 1000 м.

Стрельбу из пушки производить на Н 15000 м – на скорости 300 – 1100 км/ч (М ≤ 1,7), на Н = 15000 – 16000 м – на скорости от 450 км/ч до М = 1,7 с перегрузками 0 – 6, со скольжением не более двух диаметров шарика на всех режимах работы двигателей.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Для обеспечения термостойкости и живучести стволов пушки ГШ-301 стрельбу из ВПУ выполнять только в режиме ОТСЕЧКА. После отстрела 50 снарядов перерыв в стрельбе не менее 3 минут.

5.1.12. **Варианты размещения средств поражения наземных (надводных) целей с ракетами Р-73Э на точках 5 и 6, с контейнерами изд. Л203ИЭ на точках 7 и 8.**

Вариант	Тип подвесок	Точки подвески								Взлетная масса при основной заправке 4970 кг
		5	3	9	2	1	10	4	6	
1*	С-25	Р-73Э	+					+	Р-73Э	24010
2*	С-8	Р-73Э	+					+	Р-73Э	23830
3*	С-13	Р-73Э	+					+	Р-73Э	24110
4	П-50-75	Р-73Э	+	+	+	+	+	+	Р-73Э	23760
5	АБ-500	Р-73Э	+	+	+	+	+	+	Р-73Э	26310
6	РБК-500	Р-73Э	+	+	+	+	+	+	Р-73Э	26310
7	АБ-250	Р-73Э	++ +	+ +	+	++ +	+ +	++ +	Р-73Э	27310
8	ЗБ-500	Р-73Э	+	+	+	+	+	+	Р-73Э	25560
9	АБ-100	Р-73Э	++ ++ ++	++ ++ ++	++ ++ ++	++ ++ ++	++ ++ ++	++ ++ ++	Р-73Э	27430

* – варианты размещения с загрузкой по одному блоку НРС на точках 3 и 4 используются для учебных целей, при этом индикация на ЩНП-10П установки ПУС-36-71 в БДЗ-УСК-Б не предусмотрена.

5.1.13. **Варианты размещения средств поражения наземных (надводных) целей**

с ракетами Р-73Э на точках 7 и 8.

Вариант	Тип подвесок	Точки подвески									Взлетная масса при основной заправке 4970 кг
		7	5	3	9	1	2	10	4	6	8	
1	С-25	Р-73Э		++					++		Р-73Э	24740
2	С-8	Р-73Э		++					++		Р-73Э	24380
3	С-13	Р-73Э		++					++		Р-73Э	24940
4	П-50-75	Р-73Э	+	+	+	+	+	+	+	+	Р-73Э	23630
5	АБ-500	Р-73Э		++	+	+	+	+	++		Р-73Э	27070
6	РБК-500 (ЗБ-500)	Р-73Э		++	+	+	+	+	++		Р-73Э	27070 (26070)
7	АБ-250	Р-73Э	+	++ +	++	++ +	+	++	++ +	+	Р-73Э	27530
8	АБ-100	Р-73Э	+	++ ++ +	++ ++ ++	++ ++ ++	++ ++ ++	++ ++ ++	++ ++ ++	+	Р-73Э	27430

1. Ограничения по скорости и перегрузке (Gт ≤ 4200 кг) для вариантов:
   - 1-4 – V ≤ 900 км/ч (M ≤ 0,85), Пу ≤ 6,0;
   - 5-8 – V ≤ 900 км/ч (M ≤ 0,85), Пу ≤ 5,5;

   Максимальная скорость сброса ЗБ – 750 км/ч.
   При полете с БДЗ-УСК-Б, МБДЗ-У6-68 и балками-спарками:

   V ≤ 900 км/ч — M ≤ 0,85, Пу = 6,5; 0,85 < M ≤ 1,25, Пу = 5,0; 1,25 < M ≤ 1,5, Пу = 6,0;

2. Максимальная отрицательная перегрузка при любом остатке топлива во всех вариантах Пу = -1,0.

3. Могут применяться варианты с неполной симметричной загрузкой боеприпасами и несимметричная подвеска боеприпасов при дисбалансе не более 750 кг.

4. Сброс АБСП (в том числе доработанных РБК) на скорости более 700 км/ч производить только с отталкиванием (принудительным отделением).

5. Взлетные массы в таблицах даны с патронами ВПУ, АПП-50.

5.1.14. **Условия пуска НРС и стрельбы из пушки по наземным (надводным)**

целям.

Параметры	Ракеты					Пушка при подвешенных блоках НР
	С-8 (А, АС, Б, В, КО, М, ОФ, П, С)	С-13 (Т)	С-13ОФ	С-25О	С-25ФО (С-25ОФМ)	
Диапазон высот в начале атаки, м	500 – 3500	500 – 4000	550 – 4000	600 – 4000	600 – 4000	400 - 3000
Диапазон скоростей в начале атаки, км/ч	350 – 900	350 – 900	350 – 900	350 – 900	360 – 900	350 – 900
Диапазон углов пикирования, °	10 – 40	10 – 40	10 – 40	10 – 40	10 – 40	10 – 40
Диапазон высот пуска (стрельбы), м	300 – 1700	300 – 1800	350 – 1800	400 – 1800	400 – 1800	200 – 1400
Диапазон путевых скоростей пуска (стрельбы), км/ч	550 – 900	550 – 900	550 – 900	550 – 900	550 – 900	550 – 900
Максимальная дальность пуска (стрельбы), м	2300	3000	3000	3000	3000	1800
Минимальные безопасные дальности начала вывода из атаки, м	по команде ОТВ	по команде ОТВ	по команде ОТВ	по команде ОТВ	по команде ОТВ	по команде ОТВ
Минимальная высота пролета над взорвавшимся боеприпасом, м	350	350	550	600	650	200
Время стрельбы до полного израсходования боекомплекта, с	2	3,5	3,5	0,5	0,5	6 очередей длительностью до 1 сек.

5.2. **Общий порядок действий при выполнении полета с применением оружия.**

После пуска УР или НРС, или стрельбы из ВПУ проконтролировать режим работы двигателей. При неустойчивой работе и недопустимых изменениях параметров двигателей действовать в соответствии с рекомендациями, приведенными в разделе «Особые случаи в полете».

В случае подрыва ракет после их пуска на траектории полета самолета пилотировать самолет таким образом, чтобы пройти через центр облака подрыва ракеты или с безопасной стороны в зависимости от дальности подрыва ракеты. В случае несхода с АПУ или несброса с АКУ ракеты после нажатия гашетки П при наличии ПР продолжать выполнение задания с оставшимся на борту оружием.

После окончания выполнения отключить выключатели ГЛАВ ВКЛ, ЛД, ИЗЛ, ФКП, МЛП.

После посадки с оставшимся на борту боекомплектом, а также в случае несхода ракет или задержки в стрельбе из ВПУ, соблюдая меры безопасности, зарулить в специально отведенное место для предварительного осмотра вооружения и установки наземных

предохранительных чек, после чего продлить руление на стоянку.

Для выполнения учебных полетов, в случае отсутствия учебных ракет, допускается использование заглушек-имитаторов ЗИ-470КЭ.

При полетах на боевое применение допускается кратковременное высвечивание на УСТ сигнала СУО РАБОТАЙ ВПУ, не требующее от летчика каких-либо действий.

5.2.1. **Этапы выполнения задания с применением оружия.**

Процесс выполнения полета подразделяется на следующие этапы:

- подготовка к полету;
- выход в боевое соприкосновение с целью (командное наведение, бортовое наведение, бортовой поиск, наведение голосом, привязка по наземным ориентирам);
- атака воздушной цели (самонаведение, прицеливание и применение оружия) или атака наземной цели (прицеливание и применение оружия**);**
- выход из атаки.

5.3. **Подготовка к полету на перехват.**

5.3.1. Перед полетом с применением вооружения принять доклад о готовности самолёта и вооружения к полёту, варианте, типе и количестве подвешенного оружия, количестве заряженных снарядов ВПУ.

5.3.2. Произвести внешний осмотр и убедиться в следующем:

- в АПУ, АКУ и БД установлены наземные предохранительные чеки;
- защитные колпачки ОЭПС и головок ракет сняты;
- подвешенное оружие не имеет внешних повреждений;
- на крыльях ракет отсутствуют струбцины;
- вариант подвески оружия соответствует заданию на полёт.

5.3.3. После посадки в кабину убедиться, что органы управления СУВ находятся в исходных положениях:

Наименование щитка и трафарет органа управления	**Исходное положение**
Щиток управления СУВ	
Кнопки ЦЗ	ЦЗ↑
Переключатель режимов СУВ	НАВИГ
Переключатель ΔН	О
НАВЕД АВТ-РУЧН	РУЧН
ИЗЛУЧ-ЭКВ-ОТКЛ	ОТКЛ
ЛД ОТКЛ	ОТКЛ
ЗАХВАТ АВТ-РУЧН	РУЧН
АПК-АП-ОТКЛ	ОТКЛ
ППС-АВТ-ЗПС	ППС
АЗ-Д – ОБН – АЗ-V	АЗ-Д
Щиток управления РЛПК	
ЛИТЕРА РЛС	Установлены заранее и опломбированы.
ЛИТЕРА 27	
ПРОГРАММА	
ЗАМЕР ДАЛЬН-ГРУППА-ОДИН-ЮСТ-ОТКЛ	ОТКЛ
Щиток целераспределения	

Наименование щитка и трафарет органа управления	Исходное положение
Кнопки: - ВВОД	Не нажаты, сигнализаторы не горят
- СБРОС	
- ЦЕЛИ 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10	
- ИСТРЕБИТЕЛИ 1, 2, 3, 4, ГР	
ФКП МЛП АВТ-ОТКЛ-РУЧН	ОТКЛ
ВСК Ш-101	Отключен
Щиток питания	
ОПС	Отключен
ИНДИКАЦИЯ	Отключена
Верхний щиток ПВИ-10ПЭ2	
Переключатель вариантов применения оружия	ОДИН
ПР АВТ-РУЧ	ПР АВТ
ГЛАВ ВКЛ	В нижнем положении (под скобой, отключен)
ВОЗДУХ-ЗЕМЛЯ	ВОЗДУХ
НЕУПР ПУСК	Среднее положение (зафиксировано скобой)
АВАР СБРОС	Отключен
ВЗРЫВ-НЕВЗРЫВ	НЕВЗРЫВ (зафиксировано скобой)
ОТСЕЧКА	ОТСЕЧКА
ТОРМ-БЕЗ ТОРМ	БЕЗ ТОРМ
На левой панели доски приборов	
73-ОХЛАЖД	Нижнее положение (отключено)
БАЗА ЦЕЛИ (Б-С-М)	Среднее (С)
УСИЛЕНИЕ ТП	Правое крайнее положение
ЯРКОСТЬ НСЦ	Максимальная
На РУС	
Б.БОЙ-Д.БОЙ	Д.БОЙ
ГАШЕТКА ПОДВ	Скоба откинута вверх
ГАШЕТКА ОГОНЬ	Скоба в верхнем положении
На РУД	
Потенциометр ВВОД ДАЛЬН	Крайнее положение – от себя до упора.

Выполнить следующие действия:

- при включенных на щитке распределительных устройств выключателях СПЕЦСИСТЕМЫ № 1 и № 2 убедиться в том, что на пульте ПИ-10П не высветились желтые бленкеры наличия подвесок. В случае высвечивания желтых бленкеров дать команду «Отключить питание СУО на щитке ЩНП», после отключения они погаснут;
- установить переключатели ППС-АВТ-ЗПС, ТОРМ-БЕЗ ТОРМ, ΔН и вариант применения оружия в положение, соответствующие заданию на полет;
- на щитке СО переключатель режимов работы ответчика установить в положение БАН, при работе в режиме СПК;
- на пульте управления (Г6-16) изделием 11Г6 переключателями ВОЛНА, РАЗНОС и ШИФР выставить радиоданные, согласно полетному заданию и

выбрать, нажатием кнопки, соответствующий заданию режим работы СПК или АЛМ;
- проверить работу изделия 11Г6 (прохождение стартов наземных ПН);
- после запуска двигателей убедиться, что на щитке ПИ-10П высветились жёлтые бленкеры наличия всего подвешенного оружия. Если на подвесках находится оружие для действий по наземным целям, то под бленкерами наличия на соответствующих точках высветятся зеленые бленкеры готовности, которые высвечиваются независимо от выбранного к применению типа оружия;
- включить выключатели ОПС и ИНДИКАЦИЯ;
- перед выруливанием со стоянки или на ВПП дать команду технику самолёта на снятие (показ) предохранительных чек оружия.

5.4. **Программы полета на перехват воздушных целей.**

5.4.1. При перехвате воздушных целей, в зависимости от скорости и высоты их полета, могут быть использованы следующие типовые программы (профили), рис. 18, 19:
- форсажные – при ближнем перехвате;
- бесфорсажные или комбинированные – при дальнем перехвате.

Полет по данным программам (профилям) выполняется в автоматическом, директорном и ручном управлении самолетом при наведении с наземного АСУ. Указанные программы оптимальны по расходу топлива и времени и используются для достижения максимальных рубежей перехвата воздушных целей. При наведении истребителя на воздушную цель голосом с ПН профили полета на перехват могут отличаться от указанных.

5.4.2. Форсажная программа выполняется на полном форсаже до окончания атаки по следующему профилю:
- взлет и набор высоты 11000 м на числе М = 0,9-0,95 (позиция 1-2-3);
- разгон на Н=11000 м до числа М=1,3; 1,8; 2,0. Выход на числа М = 2 выполняется с разгоном до Vпр = 1200 км/ч, далее набором высоты на постоянной скорости Vпр = 1200 км/ч до достижения числа М = 2,0;
- набор высоты на числах М = 0,9; 1,3; 1,8; 2,0 позиция д-е; а-б; в-г; 5-6 и полет до команды ВЕРТИКАЛЬ (набор высоты на М = 0,9 выполнять на режиме МАКСИМАЛ);
- выход на высоту атаки цели по команде ВЕРТИКАЛЬ до этапа самонаведения.

5.4.3. Бесфорсажная программа полета на перехват воздушных целей применяется для достижения максимальных рубежей перехвата и выполняется по следующему профилю:
- взлет на режиме МАКСИМАЛ и набор высоты 11000 м на Vист = 860 км/ч;
- разгон до числа М = 0,9, набор высоты и крейсерский полет на М = 0,9 (полет по потолкам) до команды ВЕРТИКАЛЬ.

5.4.4. Комбинированная программа предусматривает взлет, набор высоты, полет по потолкам на режиме МАКСИМАЛ с последующим включением форсажной программы.

5.4.5. Снижение на высоту атаки цели выполнять по разовой команде ВЕРТИКАЛЬ-1 при Нзад Нполета.

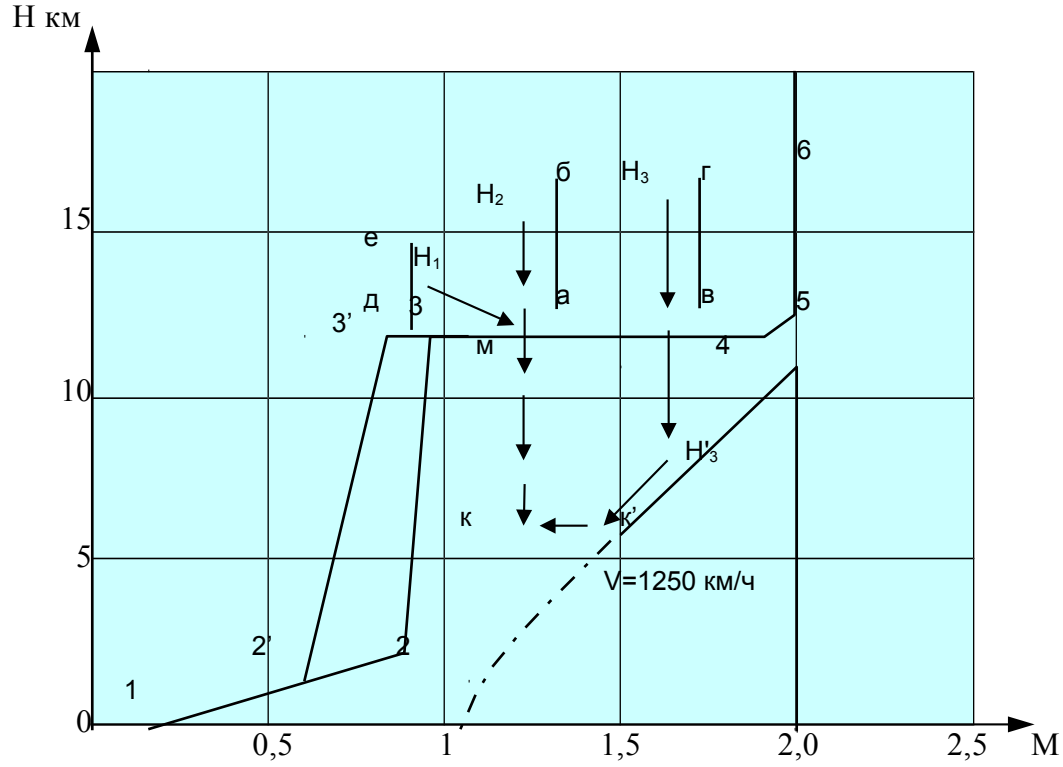


Рис. 18.

1-2-3-4-5-6 – программа набора высоты и скорости на полном форсаже при ближнем варианте перехвата;

1-2'-3'-д-е – набор высоты крейсерского полета на максимальном режиме работы двигателей;

1-2'-3'-4-5-6 – программа набора высоты и скорости при дальнем варианте перехвата;

д-е, а-б, в-г – сходы с базовой программы;

H_1-м-к, H_2-м-к, H_3-H'_3-к'-к – программы снижений.

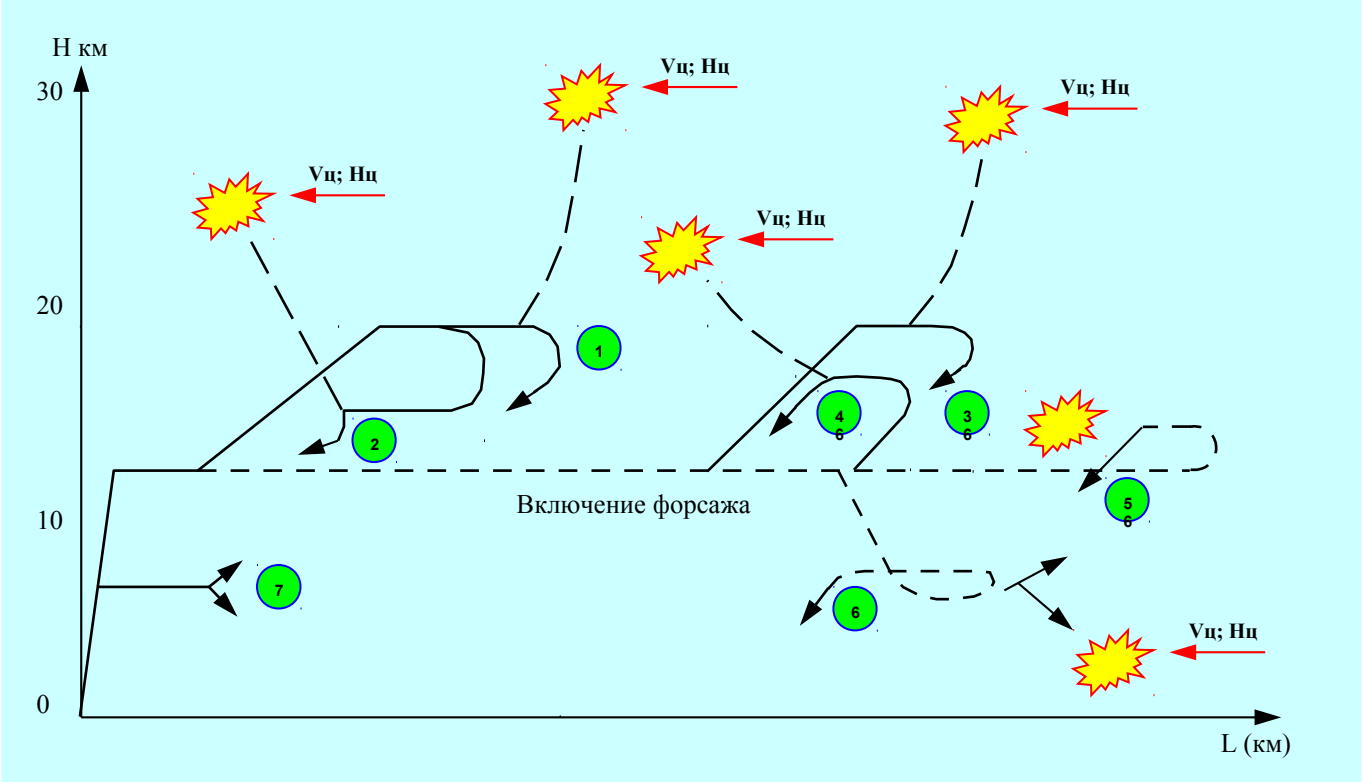


Рис. 19. Типовые профили полета при перехвате воздушных целей.

1, 2 – атака целей в ППС и ЗПС при ближнем варианте перехвата в стратосфере.

3, 4 – атака целей в ППС и ЗПС при дальнем варианте перехвата в стратосфере.

5, 6 – атака целей в ППС и ЗПС на больших, средних и малых высотах при дальнем перехвате.

7 – атака целей в ППС и ЗПС при ограниченной дальности обнаружения.

Возможны два случая:

1. $V^{ист}_{зад} \leq V^{ист}_{пол}$ или 2. $V^{ист}_{зад} > V^{ист}_{пол}$

1. В случае, когда $V^{ист}_{зад} \le V^{ист}_{пол}$ выполнить снижение с выдерживанием текущего значения М до Н ≈ Нзад+(1…1,5) км, после чего осуществляется плавный переход к стабилизации Нзад (с $П^{изб}_{у} \approx 1$) и торможению до Vзад.

Если раньше, чем Н сравняется с Нзад + (1…1,5) км, достигается Vприб ≈ 1150 км/ч, стабилизируется высота, на которой Vприб ≈ 1250 км/ч и Vист = $V^{ист}_{зад}$ при $V^{ист}_{зад} \approx V^{ист}_{пол}$.

Если $V^{ист}_{зад} < V^{ист}_{пол}$ – снижение продолжать с выдерживанием Vприб ≈ 1250 км/ч (для этого установить РУД в положение от МАЛОГО ГАЗА до среднего между МАЛЫМ ГАЗОМ и МАКСИМАЛ) до Н = Нзад+(1…1,5) км и т.д.

2. В случае, когда $V^{ист}_{зад} > V^{ист}_{пол}$, выполнить снижение с разгоном до $V^{ист}_{зад}$ (Мк), после чего снижение продолжается так же, как до Vприб ≈ 1150 км/ч.

На участках стабилизации М (Мпол в случае 1 или Мзад в случае 2) снижение выполнять следующим образом:

- при Мпол ≈ 0,9 установить режим МАЛЫЙ ГАЗ и постепенно увеличить (от ≈ 30 м/с на Н = 12 км до 50 м/с на Н = 10 км и 90 м/с на Н = 5 км);
- при Мпол ≈ 1,3 установить режим МАЛЫЙ ГАЗ и выйти на Vy = 100 м/с при Н > 12 км; при Н ≤ 12 км увеличить Vy до 140 – 150 м/с и дальше выдерживать её; при Н ≈ 10 км установить режим МАКСИМАЛ;
- при Мпол ≈ 1,8 установить режим МАКСИМАЛ, выйти на Vy 140 – 150 м/с и удерживать её;
- при Мпол ≈ 2,0 установить режим МИНИМАЛЬНЫЙ ФОРСАЖ, выйти на Vy ≈ 140 – 150 м/с и удерживать её;

В процессе снижения выдерживать число М.

При его уменьшении (более чем на ≈ 0,05), увеличить положение РУД на 1/4 – 1/2 полного хода.

При разгоне – уменьшить положение РУД на ≈ 1/4 полного хода.

Приведение к Нзад начать за ≈ 1 км при М = 0,9 и за ≈ 1,5 км при М ≈ 1,3-1,8-2,0. При этом перевести РУД в положение МАКСИМАЛ (при М ≈ 0,9) и до положения МИНИМАЛЬНЫЙ ФОРСАЖ (при М ≈ 1,3-1,8-2,0).

На больших удалениях от аэродрома посадки после окончания атаки цели полет на аэродром посадки осуществлять на высоте 11000 – 12000 м на числах М = 0,8-0,85.

После атаки цели снижение до Н = 12000 м осуществлять на V = 500 км/ч при работе двигателей на МАЛОМ ГАЗЕ.

После атаки цели, летящей на Н < 11000 м выполнить набор высоты 11000 – 12000 м на Vист = 860 км/ч при работе двигателей на максимальном режиме.

Снижение с высоты 12000 м до высоты захода на посадку выполнять на Vпр = 500 км/ч.

5.5. **Выход в боевое соприкосновение с целью.**

Выход в боевое соприкосновение с целью при наведении с НАСУ осуществляться выполнением маневров в горизонтальной и вертикальной плоскости при ручном, директорном или автоматическом управлении самолетом по информации, принимаемой по каналам радиолинии управления в режимах командного наведения (КН), бортового наведения (БН) и бортового поиска (БП).

КН – режим, когда команды управления формируются и передаются с ПН АСУ.

БН – режим, когда команда управления формируются в СУВ по регулярной координатной информации о цели с ПН АСУ.

БП – режим, когда команды управления формируются в СУВ по разовой (нерегулярной) координатной информации о цели с ПН АСУ.

Режим БП может быть назначен с ПН НАСУ или возникнуть автоматически из режима КН (с координатной поддержкой) или из режима БН при отсутствии информации от

АСУ более 60 сек.

Наведение в режимах БН и БП производится только при ведущем канале РЛПК (переключатель режимов СУВ в положении РЛС). Если при ведущем канале ОЭПС (переключатель в положении ОЛС) на ИЛС начинает мигать символ БН или БП, то необходимо переключатель режимов СУВ установить в положение РЛС.

5.5.1. Наведение на воздушную цель при отключенном режиме САУ-АВТОМ по командам с НАСУ осуществляется в следующем порядке:

- в наборе высоты установить связь с ПН;
- установить переключатель режимов СУВ из положения НАВИГ в положение РЛС (ОЛС), а переключатель ИЗЛУЧ-ЭКВ-ОТКЛ в положении ЭКВ;
- установить ручку потенциометра БАЗА ЦЕЛИ (Б-С-М) в положение, соответствующее типу цели, указанной с ПН, или в соответствии с заданием (крайнее левое – цель малая, крайнее правое – цель большая, среднее положение – цель средняя);
- установить переключатель НАВЕД АВТ-РУЧН на щитке управления СУВ в положение АВТ и пилотировать самолет по командам наведения в горизонтальной и вертикальной плоскостях в ручном режиме управления самолетом;
- управление по курсу выполнять совмещением метки наведения (кольцо малого диаметра) с перекрестием на ИЛС или совмещением индекса отклонения от заданного курса с неподвижной меткой на верхнем обрезе экрана ИПВ (рис.20);
- набор высоты выполнять в соответствии с программами полета на перехват. Высоту атаки цели выбирать самостоятельно, после высвечивания на ИЛС индекса В (вертикаль), используя информацию о высоте цели.

Направление маневра в вертикальной плоскости определить по значению собственной высоты и высоты цели.

В горизонтальной плоскости продолжать выполнение курсовых команд:

- при высвечивании на ИЛС индекса Ф включить форсаж двигателей и выполнить форсажную программу, осуществляя разгон до заданной скорости (на ИЛС индицируются истинная заданная и собственная скорость полета);
- после поступления с ПН команды ИЗЛУЧЕНИЕ на ИЛС появляется символ ИЗЛ.

При индикации на ИЛС мигающего сигнала ИЗЛ установить переключатель ИЗЛ-ЭКВ-ОТКЛ в положение ИЗЛ, при этом на ИЛС символ «ИЗЛ» перестает мигать. При включении излучения автоматически или вручную высвечивается табло ИЗЛУЧ на приборной доске.

В режиме НАВЕДЕН АВТ символ «ИЗЛ» на ИЛС мигает только при ведущем канале РЛПК.

Установить выключатель ЗАХВ АВТ-РУЧН в положение ЗАХВ АВТ.

При ведущем канале ОЭПС, прежде чем установить выключатель в положение ЗАХВ АВТ, следует убедиться в отсутствии фоновых (от облаков, земли, водной поверхности, солнца) помех на экране ИЛС.

При наличии меток помех их следует убрать потенциометром УСИЛЕНИЕ ТП.

Управление центром зоны производится автоматически. При обнаружении своей цели над меткой цели индицируется метка опознавания (при ведущем РЛПК).

В режиме КН (ведущий РЛПК) на ИЛС индицируется строб захвата, который перемещается по экрану в соответствии с дальностью, передаваемой с ПН (индикация в

режиме наведения показана на рис. 21). При появлении цели в стробе автоматически происходит её захват и переход РЛПК в режим непрерывной пеленгации (РНП).

В режимах бортового наведения и бортового поиска (ведущий канал РЛПК) производится автоматический захват назначенной на атаку цели при входе её в зону возможных пусков ракет или при достижении дальности до цели менее 40 км в ППС и менее 20 км – в ЗПС.

При необходимости захвата цели на большей дальности нажать кнопку ВВОД на РУД. При отсутствии автоматического захвата цели произвести её захват вручную.

В режиме КН (при ведущем канале ОЭПС) первая обнаруженная цель захватывается автоматически и становится на автосопровождение.

При перехвате бесфорсажных (Vц ≤ 700-800 км/ч) маловысотных (Нц ≤ 2,5 км) воздушных целей в режиме КН с ведущим каналом ОЭПС управление осуществлять по метке наведения со снижением на высоту Нзад = Нц+1,5 км с последующим её выдерживанием.

5.5.2. При перенацеливании самолета на другую воздушную цель на ИЛС появится символ «!» (команда перенацеливания).

5.5.3. При наведении возможна передача управления наведением с одного ПН на другой и смена радиоданных. При автоматической перестройке радиоданных на щитке управления 11Г6 загорается лампа АВТ, а на индикаторах отразятся радиоданные, полученные с нового ПН. В телефонах прослушивается сигнал.

При ручной смене радиоданных по информации с ПН необходимо переключатели ВОЛНА, РАЗНОС и ШИФР установить в положения, соответствующие заданным значениям и нажать кнопки выбора режимов СПК (АЛМ).

5.5.4. Наведение на воздушную цель голосом с ПН осуществляется в следующем порядке:

- выбрать ведущий канал (РЛПК или ОЭПС);
- по команде с ПН установить переключатель ППС-АВТ-ЗПС в соответствующее положение. При отсутствии информации о полусфере – в положение АВТ;
- пилотировать самолет вручную, выполняя маневры по командам наведения с ПН по курсу, высоте и скорости;
- по информации с ПН об азимуте установить вручную положение центра зоны, нажав необходимую кнопку ЦЗ;
- переключателем ΔН установить превышение (принижение) цели относительно самолета (по данным ПН о высоте полета цели). Так как величина ΔН выставляется с дискретностью 2 км, то округлить ΔН в большую сторону;
- потенциометром ВВОД ДАЛЬН на РУД установить значение дальности до цели, передаваемое с ПН. Контроль устанавливаемого значения осуществлять по цифрам, индицируемым в нижней части ИЛС (цифры с чертой);
- при выходе на боевой курс по команде с ПН включить выключатель ГЛАВ ВКЛ;
- по команде с ПН установить переключатель ИЗЛУЧ-ЭКВ-ОТКЛ в положение ИЗЛУЧ, при этом на ИЛС высветится символ ИЗЛ, а на приборной доске – табло ИЗЛУЧ. Назначение цели на атаку и захват цели происходит автоматически или в ручном режиме.

5.5.5. При отсутствии автоматического захвата цели на дальностях 40-35 км при атаке в ППС и 20-15 км в ЗПС, захват цели выполнять вручную.

При хаотическом перемещении строба автозахвата на экранах СЕИ с одной отметки

цели на другие, что возможно при атаках целей в ЗПС над сложной подстилающей поверхностью (горы, крупные населенные пункты), а также при групповых полетах самолётов, для исключения автоматического захвата ложных сигналов рекомендуется захват цели производить в ручном режиме на дальностях не более 25 км.

Для ручного захвата цели переключатель ЗАХВ АВТ-РУЧН установить в положение РУЧН и выполнить следующее:

- при наведении голосом и ведущем канале РЛПК кнюппелем наложить строб захвата на отметку от цели и нажать кнопку ВВОД на РУД. Если происходит захват цели РЛПК, на ИЛС произойдет смена индикации (рис. 23), а на приборной доске высветятся табло ЗАХВАТ РЛС и ЗАМЕР ДАЛЬН. После захвата цели РЛПК может произойти захват цели ОЛС (ведомый канал) и на приборной доске высветится табло ЗАХВАТ ОЛС.

При больших скоростях сближения, если стробирование цели в координатах азимут-дальность затруднено, установить переключатель АЗ-Д – ОБН – АЗ-V в положение АЗ-V и выполнить захват цели как изложено выше.

При затруднении захвата слишком «размноженной» цели выполнить повторный захват, перемещая строб в пределах «размноженной» метки;

- при наведении голосом и ведущем канале ОЭПС кнюппелем наложить строб большого поля на метку цели так, чтобы она была ближе к центру строба (рис. 22) и нажать кнопку ВВОД на РУД, при этом на ИЛС сменится индикация обзора в большом поле на индикацию обзора в малом поле (рис. 24).

Кнюппелем наложить строб захвата на метку цели, которая должна находиться в центральной части ИЛС, и нажать кнопку ВВОД. Если происходит захват цели ОЛС, на ИЛС произойдёт смена индикации (рис. 25) и на приборной доске высветится табло ЗАХВ ОЛС.

Если при ручном захвате цели на ИЛС вместе с меткой цели индицируются метки фоновых помех, убрать их потенциометром УСИЛЕНИЕ ТП.

В режиме обзора малого поля вместо стробирования цели повторно, можно перейти к автоматическому захвату, установив переключатель в положение ЗАХВ АВТ. При этом ОЭПС захватывает первую обнаруженную цель.

Для возврата с обзора малым полем в обзор большим полем нажать кнопку СБРОС на РУД. Для сброса захвата ОЭПС и РЛПК и перехода в режим обзора необходимо также нажать кнопку СБРОС на РУД.

5.5.6. **Перехват воздушных целей в условиях воздействия организованных помех.**

5.5.6.1. При атаке цели в условиях активных помех анализ радиолокационной обстановки производится:

- в обзоре – по появлению на ИЛС сигнала АП, характерным просечкам в виде пунктирных вертикальных линий (полос), «засева» экрана ложными метками, признаку полусферы, хаотическим замером (или отсутствию замеров) дальности, «размазыванию» цдели по скорости, дальности;
- в сопровождении – по появлению на ИЛС сигнала АП, положению стрелки ракурса, признаку полусферы, Др мин, Др макс, скорости сближения, шкале дальности, наличию или отсутствию Друд.

В зависимости от местонахождения постановщика помех относительно цели помеха может быть совмещённой (цель – постановщик помех) или несовмещённой (цель прикрывается постановщиком помех), при этом может быть захвачена или цель, или постановщик помех, в зависимости от их разрешения по углам, доплеровскому сдвигу и соотношения уровня отражённого от цели сигнала и уровня помехи от постановщика помех (при превышении

уровня помехи над уровнем отраженного от цели сигнала цель не обнаруживается и не индицируется на ИЛС).

5.5.6.2. Основными видами помех являются:

- ШПН – шумовая непрерывная;
- ШПИ – шумовая импульсная;
- ЛДЧ – ложные доплеровские частоты;
- ДШ – доплеровский шум;
- УС – уводящая по скорости;
- УД – уводящая по дальности.

Постановщик помех может ставить как отдельно какой-либо вид помех, так и их различные комбинации.

При облучении облака дипольных отражателей или земли формируется перенацеливающая помеха, создающая ложные по направлению пели.

В зависимости от вида помех могут быть следующие варианты индикации на ИЛС (рис.42). К вариантам индикации «а», «б», «в» может привести воздействие помех типа ШПН, ШПИ, ДШ. Определить по индикации, какой из этих видов помех воздействует, невозможно.

В вариантах «а», «в» имеет место или совмещение цели с постановщиком помех, или невскрытие цели из-за превышения мощности сигнала помехи над мощностью сигнала, отражённого от цели.

В вариантах «б», «г» цель и помеха разрешены относительно друг друга и одновременно индицируются на ИЛС.

Варианты индикации «д», «е», «ж», «з», «и» возникают при воздействии помех типа ЛДЧ, УС, УД. При этом высвечивается символ АП, дальность не измеряется или измеряется хаотически, метка цели «размазывается» по скорости при ЛДЧ, метка цели «размазывается» по скорости при УС (с АП или без него), метка цели «размазывается» по дальности при УД (с АП или без него). При воздействии помех типа ЛДЧ, УС и УД может иметь место размножение меток цели (помехи) по азимуту вплоть до ширины развёртки ИЛС.

5.5.6.3. Захват шумовой помехи производится наложением строба по азимуту помехи и по дальности на центр пеленга или на предполагаемую дальность до постановщика помех.

При воздействии помехи типа ШПИ и ДШ захват аналогичен захвату цели. Сопровождение осуществляется с полной информацией о цели (Д, V, углы, ракурс).

При воздействии помех типа ШПН после захвата происходит переход в сопровождение помехи только по угловым координатам, на ИЛС высвечивается Друд, шкала 100 км (ППС) или 50 км (ЗПС) с отметкой дальности на верхнем пределе (НПО).

При переходе РЛПК в НПО включается алгоритм кинематического определения дальности (КМОД), на ИЛС появляются рекомендации на выполнение вертикальных маневров (Г↑, Г↓). По окончании рекомендованных маневров стрелка на шкале дальности устанавливается на дальность, рассчитанную по алгоритму КМОД. При невозможности выполнения рекомендованного маневра предполагаемая дальность до постановщика помех может быть введена с потенциометра Друд нажатием кнопки ВВОД на РУД, при этом алгоритм КМОД отключается.

В случае если цель высвечивается одновременно с вертикальными линиями помех и они не разрешаются по азимуту, рекомендуется устанавливать переключатель АПК-АП-ОТКЛ в положение АП. Бри этом действие помехи типа ДШ блокируется и на ИЛС остаётся только цель. Установка переключателя АПК-АП-ОТКЛ в положение АПК может привести к исчезновению цели на ИЛС. Положение АПК даёт хорошие результаты при обнаружении ШПН и ШПИ помех, так как они обнаруживаются при АПК в каждом цикле обзора, а в положениях АП и ОТКЛ в каждом втором цикле обзора (это особенно важно при перехвате постановщика слабых и нестабильных во времени прерывистых помех). В режиме АПК невозможно осуществить перехват постановщика помех ДШ.

При появлении на ИЛС «размытой»" цели или символа АП захват может быть произведен в координатах А3-Д (для помехи УС) или А3-V (для помех ЛДЧ и УД), в зависимости от устойчивости и стабильности меток на ИЛС. Данная рекомендация обусловлена тем, что при помехах УД в координатах А3-Д может наблюдаться сильное размножение целей по дальности или отсутствие замеров Д; при помехах УС в координатах А3-V нестабильно измеряется скорость; при помехах ЛДЧ, когда постановщик формирует одновременно несколько меток скорости, индикация в координатах А3-V имеет вид столбцов, а в координатах А3-Д случайные и нестабильные замеры дальности.

Для захвата строб необходимо накладывать на центр расположения меток по дальности (скорости) и по азимуту. Если сигнал помехи «забивает» весь размах экрана ИЛС по азимуту, необходимо переключатель АПК-АП-ОТКЛ установить в положение АП, а если это не помогает – в положение АПК. При получении обнаружения помехи по азимуту наложить строб на центр «пачки» сигнала и произвести захват. Захват и сопровождение помех типа ЛДЧ и УС не отличается от захвата и сопровождения цели (символ АП не высвечивается, НПО не возникает). При выполнении захвата помехи типа УД вид индикатора такой же, как и при наличии цели, за исключением нестабильности основных параметров, кроме углового положения. Возможен срыв сопровождения. При срыве сопровождения выполнить перезахват. УР применяются на дальности, близкой к Др мин с учётом нестабильности значений Др мин и Др макс.

В процессе сопровождения помех типа ШПН, ШПИ, ДШ, УД может произойти «вскрытие» цели. При этом на ИЛС могут уточняться дальность, полусфера, ракурс, Vсбл, исчезнуть признаки сопровождения помехи (шкала дальности 100 км – в ППС, 50 км – в ЗПС, Друд, АП).

Вероятность вскрытия цели в режиме АПК мала, поэтому рекомендуется выключатель АПК-АП-ОТКЛ после захвата и входа в сопровождение устанавливать в положение ОТКЛ. То же самое рекомендуется выполнять при необходимости захвата цели после окончания атаки по постановщику помех.

5.6. **Атака воздушных целей в ДРБ.**

5.6.1. Атака воздушной цели начинается с момента устойчивого захвата цели ведущим каналом РЛПК или ОЭПС, при этом на ИЛС появляется захватная индикация и индекс А.

Убедившись в устойчивом захвате цели ведущим каналом включить выключатель ГЛАВ ВКЛ (на время выполнения атаки на 3-5 мин).

Если управление самолётом осуществляется в автоматическом режиме, то при переходе на атаку отключить САУ и управление самолётом осуществлять в ручном режиме по директорному кольцу, совмещая его с неподвижным перекрестием на ИЛС.

При этом метка наведения показывает ошибки прицеливания и постепенно перемещается к перекрестию. Выдерживание заданной скорости осуществлять изменением режима работы двигателей в соответствии с информацией на ИЛС. При ведущем канале ОЭПС на ИЛС высвечивается директорная метка сектора газа и разовая команда Ф на включение форсажа. При ведущем канале РЛПК на ИЛС высвечивается только команда Ф, являющая рекомендацией на увеличение режима работы двигателей.

Если директорное кольцо удерживается на перекрестии, а метка наведения находится выше перекрестия и не опускается, необходимо увеличить режим работы двигателей. Если метка наведения находится ниже перекрестия и не поднимается, необходимо уменьшить режим работы двигателей.

В процессе выполнения атаки возможно скачкообразное изменение заданной скорости (индицируемой на ИЛС) до ± 80 км/ч. Поэтому при достижении скорости, близкой к заданной, не следует отслеживать её изменение изменением режима работы двигателей.

Самонаведение при любом ведущем канале осуществляется в два этапа:

1. Выход в тактически выгодное положение относительно атакуемой цели.
2. Прицеливание по воздушной цели.

Первый этап начинается с момента начала атаки до появления команда «Горка» (символа Г↑ или Г↓). На этом этапе осуществляется горизонтальный полет на высоте начала атаки с последующим выходом на заданную высоту. При ведущем канале РЛПК заданная высота при атаке цели в ППС на 3000 м, а при атаке в ЗПС на 1600 м выше высоты цели.

При ведущем канале ОЭПС заданная высота при атаке цели в ППС и ЗПС равна высоте цели.

Управление по курсу осуществляется по методу наведения, выбор которого зависит от выбранных к применению ракет и качества приборного обеспечения.

При выборе ракет с РГС и ППО осуществляется метод «кривая атака», а при выборе ракет с ТГС или НПО – метод «погоня» (угол упреждения равен 0). Команда «Горка» формируется перед выходом на дальность до цели Д = Др макс1. При условии начала атаки на дальности, меньшей Др макс 1 команда «Горка» формируется сразу по захвату цели, но при атаке в ППС на уравненных высотах ракетами Р-27ЭТ1(Р-27Т1), Р-73Э желательно обеспечить ракурс (в горизонтальной или вертикальной плоскости) более 15° для уверенного захвата ТГС на максимальной дальности.

На втором этапе производится пространственное маневрирование с целью отработки углов упреждения, формируемых по методу наведения, как в вертикальном, так и в боковом канале. Метод наведения выбирается аналогично первому этапу. После команды «Горка» на ИЛС индицируется заданная высота, равная высоте цели. При ведущем канале РЛПК, атаке в ППС и выдерживании директорного кольца на неподвижном перекрестии возможен выход на высоту цели.

При выполнении атаки воздушных целей, летящих с превышением, заданное значение скорости на ИЛС соответствует конечному значению скорости, которую необходимо достичь на заданной высоте

Если на указанном превышении невозможно достичь заданной скорости, то заданная высота увеличивается до высоты, на которой она может достигаться, но не более, чем на 5000 м выше цели.

При ведущем канале РЛПК, атаке в ЗПС и отсутствии захвата цели ОЭПС (табло ЗАХВАТ ОЛС не горит) реализован в вертикальной плоскости режим «подныривания». В этом режиме самолёт выводится на заданную высоту на 500 м ниже цели с последующим её выдерживанием, но не ниже 500 м над рельефом местности. При выходе на высоту менее 500 м директорная метка начинает мигать.

При ведущем канале ОЭПС самонаведение всегда начинается с НПО (на ИЛС индицируется дальность, отсутствуют метки Др макс1, Др макс2 и Др мин). После включения РЛПК в режим КВО или РНП осуществляется переход в ППО (на ИЛС появляются метки Др макс1, Др макс2, Др мин и индекс текущей дальности начинает перемещаться по шкале текущей дальности в соответствии со сближением).

При ведущем канале ОЭПС и атаке в ЗПС метод наведения в горизонтальной плоскости обеспечивает пролёт сбоку от атакуемой цели на расстоянии 1000 м. Если в этом случае ракета не пущена, то на дальностях менее 3500 м с ИЛС снимается индикация директорного кольца, ракурса цели, заданной высоты и скорости, символа Ф и индекса сектора газа. Управление в этом случае осуществляется по метке наведения, сформированной по методу наведения «погоня» в обеих плоскостях, при этом индекс ОТВ высвечивается для информации о направлении наиболее безопасного выхода из атаки.

Во избежание сброса цели с автосопровождения при ведущем канале РЛПК пилотировать самолёт с креном не более 90°.

5.6.2. После захвата цели ракетами с ТГС или готовности ракет с РГС и достижения зоны возможных пусков ракет и при наличии ПР выполнить пуск ракеты (ракет).

При пуске 2-х ракет (в варианте пуска по одной ОДИН) в одной атаке рекомендуется первую ракету пустить при достижении дальности Др макс1, а вторую – при достижении дальности Др макс2.

5.6.3. При принятом решении пуска только одной ракеты или двух (в варианте ЧАСТЬ) рекомендуется пуск производить при достижении Др макс2.

После схода ракет с РГС управление самолетом осуществлять по директорному кольцу таким образом, чтобы обеспечить превышение (принижение) 500 м на $H \leq 8000$ м и 1000 м на $H > 8000$ м относительно высоты полета цели, не допуская выхода метки положения за пределы экрана ИЛС до тех пор, пока ракета не поразит цель или не спишется время, оставшееся до встречи ракеты с целью.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Выход на высоту полета цели запрещается.

При пуске ракет с РГС в режиме НПО РЛПК переходит в режим ДНП на 60 сек, в течение которых необходимо продолжать отслеживать цель, если цель не будет поражена раньше.

5.6.4. После схода 2-х ракет с РГС в режиме ОДИН (двух серий в режиме ЧАСТЬ), пущенных по одной цели двумя нажатиями гашетки П, в зависимости от условий пуска, символ ДР может скачком переместиться на меньшую дальность, максимально, примерно, на 0,5 первоначальной дальности. Если осуществлять пуск третьей ракеты с РГС (до достижения первой ракетой цели), то она пойдет на цель без радиокоррекции.

5.6.5. При срыве захвата цели РЛПК, после схода ракеты с РГС и повторном захвате той же цели, режим ДНП для пущенной ракеты не возобновляется.

5.6.6. При ручном захвате целей на малых дальностях при атаке целей с ЗПС (ведущий канал РЛПК), когда при работе ИЛС в координатах АЗ-Д невозможно наложить строб на метку, находящуюся внизу экрана и смещенную относительно центра, необходимо маневром самолёта в сторону цели добиться смещения метки цели блике к осевой линии экрана ИЛС к выполнить захват цели.

При атаке в ЗПС (ведущий канал РЛПК) после достижения дальности менее 3,5 км РЛПК автоматически без сброса захвата переходит в режим БМБ и на ИЛС исчезает директорная метка. Если перед этим моментом была пущена ракета с РГС, то автоматический переход РЛПК в режим БМБ задерживается на время достижения пущенной ракетой цели (до списания индекса времени полета ракеты).

При ведущем канале ОЭПС и отключенном выключателе ЛД, при переходе РЛПК в режим БМБ на ИЛС сменится захватная индикация ведущего канала ОЭПС на захватную индикацию ведущего канала РЛПК, а после срыва сопровождения РЛПК индикация ведущего канала ОЭПС восстанавливается.

5.6.7. После схода (несхода) последней (из избранного типа) ракеты происходит автоматический перевыбор ракет на следующий по разгрузке тип, при этом условия пуска ракет решаются заново; после израсходования ракет с ТГС и автоматического перевыбора на ракеты с РГС произойдет автоматический перевыбор ведущего канала с ОЭПС на РЛПК.

5.6.8. Для исключения случаев перезахвата при повторных пусках ракет с ТГС двигателей пущенной ракеты интервал времени перед повторным пуском по этой же цели после схода ракет Р-27Т1(ЭТ1) – 7-6 сек, а ракет Р-73Э – 3-4 сек.

5.6.9. Если ракета не сошла, то соответствующий жёлтый бленкер наличия на ПИ-10П мигает в течение 4 сек, а затем гаснет, и если гашетка П оставалась нажатой, то автоматически через 2-3 сек (если есть в наличии однотипная готовая к пуску ракета) сойдет

вторая ракета, кроме случая с ракетой РГС в варианте применения ЧАСТЬ.

Если при несошедшей ракете с АКУ остался открытым замок, то желтый бленкер наличия этой ракеты будет мигать все время (ракета зависла).

5.7. **Выход из атаки.**

Выход из атаки осуществлять самостоятельно или по команде ОТВОРОТ, индицируемой миганием на ИЛС сигнала ← ОТВ (ОТВ →) в рекомендуемую сторону.

При включенной САУ по команде ОТВ выход из атаки осуществляется автоматически и, если при этом директорное кольцо стоит не в нуле, то при необходимости обеспечения более интенсивного отворота можно дополнительно, управляя самолётом вручную «загнать» кольцо в ноль.

Индекс ← ОТВ (ОТВ →) высвечивается:

- при ведущем канале РЛПК при ППО;
- при ведущем канале ОЭПС при ППО;
- при ведущем канале ОЭПС при НПО команда ОТВ высвечивается после нажатия гашетки П при пуске, в этом случав команда ОТВ является только рекомендацией и по дальности может не соответствовать фактической дальности отворота.

По команде ОТВ директорное кольцо смещается в верхний угол, что соответствует при совмещении директорной метки с неподвижным перекрестием заданной перегрузке до 7 ед. В этом случае отворот выполнять в рекомендованном директорным кольцом направлении, не превышая при этом допустимых значений угла атаки и перегрузки.

После выхода из атаки отключить выключатель ГЛАВ ВКЛ, переключатель ИЗЛУЧ-ЭКВ-ОТКЛ установить в положение ОТКЛ, переключатель ВОЗДУХ-ЗЕМЛЯ – в положение ВОЗДУХ и гашетку О в исходное положение, если производилась стрельба из ВПУ по наземным целям; установить выключатель ПР АВТ в положение АВТ, если он был включен в положение РУЧ при применении оружия в режиме СЕТКА.

Проверить оставшееся в наличии оружие и расход боекомплекта. При приводе самолета на аэродром по команде с НАСУ управление осуществлять по значениям Vзад, Ψзад и Нзад, которые индицируются на ИЛС, с одновременной индикацией сигнала Т (команда «Привод»).

5.8. **Атака цели в ближнем маневренном бою.**

Ближний маневренный бой выполняется по визуально видимой цели в режимах ВЕРТИКАЛЬ, ОПТИКА, ШЛЕМ и φ_0 при установке в соответствующее положение переключателя режимов СУВ. Перед атакой включить выключатели ЛД и ИЗЛУЧ (при необходимости), включить ГЛАВ ВКЛ (при атаке ракетами Р-73Э не позднее, чем за 2 мин до пуска). Если времени до пуска осталось меньше 1,5 мин, то лучше сделать перевыбор ракет с Р-73Э на другой тип, если он имеется в наличии, установить переключатель ППС-АВТ-ЗПС в положение, соответствующее полусфере атаки; после определения размера цели установить потенциометр БАЗА ЦЕЛИ в соответствующее типу цели положение (Б-С-М).

5.8.1. **Захват цели из режима ВЕРТИКАЛЬ.**

Маневром самолёта ввести цель в зону захвата ОЛС или РЛС, заключенную между вертикальными линиями (рис.27).

Нажать кнопку ВВОД на РУД и удерживать её до захвата цели РЛПК или ОЭПС, до появления захватной информации.

При появлении на ИЛС индекса ПР произвести пуск ракет в выбранном варианте

применения. Далее действовать как в ДРБ.

5.8.2. **Захват цели в режиме ШЛЕМ.**

Установить визир НСЦ против глаза, после чего в поле зрения НСЦ индицируются два прицельных кольца. Поворотом головы или маневром самолета совместить прицельные кольца с целью и нажать кнопку ВВОД на РУД, удерживая её до захвата цели РЛПК или ОЭПС, или ТГС, при этом необходимо также удерживать и прицельные кольца НСЦ на цели до захвата. При применении ракет Р-27ЭТ1 (Р-27Т1) и захвата цели только ТГС кнопку ВВОД удерживать нажатой до схода ракет. Захват цели ОЛС, РЛПК и ТГС, при отсутствии ПР индицируется в НСЦ миганием прицельных колец с частотой 2 Гц (рис. 28). При захвате цели только ТГС на НСЦ сразу же дополнительно к кольцам появляется перекрестие (команда ПР), на экране ИЛС также появляется символ ПР. Для ракет Р-27ЭТ1 (Р-27Т1) сигнал ПР выдается при нажатой кнопке ВВОД на РУД и наличии захвата ТГС. В случае отпускания кнопки ВВОД при отсутствии информационной поддержки СУВ сигнал ПР снимается.

При появлении в НСЦ или на экране ИЛС символа ПР произвести пуск ракет в выбранном варианте применения. Далее действовать как в ДРБ.

5.8.3. **Захват цели в режиме ОПТИКА.**

Кнюппелем на РУС или маневром самолёта наложить прицельное кольцо на цель и нажать кнопку ВВОД на РУД, удерживая её нажатой до захвата цели ОЛС, РЛПК или ТГС (удерживать прицельное кольцо на цели до захвата). При применении ракет Р-27ЭТ1 (Р-27Т1) и захвате цели только ТГС кнопку ВВОД удерживать нажатой до схода ракет. При захвате цели ОЛС или РЛПК на экране ИЛС появится индикация, соответствующая режиму захвата.

При захвате цели только ТГС на экране ИЛС сразу же высветится индекс ПР (рис. 29).

Для ракет Р-27ЭТ1 (Р-27Т1) сигнал ПР выдается при нажатой кнопке ВВОД на РУД и наличии захвата ТГС. В случае отпускания кнопки ВВОД при отсутствии информационной поддержки СУВ символ ПР снимается.

При захвате цели только одними ТГС ракет Р-73Э в режимах ШЛЕМ или ОПТ после появления на экране индекса ПР произвести пуск ракет в выбранном варианте применения. Далее действовать как в ДРБ.

При захвате цели только одними ракетами с ТГС ракет Р-73Э в режимах ШЛЕМ или ОПТ после отпускания кнопки ВВОД ТГС отключается от ЦУ СУВ и переходит в самостоятельное слежение за целью, неконтролируемое летчиком, и может самостоятельно перейти на любую другую (не атакуемую) попавшуюся в поле подтверждения ТГС цель. Поэтому в таких случаях необходимо сразу же при появлении ПР произвести пуск ракет. Если же по каким-то причинам ракета всё-таки какое-то время до пуска находилась в автосопровождении, произвести её перенацеливание через кнопку СБРОС.

5.8.4. **Захват цели ТГС в режиме φ_o.**

Режим φ_o применяется с ракетами с ТГС при отказе ЦВМ РЛПК и ОЭПС. Для поражения цели в режиме φ_o необходимо:

- установить переключатель режимов СУВ в положение φ_o, переключатель ПР АВТ-РУЧ – в положение РУЧ и переключатель НОЧЬ-ДЕНЬ-СЕТКА в положение СЕТКА;
- маневром самолёта наложить перекрестие -2° СЕТКИ на цель, нажать после захвата ТГС ракет Р-27ЭТ1 (Р-27Т1), Р-73Э цели и удерживать гашетку П до схода ракеты (рис. 33).

5.9. **Применение ВПУ по воздушным целям.**

ВПУ по воздушным целям применяется в ЗПС цели в режимах:

- НЕСИНХРОННАЯ СТРЕЛЬБА при захвате цели ОЛС по углам и наличии замеренной дальности от ЛД и РЛПК;
- ПРОГНОЗ-ДОРОЖКА при отсутствии замеренной дальности от ЛД или отсутствии захвата цели ОЛС;
- СЕТКА при отказе ЦВМ ОЭПС.

5.9.1 **При применении ВПУ в режиме НЕСИНХРОННАЯ СТРЕЛЬБА необходимо**:

- включить выключатель ЛД и выключатель ОТСЕЧКА;
- выполнить захват визуально видимой цели ОЛС в любом из режимов работы СУВ, если цель не находилась уже в захвате;
- нажать гашетку О (первый ход) до фиксации в промежуточном положении с появлением индикации для ВПУ (рис. 30).

Маневром самолёта совместить подвижное перекрестие с визирной меткой (подвижное кольцо). Вокруг подвижного перекрестия индицируется круговая шкала дальности (полный круг шкалы соответствует 1200 м). Максимальная дальность прицельной стрельбы 1200 м. Максимальная эффективная дальность стрельбы 800 м, минимальная – 300 м. Индикация (рис.30) появляется с дельности 1400 м, а снимается (при отставании) на дальности 1600 м.

Когда дальность до цели превышает 1400-1600 м, индикация будет соответствовать рис. 31. В этом случае ЛД работает в дежурном режиме, не обеспечивающем заданную точность прицеливания. Гашетку О сохранять в промежуточном положении на всё время прицеливания.

При совмещении подвижного перекрестия с визирным кольцом и достижении эффективной или максимальной дальности стрельбы, дожать гашетку О до упора (второй ход). После окончания стрельбы гашетку О установить в исходное положение и выйти из атаки.

5.9.2 **При применении ВПУ в режиме ПРОГНОЗ-ДОРОЖКА необходимо**:

- переключатель режимов СУВ установить в положение ОПТ;
- на дальности визуальной видимости цели нажать гашетку О до фиксации в промежуточном положении с появлением индикации ПРОГНОЗ-ДОРОЖКА (Рис. 32) и сохранять её в этом положении.

Индикация в режиме ПРОГНОЗ-ДОРОЖКА представляет собой две кривые линии, симметрично расположенные относительно прогнозируемой трассы снарядов (трасса рассчитывается алгоритмом, но не индицируется на ИЛС). Если в процессе прицеливания совместить концы крыльев атакуемой цели с кривыми ДОРОЖКИ, причём вертикальная ось ИЛС должна быть примерно перпендикулярна плоскости крыльев цели, то координаты трассы снарядов пройдут через центр тяжести цели;

- по силуэту определить тип цели и потенциометром БАЗА ЦЕЛИ установить её размеры, контролируя устанавливаемое значение по цифрам в верхней части экрана ИЛС;
- войти в плоскость атаки, удерживая цель в поле зрения визира в ЗПС (лучше в верхней части визира);
- маневром самолёта снизу вверх вписать цель в ДОРОЖКУ так, чтобы концы плоскостей цели касались кривых линий ДОРОЖИ и дожать гашетку О (второй ход).

Режим применения ВПУ ПРОГНОЗ-ДОРОЖКА обеспечивает поражение цели при заградительно-сопроводительной стрельбе. Поэтому стрельбу необходимо открывать несколько ранее вписания концов крыльев цели в воронку и заканчивать после прохождения

момента вписывания.

5.9.3 **Стрельба по воздушным целям из ВПУ в режиме СЕТКА** производится в ЗПС на установившемся режиме полёта с нулевым ракурсом следующим образом:

- установить переключатель ДЕНЬ-НОЧЬ-СЕТКА в положение СЕТКА;
- переключатель режимов СУВ установить в положение ОПТ;
- маневром самолёта совместить с целью деление шкалы неподвижной сетки на ИЛС, соответствующее потребной угловой поправке стрельбы (см. таблицу), и нажать гашетку О одним ходом до конца.

Дальность до цели определяется визуально с помощью дальномерных штрихов (рис. 33) «внешне-базовым» способом по следующему соотношению:

$$Д = \frac{Б \cdot 100}{f_{штр}}$$

где Д – дистанция до цели в метрах;
Б – база цели (её линейные размеры) в метрах;
$f_{штр}$ – угловой размер дальномерных штрихов, которые вписываются в цель, в мрад.

Угловые поправки стрельбы из пушки в режиме СЕТКИ (в мрад).

Пу	Vсобств, км/ч	Д (м)		
		300	500	800
1	700	20	35	60
3	700	55	95	-
1	800	20	30	50
3	800	45	80	-
1	900	15	30	45
3	900	40	70	-

Учебные фотострельбы при заряженной пушке выполнять только при отключённом выключателе ГЛАВ ВКЛ.

При выполнении учебных фотострельб по воздушной цели перед атакой произвести одну контрольную очередь с фотострельбой в безопасном направлении (с нажатием БК).

5.10. Особенности поражения малоскоростных малоразмерных воздушных целей.

5.10.1. Поражение малоскоростных малоразмерных воздушных целей возможно:

- ракетами Р-73Э при ведущем канале РЛПК (переключатель режимов работы СУВ в положении РЛС) при атаке в ЗПС целей, летящих с радиальной составляющей скорости более 220 км/ч;
- ракетами Р-73Э при ведущем канале ОЭПС (переключатель режимов работы СУВ в положении ОЛС) при атаке цели в ЗПС снизу вверх на ракурсах 0/4-2/4, При этом дальность обнаружения составляет 7-5 км, захвата - 6-5 км;
- ракетами Р-73Э в режимах ближнего боя ВЕРТИКАЛЬ, ОПТИКА, ШЛЕМ, φ_o, при этом дальность визуального обнаружения составляет 4-2 км и носит случайный характер;

- применение ВПУ в режиме НЕСИНХРОННАЯ СТРЕЛЬБА при атаке в ЗПС неманеврирующей и маневрирующей цели с перегрузкой не более 2-3 на скоростях полета истребителя 350-450 км/ч.

Выход в боевое соприкосновение с целью целесообразно выполнять с ведущим каналом РЛПК, обеспечивающим большие дальности обнаружения.

5.10.2. Обнаружение цели типа дистанционного управляемого летательного аппарата «Пчела» с использованием РЛПК и ОЭПС не обеспечивается. Атака такой цели возможна после её визуального обнаружения в режимах ближнего боя с применением ракет Р-73Э и ВПУ.

5.11. **Использование САУ при перехвате воздушных целей.**

5.11.1. Полет на перехват воздушных целей в автоматическом и директорном режимах управления самолетом выполняется по типовым программам набора высоты и скорости (рис. 18, 19) при КН, БН, БП в АСУ, а также при ручном вводе заданных значений высоты, скорости (числа М) и курса.

Для включения директорного режима нажать на пульте САУ кнопку НАВЕД (при этом должен высветиться сигнализатор), управлять самолетом вручную по отклонениям метки (большое кольцо) на ИЛС или по директорным стрелкам на КПП.

Для включения автоматического управления самолетом нажать на пульте САУ дополнительно кнопку АВТОМ (при этом высветится сигнализатор).

В автоматическом (директорном) режиме осуществляется набор высоты и скорости по базовым программам (бесфорсажной и форсажной). Выбор программы определяется значениями скорости и высоты полета цели.

При установке РУД в положение МАКСИМАЛ набор высоты 11000 м осуществляется на Vист = 850 км/ч, а в положении ФОРСАЖ – на числах М = 0,9-0,95.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Бесфорсажный набор выполнять только при установке РУД в положение МАКСИМАЛ. Включение форсажного программного набора (РУД в положении ПОЛНЫЙ ФОРСАЖ) разрешается при Gт ≥ 4,5 т на V ≤ 600 км/ч; при Gт < 4,5 т или V > 600 км/ч – на Н ≥ 6000 м.

При необходимости выполнения форсажного набора из условий: V > 600 км/ч или Gт > 4,5 т, Н < 6000 м сначала выполнять набор по бесфорсажной программе, а затем на Н ≥ 6000 м перевести РУД в положение ПОЛНЫЙ ФОРСАЖ.

Управление двигателями осуществляется летчиком по команде Ф на ИЛС, поступающей от НАСУ (КН) или в соответствии с заданной скоростью полета на ИЛС (при БП и БН), а также по директорной метке сектора газа и командам МГ, МАКС, Ф, которые выдаются на ИЛС от САУ после поступления команд В или ! (перенацеливание).

Отклонение директорией метки сопровождается речевой информацией «Управляй двигателями».

5.11.2. Ввод заданных значений скорости и курса при наведении осуществляется автоматически по командам НАСУ (КН) или СУВ (БН, БП), при этом переключатель НАВЕДЕНИЕ АВТ-РУЧ на ПУ ПНК должен быть установлен в положение АВТ.

Для ручного ввода данных переключатель НАВЕДЕНИЕ АВТ-РУЧ установить в положение РУЧ; заданные значения скорости и высоты вводить вручную с помощью задатчика М и Н на ПУ ПНК, а значение курса с помощью кремальеры на ПНП. Управление тягой двигателей при выполнении программных наборов, снижений (при нажатой кнопке ВЕРТ на пульте САУ) и торможений осуществляется по отклонениям горизонтальной планки КПП, выполняющей функции директорной метки сектора газа (на ИЛС она в этом режиме

отсутствует). При наборе высоты и разгоне с ненажатой кнопкой ВЕРТ на пульте САУ режим работы двигателей МАКСИМАЛ или ФОРСАЖ выбирает летчик.

5.11.3. После поступления команды В от НАСУ (КН) или от СУВ (БН и БП) выполняется выход на высоту атаки цели, которая выбирается в пределах 4-17 км с превышением относительно цели ΔН=1,4 км. При РВД (ручном вводе данных) эта команда вводится нажатием кнопки ВЕРТ на пульте САУ после установки на задатчике значения заданной высоты (новое значение числа М в этом случае вводить после нажатия КНОПКИ ВЕРТ).

5.11.4. После прохождения команды А (захват цели РЛПК или ОЭПС) начинается этап самонаведения, управление самолётом осуществляется по командам СУВ. При этом кроме автоматического и директорного режимов управления возможно использование комбинированного управления (совместная работа САУ и лётчика - САУ в автоматическом режиме и ручное вмешательство лётчика в управление самолётом).

Комбинированное управление обеспечивает создание потребной перегрузки более 4 за счет дополнительного отклонения ручки управления в сторону отклонения метки с целью приведения её в центр. При атаке в ЗПС с ведущим каналом РЛ цели, летящей на малой высоте, при прохождении высоты 2000 м происходит автоматическое отключение САУ и высвечивается табло УПРАВЛЯЙ ВРУЧНУЮ.

Дальнейшее снижение до высоты 500 м и её выдерживание осуществлять в директорном режиме.

САУ автоматически отключается при задержке поступления Д и скорости сближения с целью из РЛПК более 18 сек, а также при атаке в ЗПС при ведущем канале ОЭПС на дальностях менее 3500 м в случае, если ракета не пущена ранее.

Отключение режимов САУ осуществляется нажатием кнопки СБРОС на пульте САУ или ОТКЛ САУ на РУС.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:

1. Автоматический режим управления самолётом на снижениях по программному значению числа М = 2 не использовать.
2. При высвечивании на УСТ сигнала «СБРОСЬ ОБОРОТЫ» или «НЕТ ПОДКАЧКИ» нажать кнопку «ОТКЛ САУ» и управлять самолетом вручную с положительной перегрузкой.

5.12. **Применение оружия по наземным целям.**

Оружие применяется по визуально видимым целям в автоматическом и ручном режимах.

Применение оружия в автоматическом режиме осуществляется с прицеливанием методом ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ЗАСЕЧКА и НЕСИНХРОННЫМ МЕТОДОМ.

При бомбометании с горизонтального полёта прицеливание выполняется НЕСИНХРОННЫМ МЕТОДОМ, а при стрельбе и бомбометании с пикирования – методом ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ЗАСЕЧКА или НЕСИНХРОННЫМ МЕТОДОМ.

Метод ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ЗАСЕЧКА применяется при прицеливании по подвижным целям.

При наличии на подвесках (одновременно с АБ или НРС) ракет Р-73Э необходимо:

- установить переключатель ББой-ДБой на РУС в положение ДБой, при этом на ИЛС индицируется тип выбранного оружия;
- установить переключатель режимов СУВ в положение ОПТ, переключатель вариантов применения оружия в положение 0,1 (0,2; 0,4) СЕРИЯ в соответствии с принятым решением;

- проверить включение выключателя ЛД, убедиться, что выключатель ПР АВТ-РУЧ находится в положении АВТ.

Запуск ЛД производится:

- автоматически, при пикировании с углами более 10°;
- вручную, при горизонтальном полёте путём нажатия кнюппеля на РУС.

Во избежание запуска ЛД в «небоевых» маневрах при пикировании рекомендуется выключатель ЛД включать в «боевых» заходах, перед вводом в пикирование.

При запуске ЛД на ИЛС высвечивается символ ЛД, а при наличии информации о дальности, поступающей от ЛД на ИЛС, дополнительно высвечивается символ А.

Отключение излучения ЛД осуществляется:

- автоматически, при нажатии гашетки П (О) или по истечении 30 сек с момента запуска;
- вручную, нажатием кнопки СБРОС на РУД.

До запуска ЛД или при его отказе дальность вычисляется по информации радиовысотомера.

При отказе ЛД или при применении оружия над водной поверхностью (нет отражения лазерного излучения) прицеливание в режиме ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ЗАСЕЧКА (первую и вторую засечку) выполнять на $H < 1450$ м.

Перед применением оружия включить выключатель ГЛАВ ВКЛ на время атаки цели на 3-5 мин.

Переключатель ТОРМ-БЕЗ ТОРМ установить в положение БЕЗ ТОРМ при серийном применении бомбового вооружения с прицеливанием по середине серии или ТОРМ – при прицеливании началом серии.

В серийном бомбометании (положение переключателя на ПВИ ЧАСТЬ или СЕРИЯ) автоматически обеспечивается прицеливание серединой серии (ПМ указывает на земле точку падения середины серии бомб) или началом серии (ПМ указывает точку падения первой бомбы в серии).

В первом случае необходимо на ПВИ переключатель ТОРМ-БЕЗ ТОРМ установить в положение БЕЗ ТОРМ и задать интервал разгрузки АБ (длину серии в зависимости от скорости полёта) переключателем на ПВИ в одно из положений – 0,1-0,2-0,4 (сек).

Этот режим обеспечивается при применении свободнопадающих, тормозных АБ и РБК, подвешенных на БД или МБД, за исключением случая применения тормозных АБ при ручном вводе их баллистических характеристик техническим составом – переключатель ТОРМ-БЕЗ ТОРМ в этом случае должен быть установлен в положение ТОРМ.

Для прицеливания началом серии во всех вариантах применения бомбового вооружения необходимо установить переключатель ТОРМ-БЕЗ ТОРМ в положение ТОРМ.

Перед полётом на применение бомбового вооружения необходимо:

- получить данные о длительности разгрузки для данного количества подвешенного бомбового вооружения;
- проконтролировать соответствие интервалов времени, установленных на пульте ПВИ и на задатчике на МБД;
- проконтролировать задание времени раскрытия створок. РБК, установленного техническим составом – при любом из видов ввода баллистических характеристик оно должно совпадать с временем, установленным на взрывателе РБК.

Величина времени раскрытия створок выбирается из тактических соображений: высоты полёта и высоты подрыва в зависимости от необходимой зоны накрытия.

5.12.1. **Бомбометание с горизонтального полёта.**

Прицельное бомбометание с горизонтального полёта выполняется на высотах Н ≤ 800 м в диапазоне скоростей 550-900 км/ч (550-750 км/ч для ЗБ). Эффективное применение обычных авиабомб обеспечивается на Н < 600 м, авиабомб с ТУ – на Н ≤ 300 м в диапазоне скоростей 600-900 км/ч,

Для уменьшения ошибок прицеливания при полёте на Н 300 м привязку к цели (нажатие гашетки П) рекомендуется выполнять с углом пикирования до 10°.

При применении АБСП с использованием НЕСИНХРОННОГО МЕТОДА прицеливания на ИЛС индицируется прицельная марка (ПМ) с прямой линией, указывающей направление линии разрыва боеприпасов (рис. 35), а на шкале дальности масштабом 5 км – индекс текущей дальности.

Пилотировать самолёт необходимо таким образом, чтобы цель перемещалась по линии разрывов к центру ПМ. Кнюппелем запустить ЛД (примерно за 5-7 сек до нажатия гашетки П) и в момент совмещения ПМ с целью нажать гашетку П.

После нажатия гашетки П на ИЛС появится метка директорного управления и вектор текущей перегрузки, начинающийся в центре ИЛС, а шкала дальности принимает значение времени Тост с масштабом 10 сек (рис. 36). Удерживая гашетку П, маневром самолёта в боковой и вертикальной плоскостях совместить и удерживать вектор текущей перегрузки и крена (конец «киля») с директорной меткой (кольцом) для выполнения боковой наводки и противоосколочного маневра. В момент сброса АБСП на ИЛС высвечивается команда ПР.

Выход из атаки выполнять по директорному кольцу или маневром с максимальной для данного варианта перегрузкой и необходимым креном. Директорная индикация отключается после пролёта над расчётной точкой падения бомб, или по истечении 60 сек с момента нажатия гашетки П.

При бомбометании на малых высотах (при наличии на ИЛС команды ОТВ) после отцепки АБСП установить РУД в положение МАКС и перевести самолёт в набор высоты с Θ = 35°-40° с максимально разрешённой перегрузкой до погасания команды ОТВ.

5.12.2. **Бомбометание с пикирования.**

Прицельное бомбометание с пикирования (на выводе из пикирования) на углах до 40° выполняется на Н ≤ 2000 м и скоростях полёта не более 900 км/ч (750 км/ч для ЗБ).

Бомбометание с пикирования при прицеливании НЕСИНХРОННЫМ МЕТОДОМ выполнять согласно рекомендациям п. 5.12.1.

При бомбометании с пикирования при прицеливании методом ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЙ ЗАСЕЧКИ (ПЗ) нажать и удерживать нажатой кнопку ВВОД на РУД (рис. 37). При этом ПМ становится меньше размером, линия разрывов пропадает и марка занимает положение, соответствующее половине (вверх) несинхронного режима.

Убедиться в запуске ЛД. Маневром самолёта наложить ПМ на цель и отпустить кнопку ВВОД, при этом ПМ увеличивается в размере и перемещается на увеличение угловой поправки в расчетное положение, которое соответствует несинхронному методу прицеливания. Через 1,5-2 сек ПМ занимает расчётное положение для применения оружия. Маневром самолёта повторно совместить ПМ с целью и нажать гашетку П, при этом происходит смена индикации на директорное управление. Пилотирование самолёта выполнять согласно рекомендациям п. 5.12.1.

Режим ПЗ отключается автоматически через 10 сек после отпускания кнопки ВВОД или вручную нажатием кнопки СБРОС. При необходимости (при наличии резерва времени) можно выполнить перезасечку повторным нажатием и отпусканием кнопки ВВОД.

Вывод и атаки до нажатия гашетки П выполнять по директорному индексу. При этом обеспечивается пролет над точкой привязки на минимально безопасной высоте.

Если не требуется пролет на этой высоте, то до схода авиабомб вывод из атаки выполнять по директорной метке, а после схода – с перегрузкой не более 4,5.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. После нажатия гашетки «П» команда «ОТВ» высвечивается с запаздыванием, поэтому с целью исключения попадания самолета в зону разлета осколков или столкновений с землей вывод из пикирования с перегрузками менее заданной директорной меткой запрещается.

5.12.3. **Выполнение пусков НРС и стрельбы из ВПУ.**

Для выполнения стрельбы из ВПУ дополнительно на ПВИ-10ПЭ1 установить переключатель ВОЗДУХ-ЗЕМЛЯ в положение ЗЕМЛЯ и включить выключатель ОТСЕЧКА.

При применении НРС или ВПУ при прицеливании НЕСИНХРОННЫМ МЕТОДОМ на ИЛС индицируется ПМ (рис. 34). На шкале дальности масштабом 5 км индицируется индекс текущей дальности, метки максимальной и минимальной разрешенных дальностей стрельбы.

Маневром ввести самолет в пикирование таким образом, чтобы ПМ находилась ниже цели, примерно, на один диаметр ПМ (при работе с ВПУ предварительно нажать первым ходом гашетку О). Убедиться в запуске ЛД. При достижении максимальной разрешенной дальности стрельбы совместить ПМ с целью и дожать гашетку О для ВПУ или по команде ПР на ИЛС нажать гашетку П, при этой переключатель ПР-АВТ-РУЧН должен находиться в положении АВТ.

После окончания стрельбы или при появлении на ИЛС команды ОТВ, отпустить гашетку П (О) и вывести самолет из атаки с максимально разрешенной перегрузкой. После выхода из атаки с применением ВПУ установить переключатель ВОЗДУХ-ЗЕМЛЯ в положение ВОЗДУХ, а гашетку О в исходное положение. При прицеливании методом ПЗ нажать и удерживать нажатой кнопку ВВОД (рис. 37). Для ВПУ предварительно нажать первым ходом гашетку О, при этом ПМ становится меньше размером и занимает положение:

- при применении ВПУ, примерно, соответствующее оси самолёта;
- при применении НРС, примерно, соответствующее одной трети (вверх) несинхронного режима.

Убедиться в запуске ЛД. Маневром самолёта наложить ПМ на цель и отпустить кнопку ВВОД. При этом ПМ увеличивается в размере и перемещается на увеличение угловой поправки в расчётное положение, которое соответствует несинхронному методу прицеливания. Через 1,5-2 сек ПМ занимает положение для применения оружия. Маневром самолёта при достижении максимально разрешённой дельности стрельбы повторно совместить ПМ с целью и дожать гашетку О или при появлении команды ПР нажать гашетку П.

При пуске НРС с минимальных дальностей (Дц ≤ Др мии) при появлении на ИЛС индекса ОТВ команда ПР не снимается.

После израсходования боеприпасов по наземным целям на ИЛС появится прицельная индикация режима ОПТИКА и высветится тип Р-73Э, если они были подвешены и не израсходованы ранее, при этом необходимо проверить положение гашетки О и переключателя ЗЕМЛЯ-ВОЗДУХ, которые должны находиться в исходном положении.

Отключить выключатель ГЛАВ ВКЛ, если не предполагается в ближайшее время применение ракет Р-73Э. Переключатель режимов СУВ установить в положение выбранного режима.

5.12.4. **Применение оружия по наземным целям в ручном режиме СЕТКА.**

Применение оружия в режиме СЕТКА осуществляется в следующем порядке:

- установить переключатель на ИЛС ДЕНЬ-НОЧЬ-СЕТКА в положение СЕТКА;
- установить переключатель вариантов применения оружия в положение СЕРИЯ 0,1 (0,2; 0,4) согласно принятому решению;
- установить переключатель ПР АВТ-РУЧ в положение РУЧ;
- установить переключатель ТОРМ-БЕЗ ТОРМ в положение ТОРМ при

применении обычных АБ и БЕЗ ТОРМ при применении тормозных;
- установить переключатель режимов СУВ в положение ОПТ;
- пилотировать самолёт на выбранную для поражения цель, соблюдая условия полёта, необходимые для применения выбранного (находящегося на борту) типа оружия, согласно таблице.

При совмещении линии неподвижной сетки, соответствующей угловой поправке, нажать гашетку П (О) и удерживать её до схода боеприпасов. При применении обычных АБ сброс происходит при нажатии гашетки П, при применении тормозных – через 2,5-4 сек.

№ пп	Тип оружия	H, м	V, км/ч	Θ, град	Углов. поправка в мрад	ТОРМ – БЕЗ ТОРМ
1	АБ ОФАБ-250-270	250	900	ГП	100	ТОРМ
2	АБ ОФАБ (100 – 120; 250 – 270)	1100	800	- 25	100	ТОРМ
3	АБ с ТУ ОФАБ (250 ШН)	150	850	ГП	100	БЕЗ ТОРМ
4	АБ с ТУ ОФАБ (500 ШН)	150	900	ГП	100	БЕЗ ТОРМ
5	П-50-75 (в автоматическом режиме устанавливать код 23)	1200	800	- 20	100	БЕЗ ТОРМ
6	ВПУ	800	750	- 25	0	
		800	720-770	- 30	0	
		800	750	- 20	10	
		600	750	- 20	5	
		600	750	- 15	10	
7	НРС С-8	840	750	- 30	30	
		615	800	- 20	30	
8	С-25	1040	750	- 30	60	
		730	800	- 20	60	
9	С-13	700	800	- 20	50	

5.12.5. **Особенности применения неуправляемых средств поражения в горной местности.**

Средства поражения в условиях горной местности применяются по визуально видимым целям с горизонтального полета и пикирования. Прицеливание может выполняться НЕСИНХРОННЫМ МЕТОДОМ и методом ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ЗАСЕЧКА.

Атака цели с прицеливанием в автоматических режимах возможна только при измерении дальности до цели лазерным дальномером. При отказе лазерного дальномера применение средств поражения в автоматических режимах работы СУВ ЗАПРЕЩАЕТСЯ. В этом случае использовать ручной режим СЕТКА.

При атаке с использованием автоматических режимов прицеливания контроль текущей высоты осуществлять по барометрическому высотомеру, учитывая при этом превышение цели относительно уровня моря.

5.13. Неуправляемый пуск, аварийный сброс ракет и подвесок вооружения.

5.13.1. В случае невозможности полета или посадки с подвесным оружием, а также при необходимости освобождения от него в тактической обстановке, выполнить неуправляемый пуск или аварийный сброс оружия.

Неуправляемый пуск ракет Р-27ЭР1, Р-27Р1, Р-27ЭТ1, Р-27Т1 с АПУ выполнять в горизонтальном полете на высотах не менее 50 м, на скорости более 350 км/ч.

Аварийный сброс ракет Р-27ЭР1, Р-27Р1 с АКУ выполнять в горизонтальном полете на высотах от 200 м до 10000 м на скоростях более 600 км/ч.

Неуправляемый пуск ракет Р-73Э выполнять во всем диапазоне высот и скоростей полета при перегрузке Пу ≤ 2.

5.13.2. Для неуправляемого пуска ракет, подвешенных на АПУ (на точках 3, 4, 5, 6) и на ВСУ (на точках 7, 8), необходимо включить выключатель НЕУПР ПУСК на ПВИ-10ПЭ2 и удерживать его в нажатом положении до схода ракет.

Для аварийного сброса ракет, подвешенных на АКУ (на точках 1, 2, 9, 10) необходимо нажать и удерживать до сброса подвесок выключатель АВАР СБРОС на ПВИ-10ПЭ2.

После несхода ракеты с АПУ при пуске по тактическим цепям пуска неуправляемый и аварийный пуск несошедшей ракеты не безопасен.

5.13.3. После пуска и сброса ракет проверить погасание сигналов наличия подвесок.

В случае зависания ракет на АКУ (открытие замка АКУ определяется по постоянному миганию сигнала наличия подвески точки, на которой зависла ракета) необходимо эволюциями самолета осуществить сброс ракеты, создавая при этом перегрузку Пу ≤ 6.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Посадка с зависшей ракетой ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

5.13.4. Аварийный сброс снаряженных и пустых блоков Б-8М-1, Б-13Л и ракет С-25, а также орудий О-25, размещенных по одному или по два на точках подвески 3 и 4, выполнять в горизонтальном полете без крена и скольжения на высотах Н ≥ 600 м в диапазоне скоростей 600-800 км/ч (М ≤ 0,85).

Аварийный сброс авиабомб с держателей БДЗ-УСК-Б (на точках 1, 2, 3, 4, 5, 6, 9, 10), подвешенных по одной и по две на точках 3 и 4, выполнять в горизонтальном полете, с пикирования (кабрирования) и на выходе из пикирования во всем диапазоне скоростей их применения на Н ≥ 500 м.

Сброс ЗБ выполнять только в горизонтальном полете.

Аварийный сброс авиабомб с держателей МБДЗ-У6-68 (на точках 1, 2, 3, 4, 9, 10), а также размещенных одновременно одиночно на БДЗ-УСК-Б (на точках 5 и 6), выполнять в горизонтальном полете, с пикирования (кабрирования) и на выходе из пикирования на V = 700 км/ч и Н ≥ 500 м.

Для сброса авиабомб выбрать переключателем ВЗРЫВ-НЕВЗРЫВ режим сброса и включить выключатель АВАР СБРОС. При выпущенном шасси авиабомбы сбрасываются на НЕВЗРЫВ.

Аварийный сброс снаряженных и пустых блоков Б-8М-1, Б-13Л и ракет С-25, а также орудия О-25 производить включением выключателя АВАР СБРОС.

5.13.5. Контроль аварийного сброса подвесок вооружения осуществлять по погасанию сигналов наличия подвесок на ПИ-10П. После сброса подвесок вооружения установить или проверить установку переключателя ВЗРЫВ-НЕВЗРЫВ в положение НЕВЗРЫВ.

Сброс происходит одновременно с двух точек подвески в последовательности 9-10, 2-1, 3-4, 5-6 с интервалом 0,1 сек.

Для сброса пустых блоков орудий после израсходования неуправляемых ракет нажать кнопку СБРОС на ПВИ-10ПЭ2.

При несбросе бомбардировочных средств поражения по боевой и аварийным цепям в случае зависания боеприпасов, убедиться в надежности их подвески выполнением маневров в диапазоне эксплуатационных перегрузок и принять решение на посадку, при этом проконтролировать установку переключателя ВЗРЫВ-НЕВЗРЫВ в положение НЕВЗРЫВ.

После пробега на посадке остановить самолет на ВПП для осмотра боеприпасов и

вывертывания из них взрывателей.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Руление с неотделившимися по боевой и аварийной цепям бомбардировочными средствами поражения, укомплектованными взрывателями ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

5.14. **Особенности эксплуатации СУВ.**

5.14.1. При выполнении полетов необходимо учитывать следующие особенности:

1. Пуск ракет с тандемных точек 2 и 1 независимо от положения переключателя ЧАСТЬ-ОДИН, выполняется только одиночно.

2. При пусках ракет Р-27ЭР1 (Р-27Р1) или Р-27ЭТ1 (Р-27Т1) с точек 3 и 4 на М < 2 угол атаки не должен превышать 5°.

3. Пуск ракет Р-27Р1 в ЗПС производить с ограничениями по дальности:

Дп ≤ 3 км при Нп < 3 км;

Дп = Др макс1 – 2 км при Нп > 3 км.

4. Для исключения отказа ОЛС при применении ВПУ в режимах ПРОГНОЗ-ДОРОЖКА и СЕТКА, а также при применении оружия по наземным целям в режиме СЕТКА переключатель режимов СУВ устанавливать в положение ОПТ.

5. Пуск ракет Р-27ЭР1 в ЗПС производить с ограничениями по дальности:

Дп ≤ 6 км при Нп < 3 км;

Дп = Др макс1 – 2 км при Нп ≥ 3 км.

При положении РУЧН выключателя НАВЕД допускается появление на ИЛС индекса КН на время до 40 сек.

6. На уравненных скоростях истребителя и цели захват цели в режиме ВЕРТИКАЛЬ обеспечивается РЛПК на дальностях менее 2 км. Для захвата цели на дальностях более 2 км необходимо обеспечить скорость сближения с целью более 90 км/ч.

7. При атаках цели в ЗПС с ведущим каналом РЛПК в режиме РНП на дальностях менее 3,5 км допускается наличие директорного индекса. Управление самолетом в этом случае осуществляется по директорному индексу (в случае хорошей видимости возможно управление по метке цели).

8. При атаках цели в ППС в режиме обзора допускается пропадание метки опознавания над отдельными метками цели не более, чем в двух циклах обзора подряд.

9. Индикация текущего курса на ИЛС в режиме применения АБ, НРС, ВПУ по наземным целям «замораживается», в связи с чем показаниями шкалы текущего курса на ИЛС не пользоваться.

10. В режиме КВО определение государственной принадлежности не обеспечивается. Для определения государственной принадлежности цели на Д > 15 км РЛПК принудительно перевести в режим РНП нажатием кнопки ВВОД на РУД. Переход РЛПК из режима КВО в режим РНП осуществляется в ППС и ЗПС автоматически на Д < 15 км.

11. При атаке цели, маневрирующей по курсу на углах места цели менее 3° или на фоне земли в ППС (ЗПС), обеспечивается сопровождение до скоростей сближений, больших (меньших) собственной скорости на 150 км/ч, что на дозвуковых скоростях соответствует курсовому углу цели около 80°. При больших курсовых углах цель сбрасывается с сопровождения.

12. При запуске ЛД символ А на ИЛС не высвечивается.

13. Вывод из атаки выполнять во всем разрешенном диапазоне скоростей применения, на дальностях не менее:

- для ракет типа С-8 – 1600 м,
- для ракет типа С-13 (Т, ОФ), С-250 – 2000 м,
- для ракет типа С-25 ОФ (ОФМ) – 2100 м.

14. Вывод из атаки по команде ОТВ выполнять только при применения авиабомб калибра 250 кг.

15. Имеют место случаи самопроизвольного перезапуска СЦВ-1 (несанкционированное появление на индикаторах информации режима МАРШРУТ ~ на 6 сек).

16. В случае прекращения обновления обзорно-прицельной информации на ИЛС (ИПВ) при атаке цели с ведущим каналом РЛС при высвечивании табло ЗАХВАТ ОЛС и при наличии на подвесках ракет с ТГС установить переключатель режимов в положение φ_o, а затем, примерно через 1 сек, в положение ОЛС; выбрать подвески, на которых подвешены ракеты с ТГС, после чего можно продолжать атаку в течение 20-30 сек с НПО, а затем с ППО.

При отсутствии высвечивания табло ЗАХВАТ ОЛС во время прекращения обзорно-прицельной информации или при отсутствии ракет с ТГС установить переключатель режимов в положение φ_o, а затем через 1 сек в положение РЛС, после чего спустя 8-10 сек, возобновить атаку цели.

Восстановление работоспособности СУВ в случае прекращения обновления обзорно-прицельной информации возможно путём отключения и последующего включения СУВ с помощью выключателя ОПС. Перерыв между отключением и включением выключателя ОПС должен быть не менее двух минут.

Время готовности СУВ после включения выключателя СПС составляет 3 мин.

17. При установке переключателя режимов работы СУВ из положения РЛС в положение НАВИГАЦИЯ кратковременно загораются сигналы САС-6.

18. В отдельных атаках – в ППС значение дальности до цели, измеренной в режиме ОБЗОР, отличается от истинной на 3-6 км, что приводит к пропаданию меток госопознавания в отдельных циклах обзора.

19. Неустойчивое измерение Др макс и Др мин в режиме КВО, сопровождающееся пропусками замеров и индикации Д, колебаниями значения Др макс, Др мин, изменением признака полусферы.

20. Кратковременное пропадание индикации «Тип подвесок», «ПР», на ИЛС в режиме РНП при ведущем РЛС.

5.15. **Ведение групповых действий.**

Система управления вооружением СУВ и комплекс связи К-ДлАЭ, установленные на самолете, обеспечивают ведение групповых действий при выполнении боевых задач в беспомеховой обстановки днем в простых метеоусловиях с визуальным выдерживанием боевых порядков в группе (интервал и дистанция в пределах визуальной видимости), днем и ночью в простых и сложных метеоусловиях – с глазомерным выдерживанием по ИПВ рассредоточенных боевых порядков (на интервалах и дистанциях 25-50 км).

В зависимости от условий ведения боевых действий и информации о воздушной обстановке с НАСУ могут быть реализованы полуавтономные и автономные групповые действия.

Ведение полуавтономных действий обеспечивается в режимах БН, БП при взаимодействии с НАСУ по командным радиолиниям управления СПК-68 и СПК-75. Целераспределение в группе выполняется по телекодовому каналу обмена или голосом. Анализ воздушной обстановки и принятие решения командиром группы на организацию группового воздушного боя осуществляется по информации, отображенной на ИПВ и ИЛС.

При автономных действиях выход в боевое соприкосновение с противником осуществляется методом «самостоятельный поиск» во время дежурства в полосе ответственности или в заданном районе, а также при сопровождении самолетов других родов авиации.

Целераспределение в группе выполняется по К-ДлАЭ и голосом.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.

1. Командиру, выполняющему целераспределение в группе при организации группового воздушнго боя, необходимо распределять цели таким образом, чтобы траектории полета самолетов не пересекались в процессе атак получения целей и эшелонировать самолеты в группе по высоте с целью предупреждения столкновения самолетов при выполнении атаки.
2. В учебных полетах при атаке целей прицельные горки не выполнять.

При ведении групповых действий осуществляется:

- контроль командиром группы своего положения и положения своих ведомых, а также положения ведущих самолётов звеньев объединенной группы;
- контроль ведущим звена своего положения и положения своих ведомых, а также положения командира объединенной группы и командиров других звеньев;
- контроль ведомым своего положения в звене и положения командира своего звена;
- анализ лётчиком воздушно-тактической обстановки, отображаемой на ИПВ;
- передача от ведомого к командиру звена и от командира звена к командиру группы информации об одной из обнаруженных ими целей;
- распределение командиром объединенной группы целей между ведущими звеньев и своим ведомым с отображением на ИПВ у ведущего и ведомого отметки цели с указанием линии высоты, вектора скорости и курса;
- формирование принятой и собственной информации о своих самолётах и целях на ИПВ с масштабным представлением относительного положения и символьными обозначениями скорости, высоты и курса с нумерацией и отметками, указывающими цель, а также выдачу на ИПВ ряда ранжировки целей по степени опасности.

При ведении групповых действий аппаратура К-ДлАЭ обеспечивает автоматизированный обмен информацией по телекодовой радиолинии связи в следующих вариантах:

- между двумя самолётами в составе ведущего и ведомого. В этом случае переключатели режимов работы К-ДлАЭ на самолёте ведущего устанавливаются в положение ПАРА 1 (ПАРА 2), ВДЩ, а на самолете ведомого – соответственно в положение ПАРА 1 (ПАРА 2), ВДМ, переключатель сетей обмена СЕТЬ 1-2-3-ПН на обоих самолётах по заданию;
- между самолётами звена в составе ведущего звена и до трех самолётов ведомых в звене. В этом случае переключатели режимов работы К-ДлАЭ на самолёте ведущего устанавливаются в положение ГД и ВДЩ, а на ведомых самолётах – соответственно в положениях ГД и ВДМ;
- между самолётами группы в составе командира объединенной группы и до трех самолётов ведущих звеньев.

При этом командир объединенной группы одновременно является ведущим подчиненного ему звена. В этом случае переключатели режимов работы К-ДлАЭ на самолете командира объединенной группы устанавливаются в положение ГД и КП, а на самолетах ведущих звеньев – соответственно в положения ОТКЛ и ВДЩ, а на ведомых самолетах – соответственно ГД и ВДМ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При ведении групповых действий переключатель «РЕЗ РС» на объединенном пульте управления К-ДлАЭ должен быть установлен в нижнее положение (ОТКЛ).

Для передачи цели ведущему звена командир объединенной группы должен на щитке целераспределения нажать кнопки с номером передаваемой цели и номером ведущего звена, которому передается цель, после чего нажать кнопки ГР и ВВОД.

При передаче цели от самолета ведущего звена командиру объединенной группы летчику ведущего звена необходимо нажать кнопки с номером выбранной цели и номером самолета командира объединенной группы, после чего нажать кнопки ГР и ВВОД.

Передача целей внутри каждого звена от ведущего к ведомому и обратно осуществляется аналогичным образом, при этом кнопка ГР не нажимается.

Для передачи цели летчику нажимать на щитке целераспределения только одну кнопку номера цели и одну кнопку с номером того самолета (или группы), которому он должен передать цель.

Для передачи следующей цели другому самолету группы необходимо отжать кнопку с номером цели, переданной ранее.

Цели, поступившие в качестве целеуказания от ведущего самолета (или от НАСУ) на ИПВ ведомого самолета, индицируются символом с оцифровкой, указанным на рис.41, позиция 1, а поступившие от ведомого самолета на ИПВ ведущего индицируются символом с оцифровкой, указанным на рис. 40, позиция 5. При этом символ развернут относительно оси ИПВ на угол, равный разности курсов цели и принимающего самолета.

Номера целей, переданные передающим самолетом и номера целей, принятые принимающим самолетом, индицируемые на ИПВ, не совпадают, так как комплексом К-ДлАЭ передаются только координаты целей.

Ориентировочные значения высоты и скорости полета своих самолетов и целей определяются летчиком по символам сравнением размеров линий высоты и векторов скорости с масштабом, указанным слева на ИПВ.

Для отмены цели, назначенной ранее на передачу, необходимо выполнить те же действия, что и при передаче цели, при этом вместо кнопки ВВОД нажать кнопку СБРОС. В этом случае цель с сопровождения у передающего не снимается, а на ИПВ справа от символа цели исчезает номер самолета, которому данная цель передавалась (передача цели взаимодействующему самолету прекращается)

Отображение на ИПВ собственного самолета с его номером, а также взаимодействующих с ним самолетов звена осуществляется символами с оцифровками, указанными на рис. 40, позиция 16-19. При этом символ собственного самолета, независимо от старшинства в группе, индицируется по средний линии на расстоянии 1/4 от нижней границы ИПВ с курсом, ориентированным по вертикали экрана, и не изменяется в процессе всего полета. Курсы взаимодействующих самолетов звена, индицируемые на ИПВ данного самолета, изменяются относительно его неподвижного символа.

Отображение на ИПВ самолетов взаимодействующих групп осуществляется символами с оцифровками, указанными на рис. 39, позиция 12. Отображение взаимодействующих групп самолетов осуществляется только на ИПВ командира объединенной группы и ведущих самолетов звеньев. На ИПВ ведомых самолетов символы взаимодействующих звеньев не отображаются.

При включении излучения на самолете принятая цель отождествляется с собственными целями РЛС. Отождествлённая цель индицируется на ИПВ символом с оцифровкой, указанным на рис. 39, позиция 4.

Отождествление цепей происходит в узком (Д = ± 10 км, δг = ± 5°) и широком (Д = +20 км, δг = ± 18°) стробах. При этом если переданная цель (рис. 41, позиция 51) отождествилась в узком стробе, то она снимается с ИПВ и отождествленная с ней цель РЛС (рис. 41, позиция 3) автоматически становится рекомендуемой на атаку до тех пор, пока происходит отождествление в узком стробе.

Если ни одна из сопровождаемых целей не попадает в узкий строб, то на ИПВ остаётся символ переданной цели, как указатель центра широкого строба, и происходит отождествление всех целей, попавших в широкий строб (рис. 41, поз.1,3).

Для атаки может быть выбрана только одна из отождествленных целей или

неотождествлённых целей, сопровождаемых РЛПК в режиме СнП.

Для назначения цели себе на атаку, необходимо на щитке целераспределения нажать кнопку с номером выбранной цели и кнопку ВВОД. При этом номер цели, назначенной на атаку, индицируется на ИПВ справа в ряду ранжировки целей по степени опасности (рис. 39, поз. 14).

Назначенная на атаку цель может быть захвачена станцией РЛПК с любой дальности после обнаружения цели на ИЛС и её ручного отстробирования нажатием кнопки ВВОД на РУД, если переключатель ЗАХВ АВТ-РУЧ на щитке управления СУВ установлен в положение РУЧ, или автоматически (при атаке одиночной цели) при входе цели в зону разрешённых дальностей пусков ракет, если переключатель установлен в положение АВТ.

Для сброса цели с атаки нажать на щитке целераспределения кнопки с номером цели, назначенной на атаку, номером своего самолёта и кнопку СБРОС. При этом на ИПВ в ряду ранжировки целей по степени опасности появится номер цели, которая автоматически рекомендуется лётчику на атаку.

На самолёте, принявшем целеуказания от другого самолёта, старшего по рангу, формируется режим БН (БП) по информации о цели, поступившей с передающего самолёта.

Управление самолётом на этапе наведения на цель по целеуказанию от передающего самолёта может быть выполнено в автоматическом или директорном режиме.

Для перехода в директорный режим наведения установить переключатель НАВЕД РУЧН-АВТ на щитке управления СУВ в положение АВТ и на пульте САУ нажать кнопку НАВЕД. Управление самолётом осуществлять вручную по отклонению директорной метки (большое кольцо) на ИЛС.

Для перехода в автоматический режим управления самолётом дополнительно нажать кнопку АВТ на пульте САУ.

Вход в зону разрешённых пусков ракет по переданной цели возможен и при ручном управлении самолётом (без использования САУ), при этом лётчику необходимо доворотами самолёта удерживать метку цели на ИПВ на вертикальной оси симметрии ИПВ.

5.16. **Станция предупреждения об облучении самолёта СПО-15ЛМ.**

5.16.1. Станция предназначена для выдачи информации лётчику об облучении самолёта, определения направления на облучающее средство, его типа и режима работы.

Станция обеспечивает:

- обнаружение облучения самолёта РЛС зенитно-ракетных комплексов (ЗРК), зенитно-стрелковых комплексов (ЗСК) и бортовыми РЛС истребителей-перехватчиков в следующих секторах:
  - а) по азимуту ± 90° в ЗПС и ППС – при облучении РЛС большой мощности или на малых дальностях от них, и не менее ± 70° – на средних и больших дальностях;
  - б) по углу места не менее ± 30° в ЗПС и ППС;
- определение направления на облучающую РЛС с точностью ± 10° в секторе ± 40°, а в остальной зоне с точностью до 40° в ППС и до 45° – в ЗПС;
- определение типа облучающей РЛС (по виду излучения) и режима работы РЛС («обзор», «сопровождение»);
- определение наиболее опасной РЛС и выделение её в качестве главного атакующего средства (выбор главной цели);
- определение динамики сближения или удаления с главным атакующим средством.

Станция обеспечивает обнаружение облучающих РЛС и выдачу информации о них на дальности не менее 120 % от дальности действия оружия атакующего средства.

Полученная информация выдаётся на индикатор (рис. 38), расположенный на приборной доске лётчика.

На шкалах пеленга (внутренней – зелёные круглые метки, внешней – жёлтые оцифрованные метки в ППС и жёлтые треугольные метки в ЗПС) индицируется истинное положение цели по азимуту относительно силуэта самолёта.

Индикация азимута цели осуществляется высвечиванием зелёной метки пеленга на внутренней шкале.

Индикация главной цели осуществляется одновременным высвечиванием зеленой метки на внутренней шкале и жёлтой оцифрованной метки на внешней шкале.

Индикация типа облучающего средства осуществляется высвечиванием метки с обозначением:

П – облучение ЗРК «Терьер» или самолетами типа F-4, F-104 с одновременным включением подсвета для наведения ракет типа «Спарроу»;

З – облучение ЗРК типа «Чапарел», «Вулкан» или ЗРК «Сивульф»;

Х – облучение ЗРК типа «Хок» или самолетами F-14, F-15, F-16 и F-18 (с больших дальностей);

Н – облучение ЗРК типа «Найк-Геркулес», «Патриот», «Талос»;

Г – облучение с малых дальностей самолета F-14, F-15, F-16 и F-18 или ракетой «Феникс» с РТС (возможно высвечивание сигнала Г совместно с сигналом Х);

С – облучение самолетами типа F-4, F-5, F-104, F-111 (без включения канала подсвета), МИРАЖ, ЯГУАР, ЛАЙТНИНГ или ЗРК типа "Терьер", "Кроталь",

Индикация о типе цели осуществляется высвечиванием метки зеленого цвета на шкале типов. Индикация о главном типе осуществляется высвечиванием дополнительной метки жёлтого цвета над меткой типа.

Индикация динамики сближения с РЛС осуществляется высвечиванием меток на шкале градации мощности. Чем ближе самолет будет подлетать к РЛС, тем больше число меток подсвечивается одновременно (метки нарастают против часовой стрелки).

Индикация динамики сближения самолета с атакующей ракетой осуществляется миганием движущейся метки градации мощности. Метка ракеты движется по часовой стрелке, (поочередно начинают мигать и гаснуть метки градации мощности). Начало движения метки соответствует расчетному пуску ракеты, определяемому самой ракетой.

Индикация границы зоны поражения главным атакующим средством осуществляется миганием одной из меток на шкале градации мощности.

Индикация о режиме работы СОПРОВОЖДЕНИЕ главного типа осуществляется высвечиванием метки ЗАХВАТ красного цвета в центре индикатора (в режиме ОБЗОР метка не высвечивается). В наиболее опасной ситуации (при приближении ракеты к самолёту) метка ЗАХВАТ периодически мигает.

Индикация о режиме работы РЛС неглавных типов осуществляется постоянным высвечиванием метки неглавного пеленга и типа в режиме сопровождения и мигания с периодом обзора при работе РЛС в режиме обзора.

Индикация об относительном положении облучающей РЛС в вертикальной плоскости осуществляется высвечиванием жёлтых меток В (верх) или Н (низ), расположенных в центре индикатора.

При облучении самолета под углом ± 15° относительно самолета загорание меток В и Н не указывает однозначно направление приема в указанных углах, вследствие чего допускается загорание метки В на индикаторе при облучении снизу или одновременное загорание обеих меток.

Одновременно со световой индикацией в шлемофон выдается прерывистый звуковой сигнал низкой тональности при облучении РЛС, работающей в режиме ОБЗОР, или непрерывный звуковой сигнал высокой тональности – в режиме СОПРОВОЖДЕНИЕ.

Громкость звучания звукового сигнала регулируется регулятором ЗВУК. При отключении звуковой сигнализации на индикаторе высвечивается табло ЗВУК ОТКЛ.

5.16.2. Перед полётом для проверки исправности Л006ЛМ необходимо:

- на пульте управления станций установить переключатели:
  ОБЗОР – в верхнее положение,
  ВЫСОТА-ТИП – в положение 1,5;
  ДИАПАЗОН I, II - АВТОМАТ – в положение ДИАПАЗОН I, II;
- установить выключатель СУО ОБОРОНА на щитке питания в верхнее положение, при этом загорается метка сигнал исправности на индикаторе;
- через 2-3 минуты нажать переключатель КОНТР на индикаторе в положение АВТ, при этом должны высветиться все метки на индикаторе, а метка сигнализации исправности погаснуть и вновь загореться через 3-5 сек при исправной станции;
- после загорания метки сигнализации исправности отпустить переключатель КОНТР;

При случайном нажатии переключателя КОНТР в положение РУЧН (на индикаторе гаснет метка сигнализации исправности) для восстановления работоспособности станции кратковременно установить его в положение АВТ;

- установить выключатель СУО ОБОРОНА в нижнее положение.

5.16.3. В полёте выделение типа главной РЛС противника осуществляется в автоматическом или ручном режиме.

Для автоматического выделения главной РЛС необходимо переключателем ВЫСОТА-ТИП установить высоту полёта в одно из положений 1, 5, 8, 16, 30, а переключатель АВТОМАТ-ДИАПАЗОН I, II – установить в положение ДИАПАЗОН I, II (положение АВТОМАТ используется при наличии устройств сопряжения станции СПО-15 с аппаратурой РЭБ).

При подходе к зоне боевых действий включить выключатель СУО ОБОРОНА. При полёте самолёта в зоне действия РЛС и совершении маневра с креном более 15° на индикаторе могут кратковременно индицироваться 3-4 главных пеленга. Направление на облучающую РЛС в этом случае определяется по среднему главному пеленгу при индицировании 3-х главных пеленгов и по двум средним главным пеленгам при индицировании 4-х главных пеленгов.

Высвечивание меток пеленгов 10° и 30° (слева и справа относительно контура самолёта на индикаторе) соответствует облучению самолета с указанных направлений, а высвечивание метки 50° – облучению самолета под углом 50°-85° слева или справа с передней полусферы.

Одновременное высвечивание меток пеленга 90° и 50° слева или справа свидетельствует об облучении самолёта со стороны 85° - 95° соответствующего направления на малых дальностях от РЛС (на большое дальностях метка 90° не высвечивается и возможно пропадание индикации).

Высвечивание только левой (правой) метки сектора задней полусферы свидетельствует об облучении самолета с соответствующего направления задней полусферы.

Управление индикацией в режиме работы облучающих средств производится с помощью выключателя ОБЗОР. В положении ОБЗОР на индикатор выдается информация о всех РЛС, работающих в зоне приема, в отключенном положении (в нижнем положении) – на индикатор выдается информация только об РЛС, работающих в режиме СОПРОВОЖДЕНИЕ (за исключением станций, работающих в режиме СОПРОВОЖДЕНИЕ НА ПРОХОДЕ).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:

1. Режим работы БРЛС квазинепрерывного излучения, работающих в режиме СОПРОВОЖДЕНИЕ НА ПРОХОДЕ не определяется (метка ЗАХВАТ не индицируется).

2. При облучении бортовыми РЛС квазинепрерывного излучения самолетов F-14, F-15, F-16, F-18 и ЗРК «Патриот» на больших и средних дальностях (до 5 градаций мощности) главным индицируется метка типа «Х» в мигающем режиме. На малых дальностях главным индицируется метка типа «F» с одновременным погасанием метки типа «Х» и уменьшением количества градации мощности с последующим их нарастанием.

Для ручного выделения главной РЛС необходимо переключатель ВЫСОТА-ТИП установить в положение интересующей РЛС (П, З, Х, Н, F, С), при этом на индикаторе станции индуцируется выбранная РЛС как главная. Индикация нетиповых целей может быть отключена установкой переключателя ВЫСОТА-ТИП в крайнее правое положение.

Используя информацию, определить тип атакующего средства, направление атаки и режим работы, принять решение на выполнение маневра для срыва захвата атакующего средства или применение помех.

При одновременной работе РЛПК и Л006ЛМ возможно индицирование ложной информации на индикаторе Л006ЛМ (высвечивание меток пеленгов 10, 30, 50, 90 слева и справа, типа Х, градации мощности до 8, метки В, Н и ЗАХВАТ).

Для определения фактической обстановки необходимо (при возможности) на этапах поиска и обнаружения цели переключатель ИЗЛУЧ-ЭКВ-ОТКЛ на щитке управления РЛПК установить на 5-10 сек в положение ОТКЛ.

На работу Л006ЛМ оказывает влияние работа на излучение аппаратуры САП (изд. Л203ИЭ) – высвечиванием на индикаторе Л006ЛМ ложной информации (типы Х и F, 90°,30°,10° неглавный слева, 50° главный слева, «низ», «захват», 12 градаций мощности, левый задний сектор).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При работе аппаратуры изд.Л203ИЭ на излучение информацией высвечиваемой на индикаторе Л006ЛМ не пользоваться.

После выполнения задания отключить станцию.

5.17. **Станция активных помех Л203 литер ИЭ (изделие Л203ИЭ).**

5.17.1. Станция активных помех (изделие Л203ИЭ) (САП) предназначена для индивидуальной защиты самолета от поражения радиоуправляемым оружием классов «воздух-воздух» и «земля-воздух».

Защита осуществляется путем создания помех наземным, корабельным и самолетным радиолокационным системам (РЛС) наведения и управления ракетами, а также головками самонаведения (ГСН) ракет с целью снижения вероятности поражения ими самолета.

Аппаратура САП размещена в 2-х съемных контейнерах, подвешиваемых на 7 и 8 точки подвески. В левом контейнере размещена приемная часть станции, в правом – передающая.

Станция создает:

- комплекс помех РЛС с непрерывным или квазинепрерывным излучением, работающим в режиме поиска и захвата на сопровождение;
- комплекс помех РЛС с непрерывным или квазинепрерывным излучением, работающим в режиме сопровождения;
- комплекс помех РЛС с импульсным излучением, работающим в режиме захвата;
- комплекс помех РЛС с импульсным излучением, работающим в режиме сопровождения;

- комплекс мерцающих помех РЛС и ГСН при полете самолета в паре;
- комплекс помех ГСН ракет;
- перенацеливание ГСН ракет на подстилающую поверхность (земную или водную) при полете на высотах от 50 до 500 м;
- помехи в следующих секторах защиты:
  а) по азимуту ± 60°
  б) по углу места ± 30°
  в) в передней (ППС) и задней (ЗПС) полусфер.

5.17.2. Управление станцией осуществляется с щитка управления, расположенного на правом борту.

Назначение органов управления и индикации:

- переключатель ПРИЕМ-ПЕРЕДАЧА определяет режим работы станции;
- переключатель ППС-ЗПС определяет сектор защиты;
- переключатель РЕЖИМ определяет вид помехи в зависимости от установленного положения;
- кнопка КОНТР служит для проверки работоспособности станции встроенным контролем;
- сигнальное табло ВЫСОКОЕ САП сигнализирует о включении высокого напряжения;
- сигнальное табло ОБЛУЧ сигнализирует об облучении самолета РЛС противника.

5.17.3. Режимы работы станции.

Станция работает в двух основных режимах ПРИЕМ И ПЕРЕДАЧА и режиме КОНТРОЛЬ.

В режиме ПРИЕМ осуществляется только анализ принимаемых сигналов об облучающих РЛС и предупреждение лётчика об облучении.

В режиме ПЕРЕДАЧА осуществляется не только предупреждение летчика об облучении, но и создание облучающей РЛС противника следующих видов помех в зависимости от положения переключателя РЕЖИМ:

- 1 – комплексные помехи РЛС и ГСН ракет;
- 2, 3, 4, 5 – различные целенаправленные комплексы помех сопровождению, обеспечивающие оптимальные помехи заранее определенным РЛС противника;
- 6 – мерцающие помехи (при полете самолета в паре);
- 7 – низкочастотный доплеровский шум;
- 8 – высокочастотный шум;
- 9 – антипод (подсвет подстилающей поверхности);

В режиме КОНТРОЛЬ осуществляется проверка работоспособности станции совместно с режимом ПЕРЕДАЧА.

Проведение режима КОНТРОЛЬ.

Для проведения режима КОНТРОЛЬ необходимо:

- установить выключатель СУО ОБОРОНА в верхнее положение;
- установить переключатель ПРИЕМ-ПЕРЕДАЧА в положение ПРИЕМ;
- переключатель ППС-ЗПС в любое положение;
- переключатель РЕЖИМ в положение – 1.

Через 3,5-4 мин перевести переключатель ПРИЕМ-ПЕРЕДАЧА в положение ПЕРЕДАЧА, при этом загорится светосигнализатор ВЫСОКОЕ САП.

Нажать кнопку КОНТР на время не более 5-10 сек, при этом должен загореться светосигнализатор ОБЛУЧ, а светосигнализатор ВЫСОКОЕ САП на короткое время погаснет

и загорится вновь.

Отпустить кнопку КОНТР, при этом через 1-2 сек погаснет светосигнализатор ОБЛУЧ, что свидетельствует о нормальной работе станции, а светосигнализатор ВЫСОКОЕ САП на короткое время погаснет и загорится вновь. Установить переключатель ПРИЕМ-ПЕРЕДАЧА в положение ПРИЕМ, при этом светосигнализатор ВЫСОКОЕ САП должен погаснуть.

5.17.4. Применение станции в полете.

Перед полетом установить переключатели:

- ПРИЕМ-ПЕРЕДАЧА в положение ПРИЕМ;
- ППС-ЗПС – в положение ППС;
- РЕЖИМ – в положение 1.

После взлета включить станцию, установив выключатель СУО ОБОРОНА в верхнее положение. Через 3,5-4 мин станция готова к работе.

В соответствии с заданием на полет или при загорании светосигнализатора ОБЛУЧ установить переключатель ПРИЕМ-ПЕРЕДАЧА в положение ПЕРЕДАЧА.

Выбор сектора защиты производить установкой переключателя ППС-ЗПС в соответствующее положение, определяемое по индикатору станции Л006ЛМ.

Мигание светосигнализатора ОБЛУЧ предупреждает летчика о необходимости перехода к более эффективным мерам защиты установкой переключателя РЕЖИМ в одно из положений 2...9, выбор которого зависит от воздушной обстановки.

При одновременной работе РЛПК и изд.Л203ИЭ создаются взаимные помехи в их работе. Приоритетная работа изд. Л203ИЭ при этом (переключатель ПРИЕМ-ПЕРЕДАЧА в положении ПЕРЕДАЧА) обеспечивается выключением РЛПК (установкой переключателя ИЗЛУЧ-ЭКВ-ОТКЛ в положение ОТКЛ) в следующее случаях:

- при отсутствии на борту боекомплекта ракет Р-27 с РГС, когда сигнализатор ОБЛУЧ высвечивается и переключатель ППС-ЗПС установлен в положение ППС (при работе изд. Л203ИЭ) в ЗПС взаимные помехи с РЛПК отсутствуют;
- при высвечивании на индикаторе станции Л006ЛМ меток типа П, Х или Н (в случае работы над морем), пеленга главной цели в ППС и высвечивании индексов Н (низ) и ЗАХВАТ.

Для обеспечения пуска ракет Р-27 с РГС при работе изд. Л203ИЭ в ЗПС (сигнализатор ОБЛУЧ высвечивается, переключатель ППС-ЗПС в положении ЗПС) необходимо непосредственно перед пуском указанных ракет перевести переключатель ПРИЕМ-ПЕРЕДАЧА в положение ПРИЕМ, после пуска через 3-4 сек перевести в положение ПЕРЕДАЧА.

После выполнения задания переключатель ПРИЕМ-ПЕРЕДАЧА установить в положение ПРИЕМ.

5.18. **Устройство выброса пассивных и ИК помех АПП-50.**

5.18.1. Устройство предназначено для индивидуальной защиты самолета путем создания помех ракетам противника с радиолокационными и тепловыми головками самонаведения отстрелом патронов типа ПРП-50 и ППИ-50 соответственно.

Управление устройством осуществляется вручную с пульта управления, на котором установлены следующие органы управления:

- переключатель ИНТЕРВАЛ ДО ЛТЦ, для установки интервала времени между отстрелами;
- переключатель ЗАЛП, для выбора количества патронов в залпе;
- табло ДО ЛТЦ, для сигнализации о количестве блоков, снаряженных патронами;

- кнопка СБРОС, для включения отстрела патронов (дублирует кнопку СБРОС ДО ЛТЦ);
- кнопка СТОП, для прекращения отстрела в непрерывном режиме;
- кнопка АВАР СБРОС, для аварийного сброса (отстрела);
- кнопка КОНТР, для проверки работоспособности устройства.

На левом борту кабины или на РУД расположена кнопка СБРОС ДО ЛТЦ, для включения отстрела патронов.

5.18.2. Устройство АПП-50 позволяет выполнять отстрелы патронов в следующих режимах:

- одиночный отстрел ПРП-50;
- непрерывный отстрел ПРП-50;
- одиночно-залповый отстрел ППИ-50;
- непрерывно-залповый отстрел ППИ-50;
- аварийный отстрел ПРП-50 и ППИ-50.

Для одиночного отстрела патронов ПРП-50 необходимо переключатель ИНТЕРВАЛ ДО ЛТЦ установить в положение 1 ДО, а переключатель ЗАЛП – в положение ОТКЛ и нажать кнопку СБРОС ДО ЛТЦ.

Для непрерывного отстрела патронов ПРП-50 необходимо переключатель ИНТЕРВАЛ ДО ЛТЦ установить в одно из положений 1, 2 или 3, а переключатель ЗАЛП – в положение ОТКЛ и нажать кнопку СБРОС ДО ЛТЦ. При этом обеспечивается одиночный отстрел всех патронов ПРП-50 серией с интервалом в серии соответственно 0,1, 0,5 или 1,0 сек. Для прекращения отстрела нажать кнопку СТОП.

Для одиночно-залпового отстрела патронов ППИ-50 необходимо переключатель ИНТЕРВАЛ ДО ЛТЦ установить в положение ОТКЛ, а переключатель ЗАЛП – в одно из положений 1, 2 или 4 и нажать кнопку СБРОС ДО ЛТЦ. При этом обеспечивается одновременный отстрел соответственно одного, двух или четырех патронов.

Для непрерывно-залпового отстрела патронов ППИ-50 необходимо переключатель ИНТЕРВАЛ ДО ЛТЦ установить в положение 1, 2 или 3, а переключатель ЗАЛП – в положение 1, 2 или 4 и нажать кнопку СБРОС ДО ЛТЦ. При этом обеспечивается одновременный отстрел соответственно одного, двух или четырех патронов с интервалом между отстрелами 3, 4 или 6 сек. Для прекращения отстрела лакать кнопку СТОП.

При отказе основной цепи выброса отстрел патронов выполнять аварийно.

Для аварийного отстрела (сброса) патронов необходимо нажать кнопку АВАР СБРОС и отпустить после отстрела (сброса) необходимого количества патронов.

При этом отстрел (сброс) патронов осуществляется серией с интервалом 0,1 сек.

После отстрела каждых 12 патронов в любом режиме на табло ДО ЛТЦ будет гаснуть поочередно одна лампа соответствующего типа патронов.

5.18.3. В полете отстрел патронов выполнять на бесфорсажных режимах работы двигателей во всем диапазоне высот и скоростей полета самолета.

Выбор типа отстреливаемых помех и режима отстрела осуществлять в зависимости от задания на полет или от создавшейся боевой обстановки.

При получении информации об атаке (с наземных КП, от станции СПО-15, с других самолетов) самолетами противника со стороны ЗПС выполнять отстрел патронов типа ППИ-50 серией залпов по два патрона в залпе и интервалами между залпами 4 сек (3 сек); переключатель ЗАЛП в положении 2, переключатель ИНТЕРВАЛ ДО ЛТЦ в положении ЛТЦ 1, с одновременным выполнением маневра (отворот на 60° с максимальной перегрузкой на бесфорсажных режимах работы двигателей).

При атаке со стороны ППС выполнять отстрел патронов типа ППИ-50 серией по одному с интервалом 4 сек (3 сек), переключатель ЗАЛП в положении 1, переключатель ИНТЕРВАЛ ДО ЛТЦ в положении ЛТЦ 1.

После срыва атаки противника отстрел прекратить.

При полетах в зоне действия переносных ЗРК отстрел патронов типа ППИ-50 выполнять серией залпов по два патрона в залпе с интервалом между залпами 4 сек (3 сек). Отстрел начинать при входе в зону возможных пусков ракет при полете на высоте менее 3000 м и прекращать после выхода из зоны возможных пусков или набора высоты более 3000 м.

После выполнения задания переключатели ИНТЕРВАЛ ДО ЛТЦ и ЗАЛП установить в положение ОТКЛ.

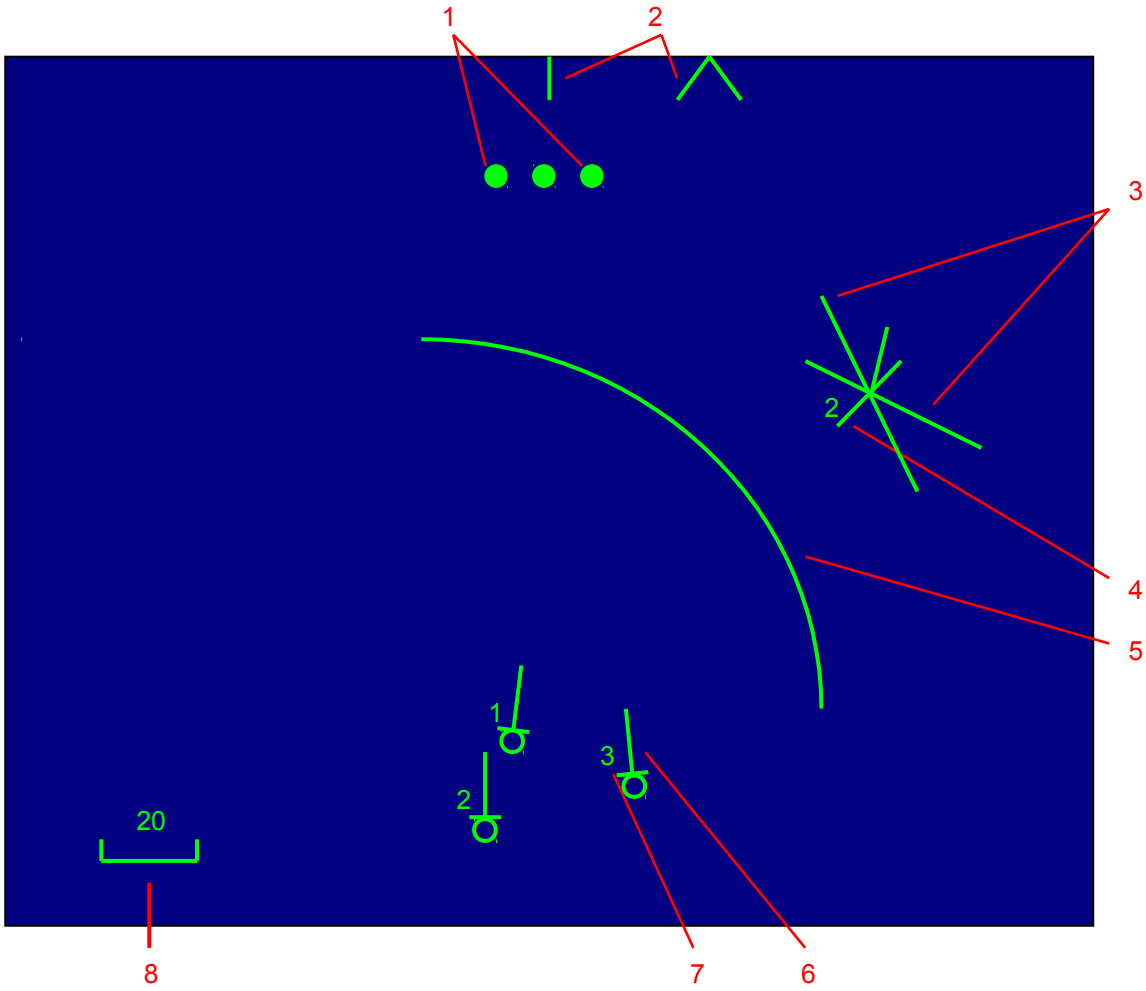


Рис. 20. Информация на ИПВ от РЛПК при наведении с НАСУ.

1 – Дальность по запасу топлива.
2 – Отклонение от заданного курса (ΔΨ = Ψтек – Ψзад).
3 – Зона возможного положения цели с НАСУ в режиме БП.
4 – Цель с НАСУ с линией высоты, номером и вектором скорости.
5 – Зона обзора с БРЛС.
6 – Индекс истребителя с линией высоты и вектором скорости.
7 – Номер истребителя.
8 – Масштаб.

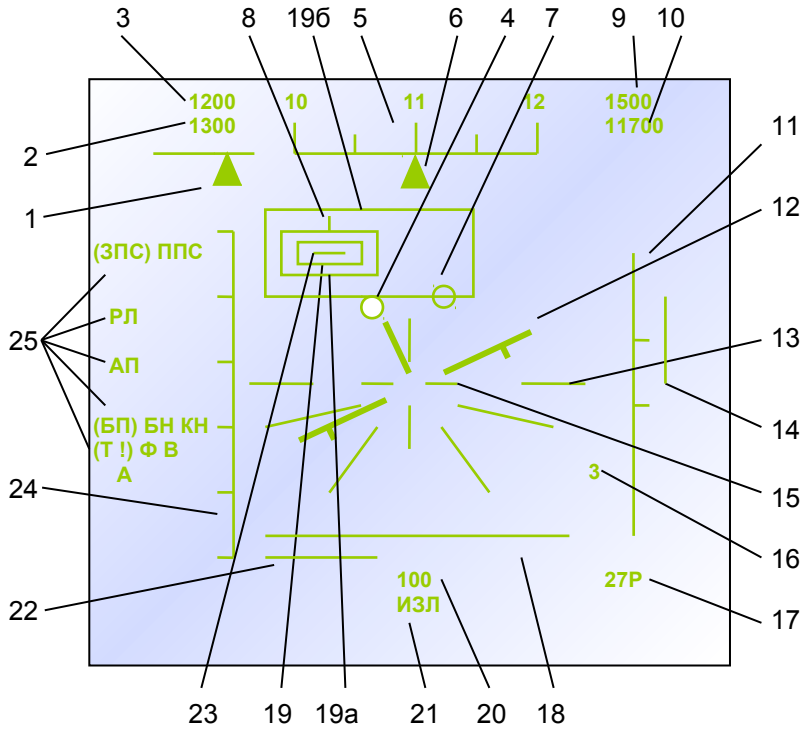


Рис. 21. Вид экрана ИЛС в режиме НАВЕДЕНИЕ и ОБЗОР (ведущий РЛПК).

1 – Тенденция изменения скорости.
2 – Скорость текущая.
3 – Скорость заданная (истинная).
4 – Метка наведения.
5 – Шкала курса.
6 – Текущий курс.
7 – Директорная метка (САУ).
8 – Метка опознавания цели (цель своя).
9 – Высота цели.
10 – Высота барометрическая текущая.
11 – Граница зоны обзора с меткой горизонта.
12 – Символ самолета.
13 – Нулевая отметка шкалы крена.
14 – Зона обзора РЛ и зона обзора ИЛС по углу места.
15 – Неподвижное перекрестие.
16 – Порядковый номер строки, на которой находится луч.
17 – Тип выбранного к применению оружия.
18 – Зона поиска по азимуту.
19 – Строб захвата РЛ при ручном захвате цели.
19а – Строб захвата РЛ при автоматическом захвате цели.
19б – Строб захвата РЛ при автоматическом захвате цели в КН.
20 – Дальность до цели с НАСУ.
21 – Индекс ИЗЛ (сигнал наличия излучения в пространство).
22 – Зона обзора по азимуту.
23 – Метка обнаруженной цели.
24 – Шкала дальности.
25 – Разовые команды: ППС – передняя полусфера атаки; ЗПС – задняя полусфера атаки; РЛ – ведущий канал РЛС; АП – активная помеха; КН – командное наведение; БН – бортовое наведение; БП – бортовой поиск; В – вертикаль; Ф – форсаж; Т – привод; ! – перенацеливание; А – атака СНП.

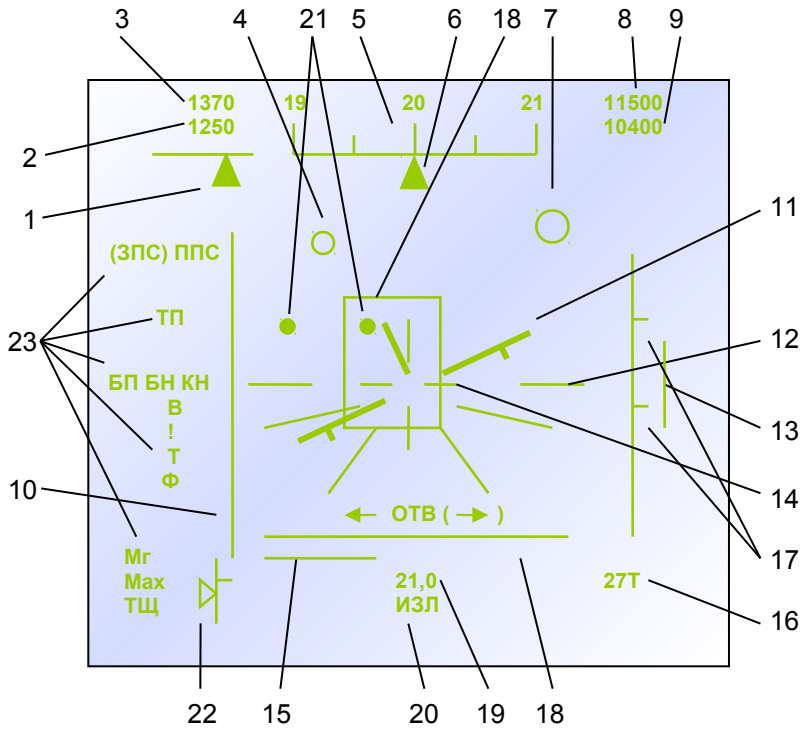


Рис. 22. Режим обзора в большом поле при ручном захвате (ведущий ОЛС).

1 – Тенденция изменения скорости.
2 – Скорость текущая.
3 – Скорость заданная (истинная).
4 – Метка наведения.
5 – Шкала курса.
6 – Текущий курс.
7 – Директорная метка (САУ).
8 – Высота цели.
9 – Высота барометрическая текущая.
10 – Граница зоны обзора по азимуту и углу места.
11 – Символ самолета.
12 – Нулевая отметка шкалы крена.
13 – Метка положения большого или малого поля по углу места относительно горизонта.
14 – Неподвижное перекрестие.
15 – Метка большого или малого поля по азимуту.
16 – Тип выбранного к применению оружия.
17 – Граница зоны обзора с меткой горизонта.
18 – Строб захвата ОЛС (строб малого поля 20°x5°).
19 – Дальность до цели с НАСУ.
20 – Индекс ИЗЛ (сигнал наличия излучения в пространство).
21 – Метка обнаруженных целей.
22 – Директорная метка сектора газа.
23 – Разовые команды: ППС, ЗПС, ТП, КН, В, Т, !, Ф, БН, БП (мигающие сигнализируют о том, что необходимо переключится на ведущий РЛС), Мг – малый газ, Max – максимальный режим двигателей, ТЩ – тормозной щиток, ТП – ведущий канал ОЛС.

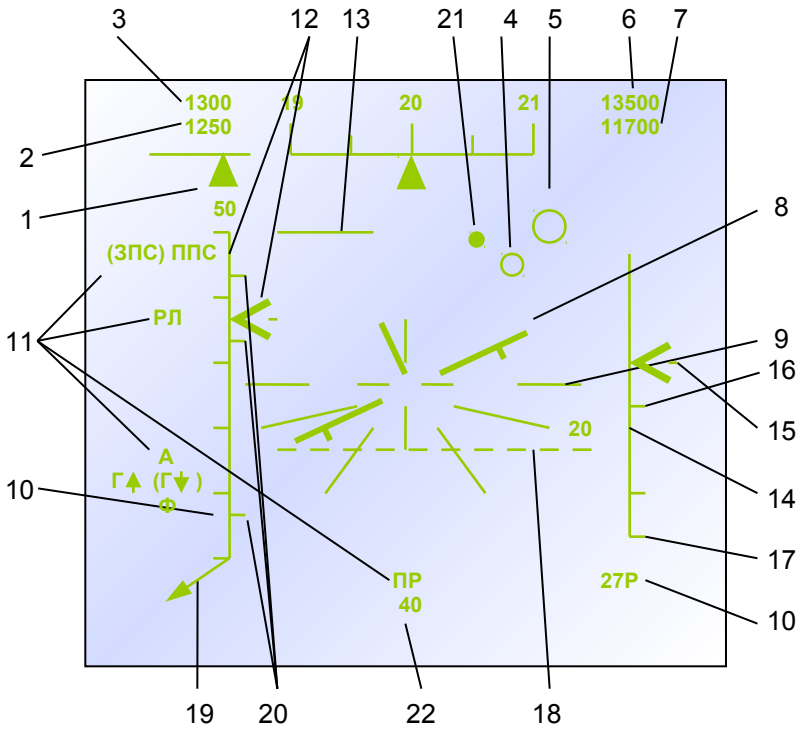


Рис. 23. Вид экрана ИЛС в режиме атака в РНП.

1 – Тенденция изменения скорости.
2 – Скорость текущая (истинная).
3 – Скорость заданная (истинная).
4 – Метка наведения.
5 – Директорная метка (САУ).
6 – Высота цели.
7 – Высота барометрическая текущая.
8 – Символ самолета.
9 – Нулевая отметка шкалы крена.
10 – Тип выбранного к применению оружия.
11 – Разовые команды: А – атака; Ф – форсаж; Г↑ – горка вверх; Г↓ – горка вниз; ПР – пуск разрешен.
12 – Шкала дальности и индекс дальности.
13 – Время, оставшееся до встречи ракеты с целью.
14 – Шкала скорости сближения.
15 – Текущее значение скорости сближения.
16 – Собственная скорость.
17 – Нулевая скорость сближения.
18 – Линия тангажа с цифровым счетчиком текущего значения.
19 – Ракурс цели.
20 – Метки максимальных (Др макс1, Др макс2) разрешенных и минимальной (Др мин) разрешенных дальностей пуска.
21 – Метка цели (визирная метка).
22 – Дальность с РУД при НПО.

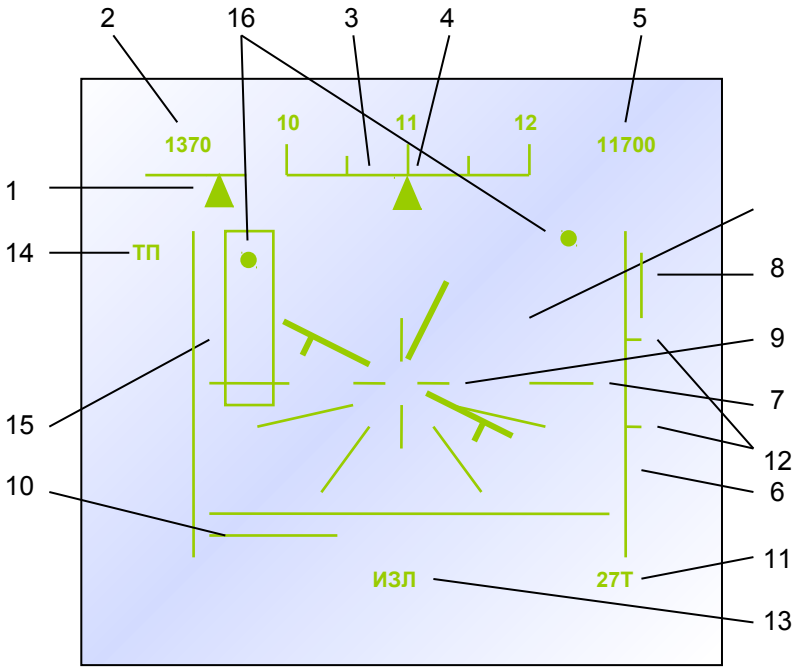


Рис. 24. Обзорно-следящее малое поле.

1 – Тенденция изменения скорости.
2 – Текущая скорость (приборная).
3 – Шкала курса.
4 – Текущий курс.
5 – Текущая барометрическая высота.
6 – Граница зоны обзора с меткой горизонта.
7 – Нулевая отметка шкалы крена.
8 – Метка положения большого или малого поля по углу места относительно горизонта.
9 – Неподвижное перекрестие.
10 – Метка большого или малого поля по азимуту.
11 – Тип выбранного к применению оружия.
12 – Метки положения ИЛС относительно горизонта.
13 – Метка ИЗЛ.
14 – Разовая команда ТП.
15 – Строб захвата ОЛС (малое поле 3°х3°).
16 – Метки обнаруженных целей.

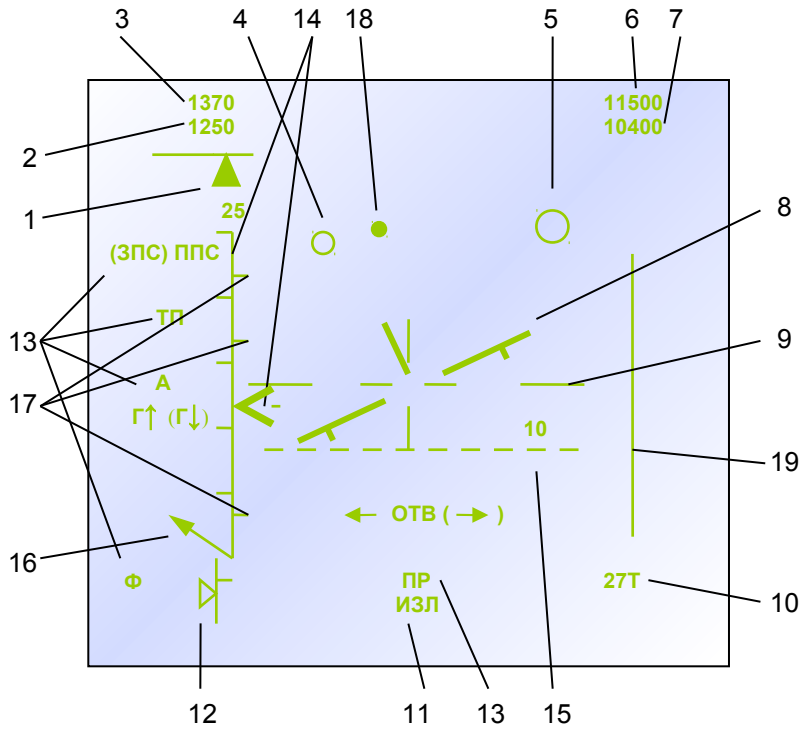


Рис. 25. Режим автосопровождения при НПО (ведущий ОЛС).

1 – Тенденция изменения скорости.
2 – Скорость текущая.
3 – Скорость заданная (истинная).
4 – Метка наведения.
5 – Директорная метка (САУ).
6 – Высота цели заданная.
7 – Высота барометрическая текущая.
8 – Символ самолета.
9 – Нулевая отметка шкалы крена.
10 – Тип выбранного к применению оружия.
11 – Метка ИЗЛ.
12 – Директорная метка сектора газа.
13 – Разовые команды (ППС, ЗПС, ТП, А, Г↑, Г↓, ПР, Ф).
14 – Шкала дальности и индекс текущей дальности.
15 – Линия тангажа с цифровым счетчиком текущего значения.
16 – Ракурс цели.
17 – Метки максимальных (Др макс1, Др макс2) разрешенных и минимальной (Др мин) разрешенных дальностей пуска.
18 – Метка цели (визирная метка).
19 – Граница поля сопровождения.

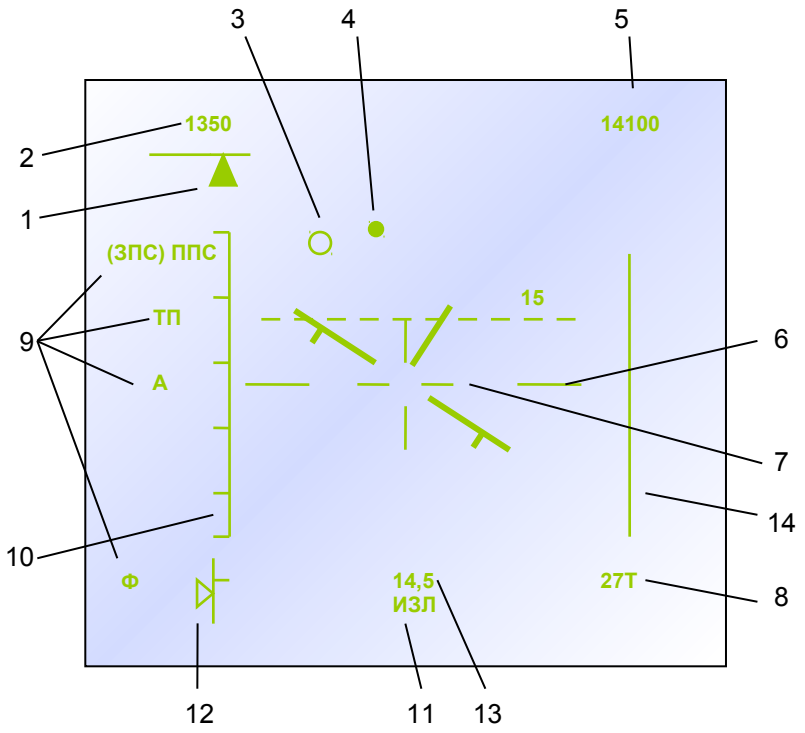


Рис. 26. Режим автосопровождения при НПО до нажатия кнопки ВВОД для ручного ввода дальности (ведущий ОЛС).

1 – Тенденция изменения скорости.
2 – Скорость текущая.
3 – Метка наведения.
4 – Метка цели (визирная метка).
5 – Высота барометрическая текущая.
6 – Нулевая отметка шкалы крена.
7 – Неподвижное перекрестие.
8 – Тип выбранного к применению оружия.
9 – Разовые команды.
10 – Шкала дальности 10 км.
11 – Метка ИЗЛ.
12 – Директорная метка сектора газа.
13 – Дальность до цели, установленная потенциометром ВВОД ДАЛЬН вручную по данным с КП голосом.
14 – Граница поля сопровождения.

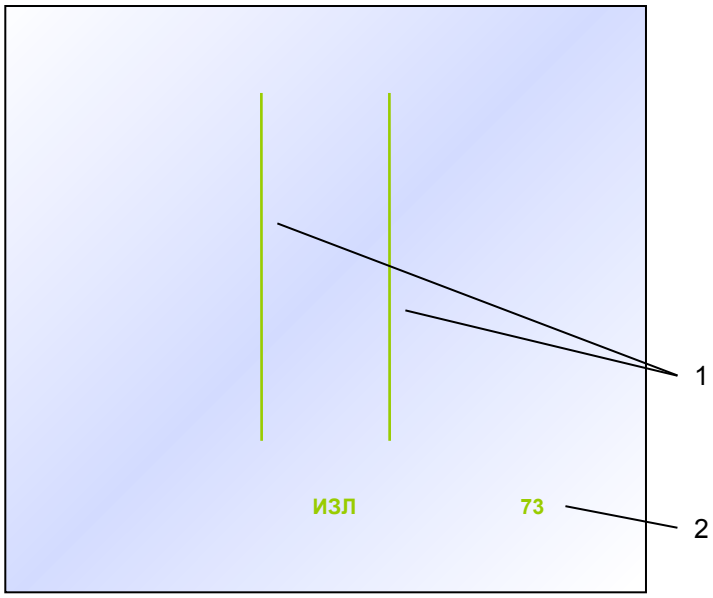


Рис. 27. Индикация при захвате цели в режиме ВЕРТИКАЛЬ.

1 – Границы зоны захвата ОЛС и РЛПК.
2 – Тип выбранного к применению оружия.

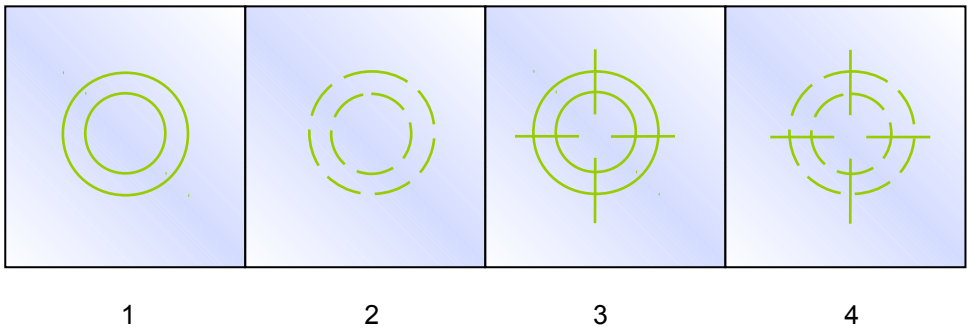


Рис. 28. Индикация при захвате цели в режиме ШЛЕМ
(индикация на визире НСЦ).

1 – Прицельные кольца НСП.
2 – Мигающие прицельные кольца (с частотой 2 Гц) при захвате цели ОЛС, РЛПК или ТГС.
3 – Прицельные кольца и перекрестие при выдаче команды ПР.
4 – Прицельные кольца с перекрестием, мигающие в противофазе (с частотой 2 Гц) при выдаче ракетами Р-73Э сигнал НОП.

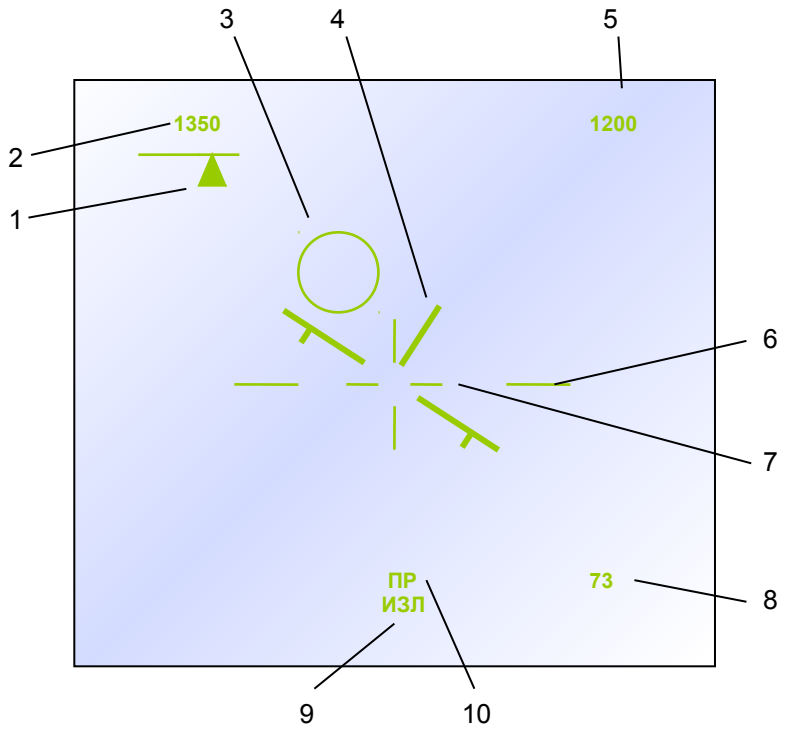


Рис. 29. Индикация захвата цели только ракетами Р-73Э (ТГС) в режиме ОПТИКА.

1 – Тенденция изменения скорости.
2 – Скорость текущая.
3 – Строб захвата (в натуральном угловом масштабе).
4 – Символ самолета.
5 – Высота барометрическая текущая.
6 – Нулевая отметка шкалы крена.
7 – Неподвижное перекрестие.
8 – Тип выбранного к применению оружия.
9 – Индекс ИЗЛ.
10 – ПР – пуск разрешен.

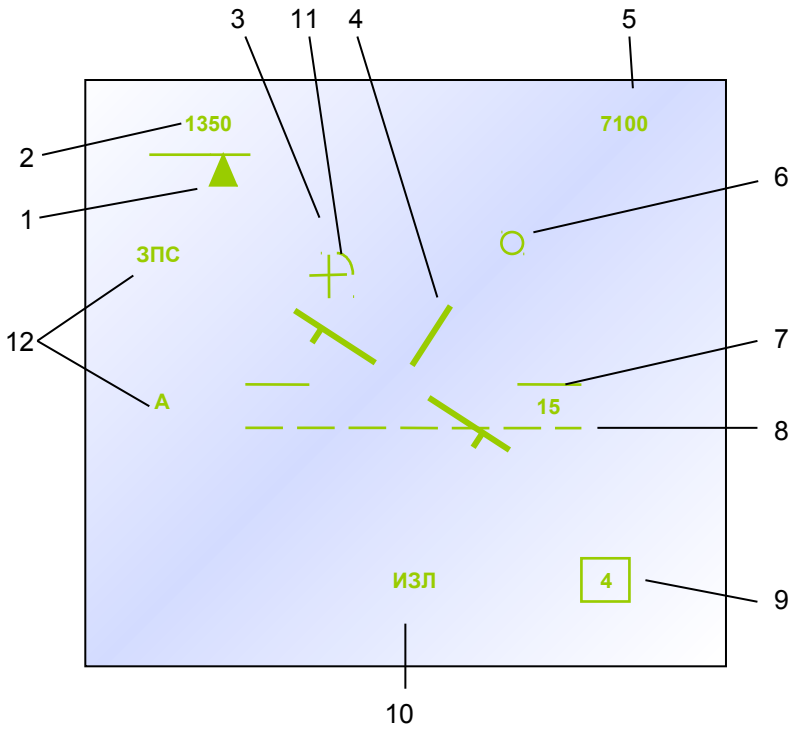


Рис. 30. Индикация при прицеливании ВПУ методом НЕСИНХРОННАЯ СТРЕЛЬБА при дальности до цели менее 1400 м.

1 – Тенденция изменения скорости.
2 – Скорость текущая.
3 – Подвижное прицельное перекрестие.
4 – Символ самолета.
5 – Высота барометрическая текущая.
6 – Визирная метка, совпадающая с визуально видимой целью.
7 – Нулевая отметка шкалы крена.
8 – Линия тангажа с цифровым счетчиком текущего значения.
9 – Боевой комплект снарядов.
10 – Индекс ИЗЛ.
11 – Круговая шкала максимальной эффективной (800 м) дальности – располагается вокруг визирной метки.
12 – Разовые команды ЗПС и А.

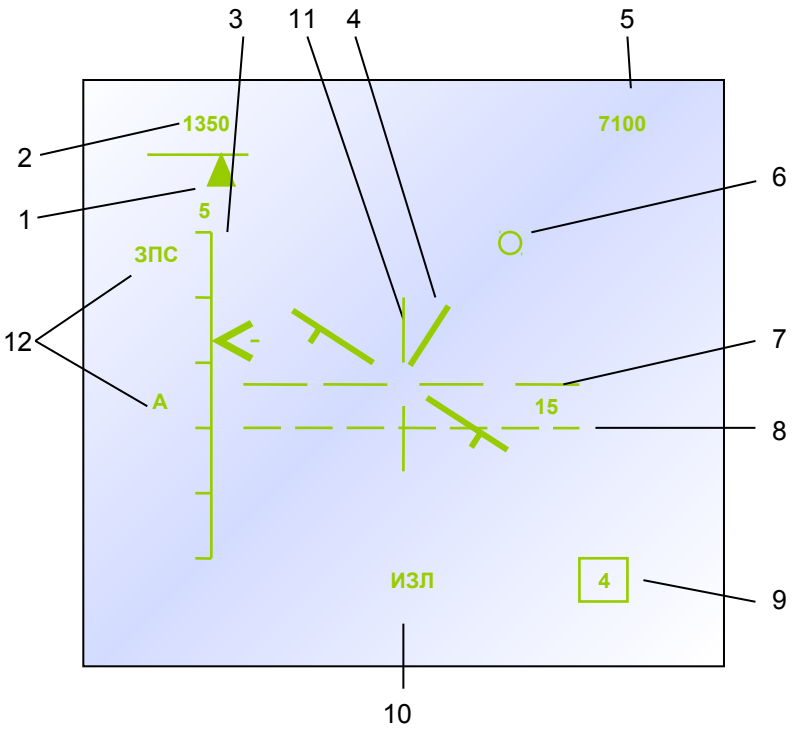


Рис. 31. Индикация при прицеливании ВПУ методом НЕСИНХРОННАЯ СТРЕЛЬБА при дальности до цели более 1400 м.

1 – Тенденция изменения скорости.
2 – Скорость текущая.
3 – Шкала дальности и индекс текущей дальности.
4 – Символ самолета.
5 – Высота барометрическая текущая.
6 – Визирная метка, совпадающая с визуально видимой целью.
7 – Нулевая отметка шкалы крена.
8 – Линия тангажа с цифровым счетчиком текущего значения.
9 – Боевой комплект снарядов.
10 – Индекс ИЗЛ.
11 – Неподвижное перекрестие.
12 – Разовые команды ЗПС и А.

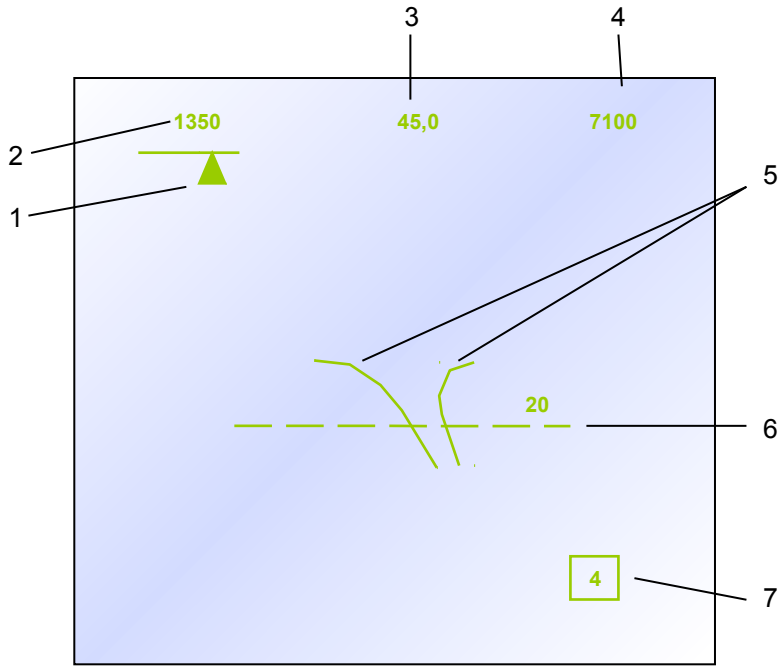


Рис. 32. Индикация при прицеливании ВПУ методом ПРОГНОЗ-ДОРОЖКА (при правом крене 3°).

1 – Тенденция изменения скорости.
2 – Скорость текущая.
3 – База цели (размер цели в метрах).
4 – Высота барометрическая текущая.
5 – Граница дорожки.
6 – Линия тангажа с цифровым счетчиком текущего значения.
7 – Боевой комплект снарядов.

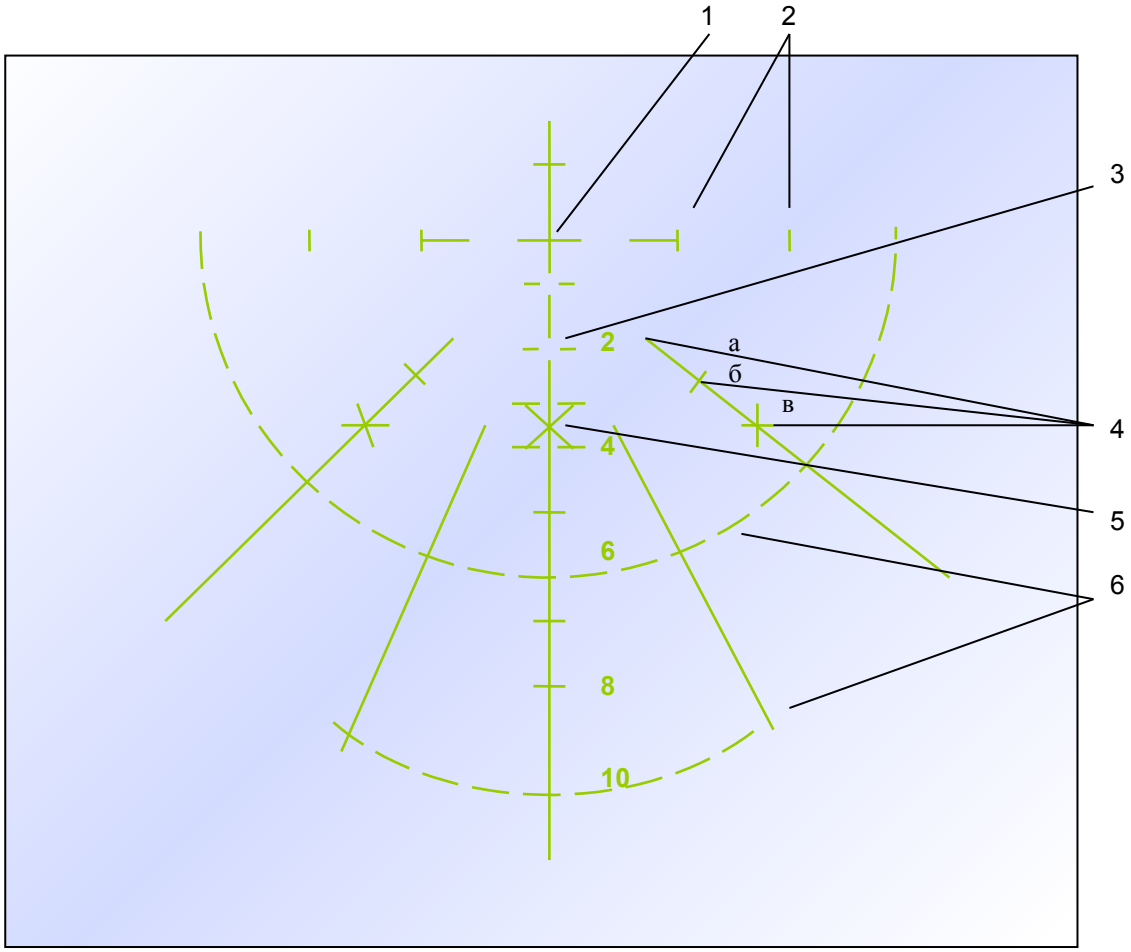


Рис. 33. Вид прицельной сетки в режиме СЕТКА.

1 – Центральная точка перекрестия.
2 – Штрихи для определения дальности до цели.
3 – Вертикальная линия со шкалой в тысячных.
4 – Границы ведения стрельбы при различных скоростях цели (Дстр = 400 м. Ракурс до 2/4: а – Vцели = 500 – 700 км/ч, б – Vцели = 700 – 900 км/ч, в – Vцели = 900 – 1000 км/ч).
5 – Перекрестие, соответствующее 2° (35 тыс.)
6 – Радиальные кольца 60 тыс. и 100 тыс.

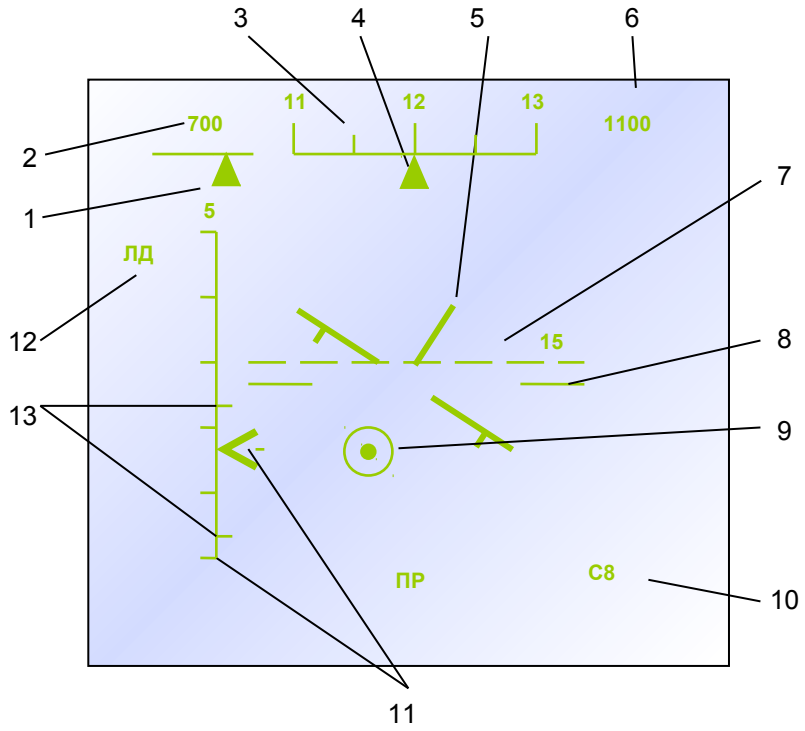


Рис. 34. Прицеливание по наземным целям НРС или ВПУ до ПЗ или после отпускания кнопки ВВОД при ПЗ.

1 – Тенденция изменения скорости.
2 – Скорость текущая.
3 – Шкала курса.
4 – Текущий курс.
5 – Символ самолета.
6 – Высота барометрическая текущая.
7 – Линия тангажа с цифровым счетчиком текущего значения.
8 – Нулевая отметка шкалы крена.
9 – Прицельная марка.
10 – Тип выбранного к применению оружия (НРС).
11 – Шкала дальности и индекс текущей дальности.
12 – Излучение ЛД включено.
13 – Метки максимальной (Др макс) и минимальной (Др мин) разрешенных дальностей.

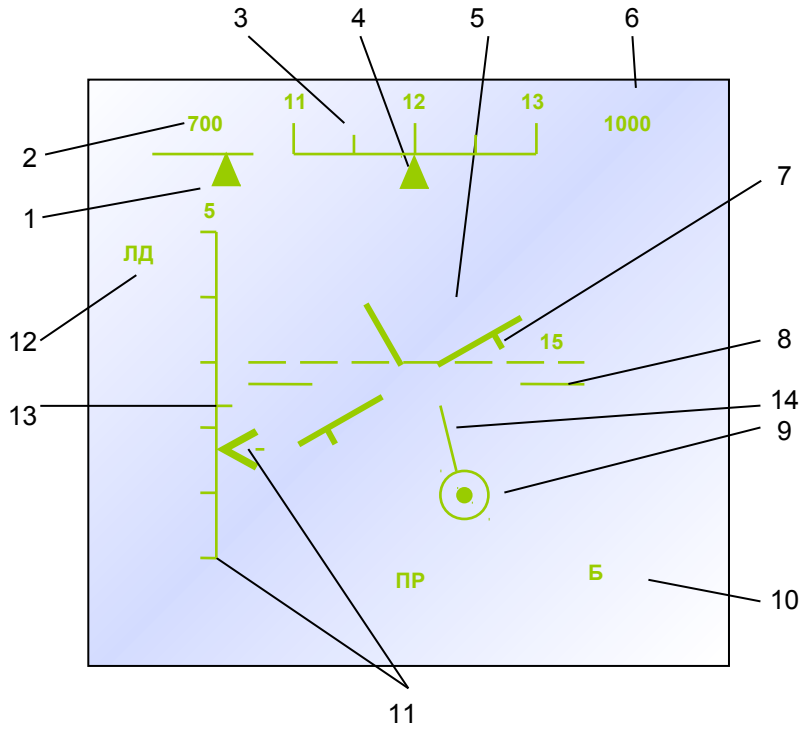


Рис. 35. Прицеливание по наземным целям АБ до ПЗ (НЕСИНХРОННЫЙ МЕТОД).

1 – Тенденция изменения скорости.
2 – Скорость текущая.
3 – Шкала курса.
4 – Текущий курс.
5 – Символ самолета.
6 – Высота барометрическая текущая.
7 – Линия тангажа с цифровым счетчиком текущего значения.
8 – Нулевая отметка шкалы крена.
9 – Прицельная марка.
10 – Тип выбранного к применению оружия (бомбы).
11 – Шкала дальности и индекс текущей дальности.
12 – Излучение ЛД включено.
13 – Метка максимальной (Др макс) разрешенной дальности сброса.
14 – Указатель направления линии разрывов.

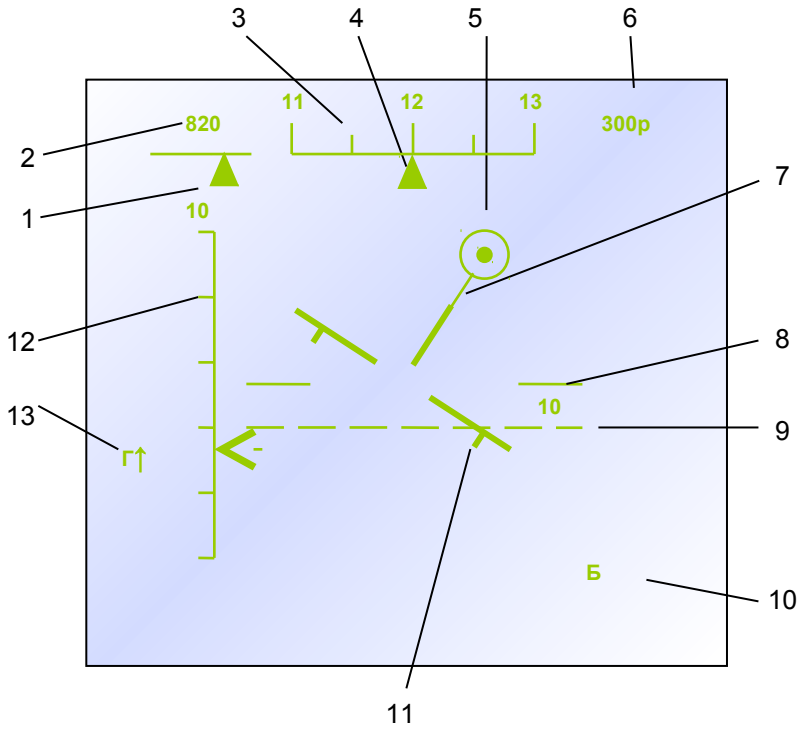


Рис. 36. Прицеливание АБ после нажатия БК.

1 – Тенденция изменения скорости.
2 – Скорость текущая.
3 – Шкала курса.
4 – Текущий курс.
5 – Директорный индекс.
6 – Высота барометрическая текущая.
7 – Вектор текущей перегрузки.
8 – Нулевая отметка шкалы крена.
9 – Линия тангажа с цифровым счетчиком текущего значения.
10 – Тип выбранного к применению оружия (бомбы).
11 – Символ самолета.
12 – Шкала времени и индекс текущего времени, оставшегося до сброса АБ (или появления символа Г↑).
13 – Горка вверх (при кабрировании).

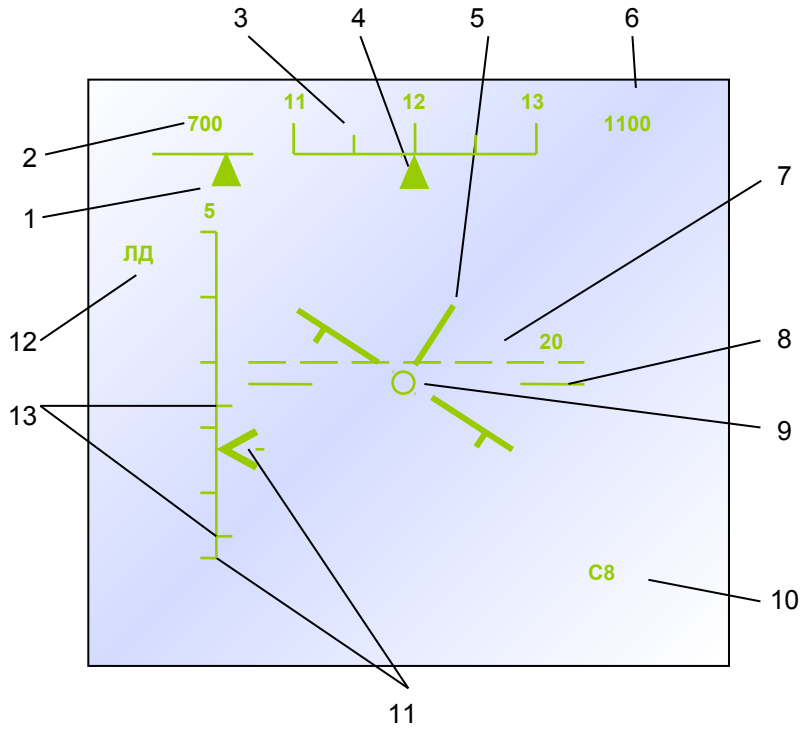


Рис. 37. Прицеливание при нажатой кнопке ВВОД.

1 – Тенденция изменения скорости.
2 – Скорость текущая.
3 – Шкала курса.
4 – Текущий курс.
5 – Символ самолета.
6 – Высота барометрическая текущая.
7 – Линия тангажа с цифровым счетчиком текущего значения.
8 – Нулевая отметка шкалы крена.
9 – Прицельная марка.
10 – Тип выбранного к применению оружия (НРС).
11 – Шкала дальности и индекс текущей дальности.
12 – Излучение ЛД включено.
13 – Метки максимальной (Др макс) и минимальной (Др мин) разрешенных дальностей.

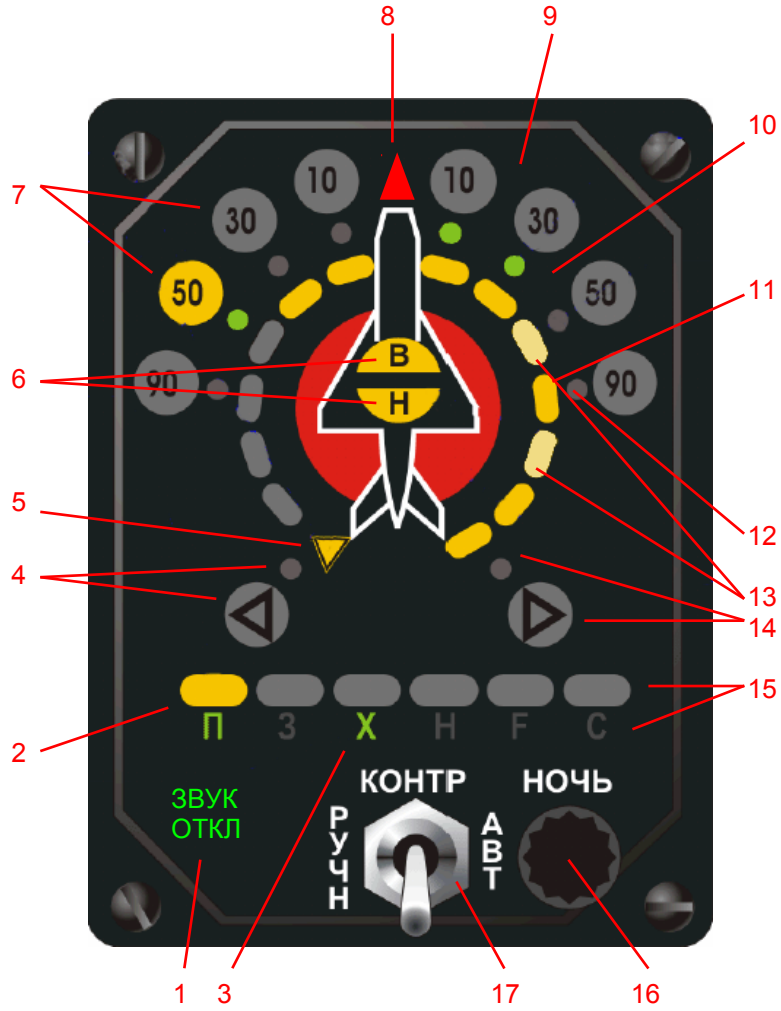


Рис. 38. Лицевая панель индикатора СПО.

1 – Табло ЗВУК ОТКЛ.
2 – Тип главной РЛС.
3 – Тип РЛС.
4 – Метка пеленга и главного пеленга левого заднего сектора.
5 – Позиция главной РЛС.
6 – Метки В (верх), Н (низ).
7 – Пеленг главной РЛС.
8 – Метка сигнализации исправности.
9 – Шкала пеленга (внешняя).
10 – Шкала пеленга (внутренняя).
11 – Шкала градации мощности.
12 – Пеленг РЛС.
13 – Мигающие сегменты границы мощности (зоны поражения).
14 – Метка пеленга и главного пеленга правого заднего сектора.
15 – Шкала типов.
16 – Рукоятка НОЧЬ.
17 – Переключатель РУЧН-АВТ.

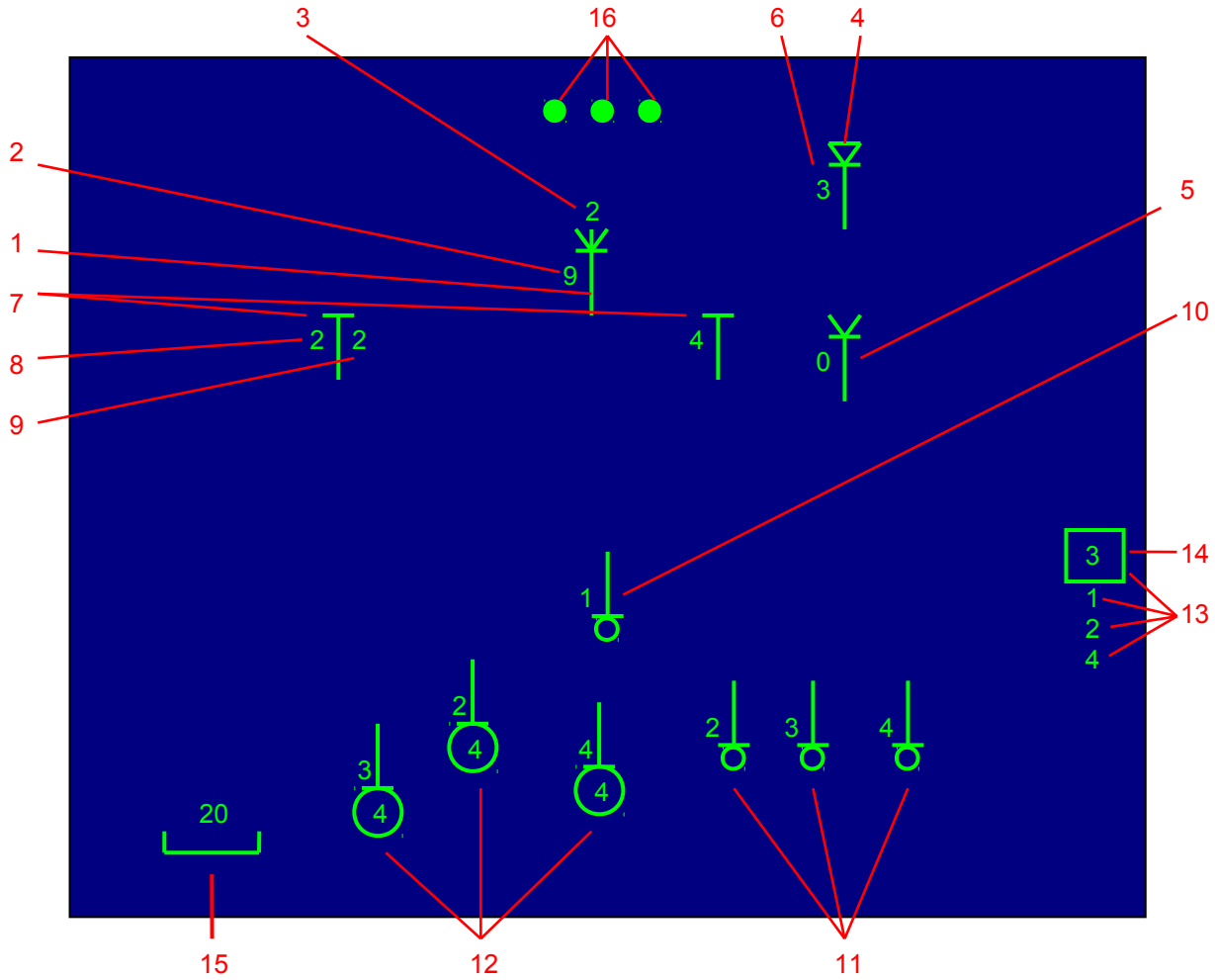


Рис. 39. Информация на ИПВ самолета командира объединенной группы.

1 – Цель с линией высоты и вектором скорости, переданная от командира звена или ведомого командиру объединенной группы (неотождествленная).
2 – Номер цели.
3 – Номер самолета, от которого пришла цель.
4 – Цель отождествленная.
5 – Цель, переданная с НАСУ.
6 – Номер отождествленной цели.
7 – Цели с линией высоты и вектором скорости, сопровождаемые РЛС.
8 – Номер цели.
9 – Номер самолета, которому передана данная цель.
10 – Свой самолет (командир объединенной группы) с номером.
11 – Самолеты, ведомые командиром объединенной группы.
12 – Самолеты ведущих звеньев с номерами и количеством самолетов в звеньях (числа в кружках).
13 – Ряд ранжировки целей по степени опасности.
14 – Цель, назначенная на атаку.
15 – Масштаб.
16 – Дальность полета по запасу топлива.

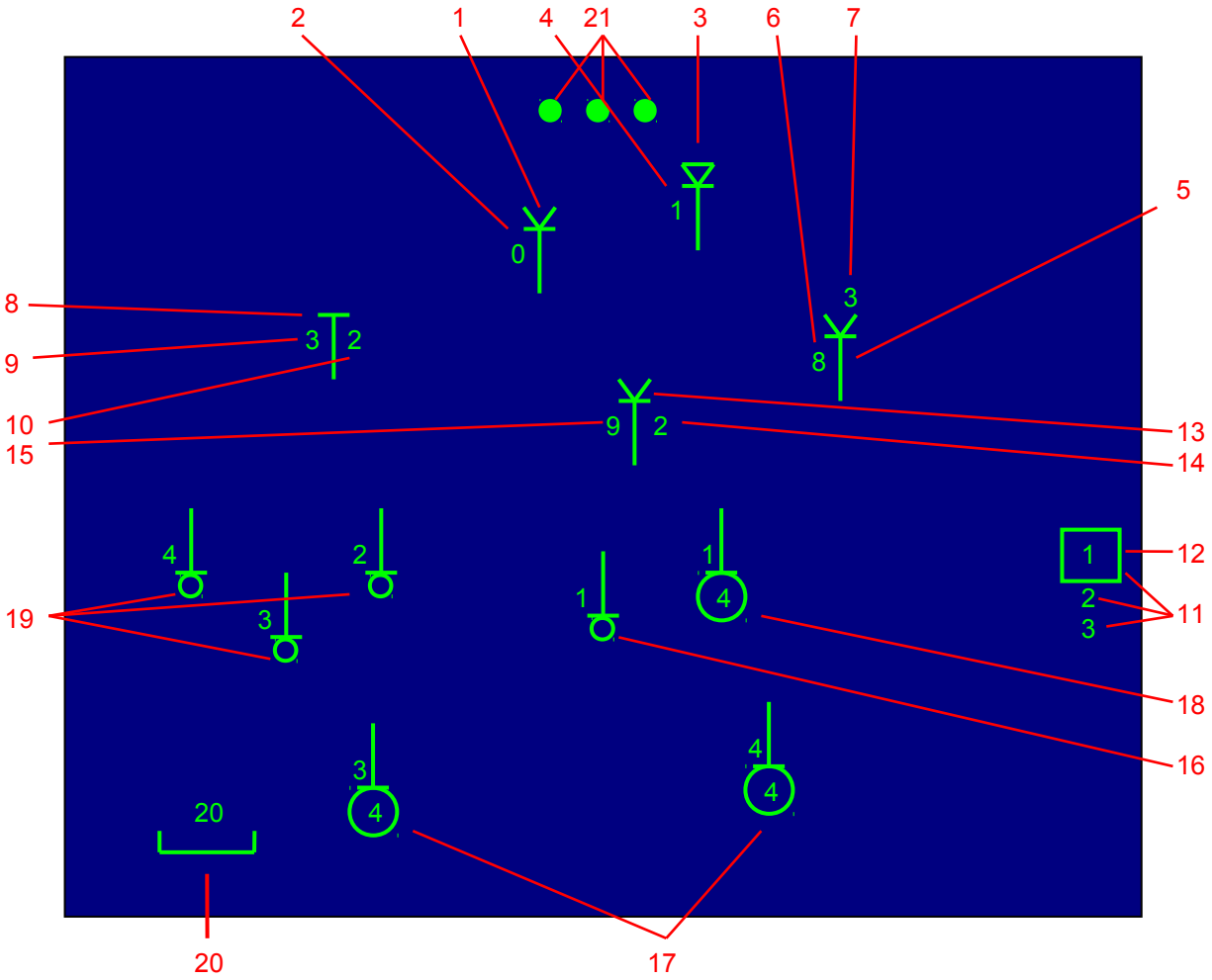


Рис. 40. Информация на ИПВ самолета ведущего звена.

1 – Цель с линией высоты и вектором скорости, переданная от командира объединенной группы (неотождествленная).
2 – Номер цели.
3 – Цель с линией высоты, вектором скорости (отождествленная).
4 – Номер цели.
5 – Цель с линией высоты и вектором скорости, переданная от ведомого (неотождествленная).
6 – Номер цели.
7 – Номер ведомого, от которого получена цель.
8 – Цель, сопровождаемая РЛС.
9 – Номер цели.
10 – Номер самолета, которому передана цель.
11 – Ряд ранжировки целей по степени опасности.
12 – Цель, назначенная на атаку.
13 – Цель, переданная от командира объединенной группы ведущему звена, который, не включая излучения, передает её ведомому.
14 – Номер ведомого, которому передана цель.
15 – Номер цели.
16 – Свой самолет (ведущий звена).
17 – Самолеты ведущих других звеньев.
18 – Командир объединенной группы.
19 – Ведомые своего звена.

20 – Масштаб.
21 – Дальность полета по запасу топлива.

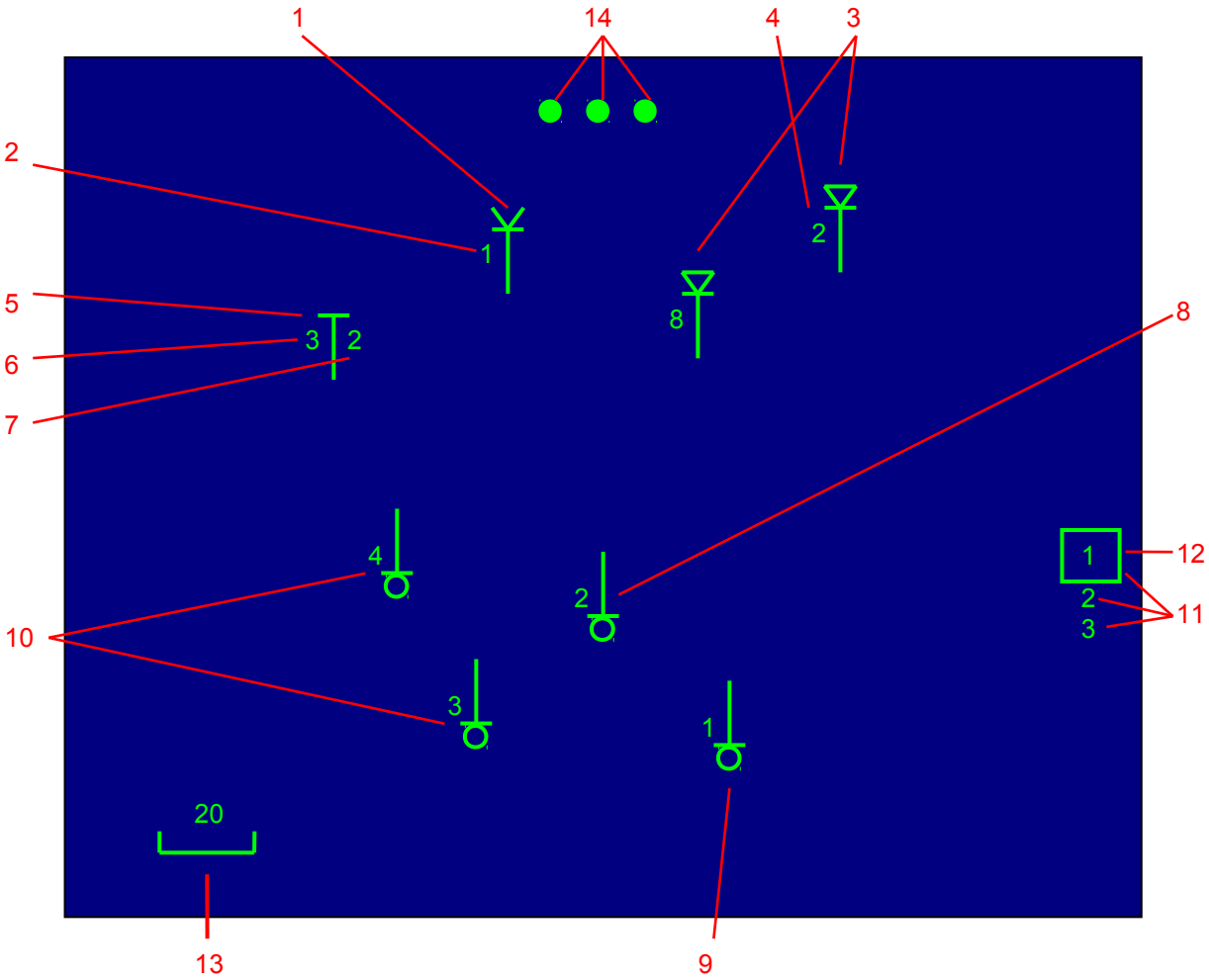


Рис. 41. Информация на ИПВ самолета ведомого.

1 – Цель с линией высоты и вектором скорости, переданная от ведущего звена (неотождествленная).
2 – Номер цели.
3 – Цель с линией высоты и вектором скорости (отождествленная).
4 – Номер отождествленной цели.
5 – Цель, сопровождаемая РЛС.
6 – Номер цели.
7 – Номер самолета ведущего звена, которому передана цель.
8 – Свой самолет с номером.
9 – Ведущий звена с номером.
10 – Ведомые звена с номерами.
11 – Ряд ранжировки целей по степени опасности.
12 – Цель, назначенная на атаку.
13 – Масштаб.
14 – Дальность полета по запасу топлива.

РАЗДЕЛ 6

ОСОБЫЕ СЛУЧАИ В ПОЛЕТЕ

6.1. **Общие указания.**

6.1.1. Всесторонняя подготовленность летчика ко всем неожиданностям и особым случаям в полете имеет решающее значение для безопасности полета.

При обнаружении отказа авиатехники необходимо спокойно проверить, не допущена ли ошибка при работе с оборудованием в кабине, хладнокровно оценить обстановку и принять грамотное решение. Об отказе и принятом решении доложить руководителю полетов.

В дальнейшем действовать в зависимости от создавшейся обстановки с учетом указаний руководителя полетов.

Если в полете создалась непосредственная угроза жизни лётчика, необходимо немедленно покинуть самолет.

В любой аварийной ситуации включить сигнал БЕДСТВИЕ системы опознавания.

Отказы в силовой установке.

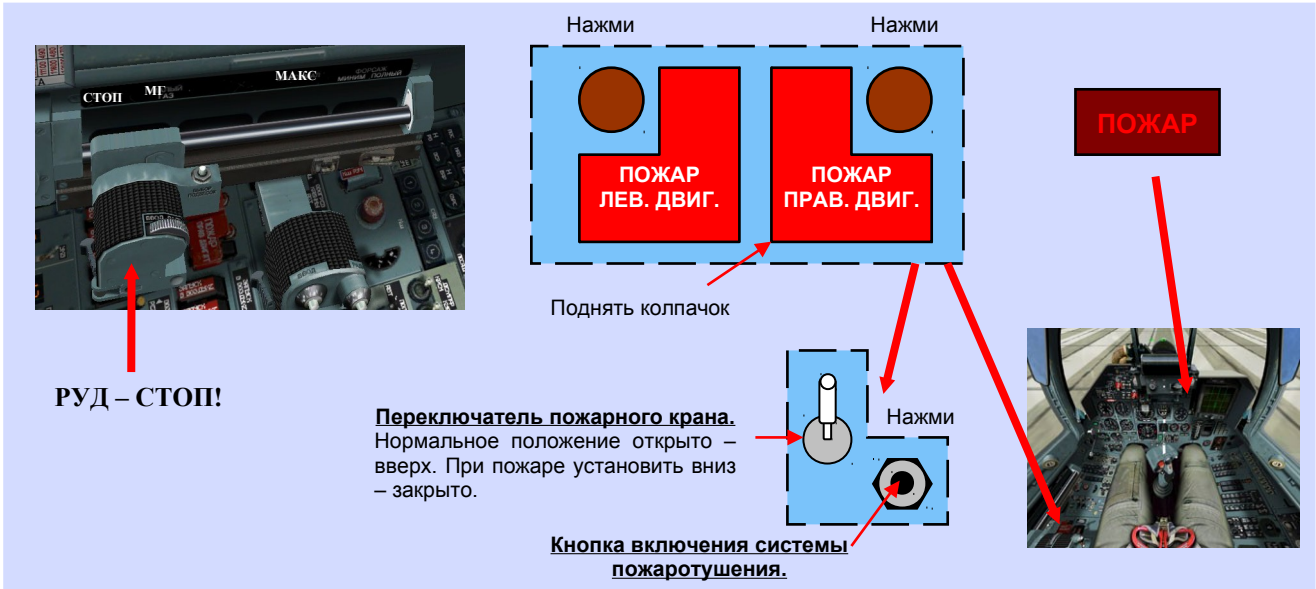
6.2. **Пожар в отсеке двигателей.**

Признаки:

- высвечивается красный аварийный сигнал ПОЖАР в верхней части приборной доски (в мигающем режиме);
- высвечивается лампа ПОЖАР левого или правого отсека на щитке пожаротушения и выдается речевая информация: «Пожар левого двигателя» или «Пожар правого двигателя».

Дополнительным признаком пожара может быть:

- дым за самолетом (может быть замечен с земли, с соседнего самолета, лётчиком на развороте или в зеркалах заднего вида).



Действия:

На стоянке после запуска двигателей, на рулении до взлёта и после посадки:

- установить РУД двигателей в положение СТОП и принять меры для прекращения движения самолёта;
- закрыть пожарный кран двигателя горящего отсека;
- нажать кнопку тушения пожара горящего отсека;
- в случае если пожар не ликвидирован, обесточить самолет и немедленно покинуть его. Если прекратить движение самолёта не удается, то до покидания попытаться отвернуть его в безопасном направлении и при необходимости сбросить фонарь.

На разбеге:

- немедленно прекратить взлёт, установив РУД двигателей в положение СТОП;
- закрыть пожарный кран двигателя горящего отсека;
- нажать кнопку тушения пожара горящего отсека;
- принять все меры для остановки самолёта, после чего обесточить и немедленно покинуть его.

В случае, если пожар не ликвидирован (горит сигнал ПОЖАР) и невозможно остановить самолёт торможением:

- при скорости более 75 км/ч – катапультироваться;
- при скорости менее 75 км/ч – срулить с ВПП, при необходимости аварийно сбросить фонарь, обесточить самолет и покинуть его.

В полёте:

- установить РУД соответствующего двигателя в положение СТОП и закрыть пожарный кран;
- нажать кнопку тушения пожара горящего отсека;
- если пожар не ликвидирован (продолжает высвечиваться лампа ПОЖАР), покинуть самолет.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. После ликвидации пожара запуск горевшего двигателя запрещается. При возможности продолжения полета произвести посадку на ближайший аэродром.

6.3. **Помпаж воздухозаборника.**

Признаки:

- сильные звуковые явления (хлопки, удары) во входной части воздухозаборника;
- периодические изменения тяги двигателей, ощущаемые по изменению продольной перегрузки (толчкам).

Действия:

1. При помпаже воздухозаборника, не вызывающем нарушения работы двигателя:
   - отключить форсаж обоих двигателей, если он был включен;
   - совместить кремальерой задатчика помпирующего воздухозаборника подвижный индекс на индикаторе ИПК-2 с верхним концом подвижного столбика;
   - перейти на ручное управление помпирующим заборником и выдвинуть панель до прекращения помпажа. При уменьшении скорости самолета на числе М = 1,9 установить отказавшую панель в положение 60-70 %, при

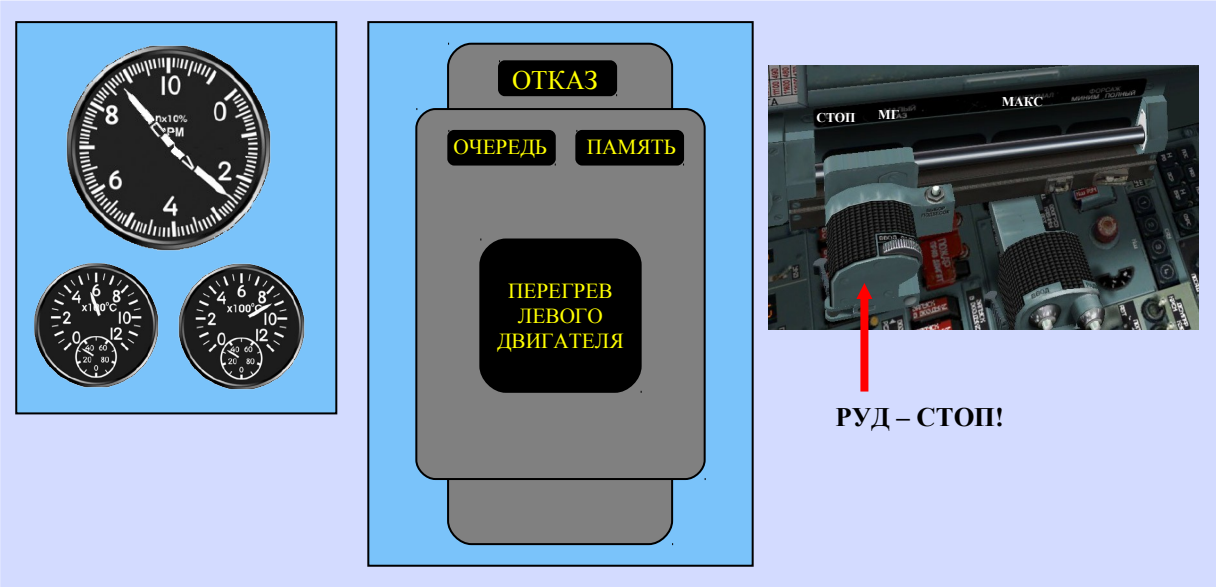
M = 1,5 панель убрать полностью.

2. При возникновении помпажа воздухозаборника, вызвавшего помпаж двигателя, действовать как при помпаже двигателя.

6.4. **Помпаж двигателя.**

Признаки:

Падение оборотов (тяги) двигателя с возможными хлопками и ростом температуры газов за турбиной. При этом в случае возрастания температуры на 40°-60° выше допустимой высвечивается сигнал на УСТ ПЕРЕГРЕВ ЛЕВ (ПРАВ) ДВИГ.



Действия:

- немедленно остановить двигатель переводом РУД на упор СТОП;
- произвести запуск двигателя в соответствии с подразделом 6.10;
- после выхода двигателя на малый газ установить обороты n_2, минимально необходимые для возвращения на аэродром (но не более 95 %).

Выполнение задания прекратить.

6.5. **Отказ системы автоматического регулирования воздухозаборников.**

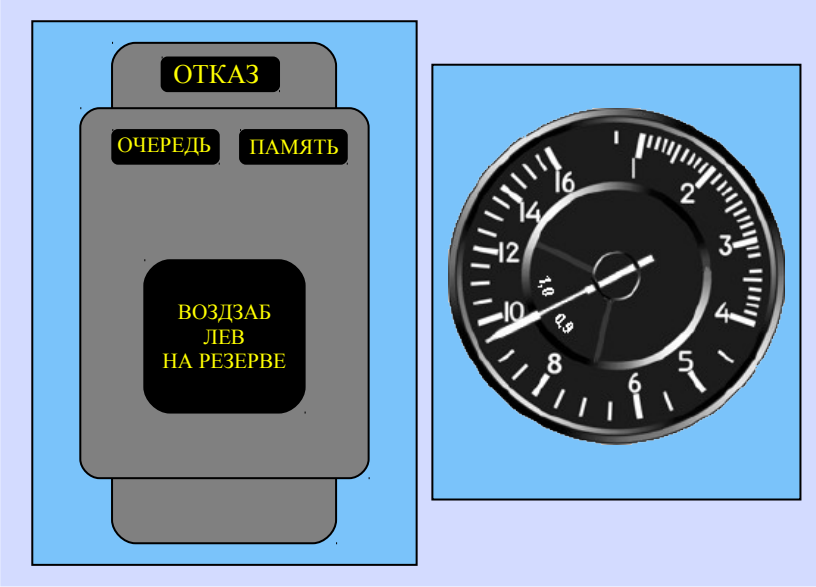
Отказ системы на режимах M < Мвыкл (1,35).

6.5.1. Признак.

- на УСТ высвечивается сигнал ВОЗДЗАБ ЛЕВ НА РЕЗЕРВЕ (ВОЗДЗАБ ПРАВ НА РЕЗЕРВЕ).

Действия:

- на режим M > 1 не выходить.

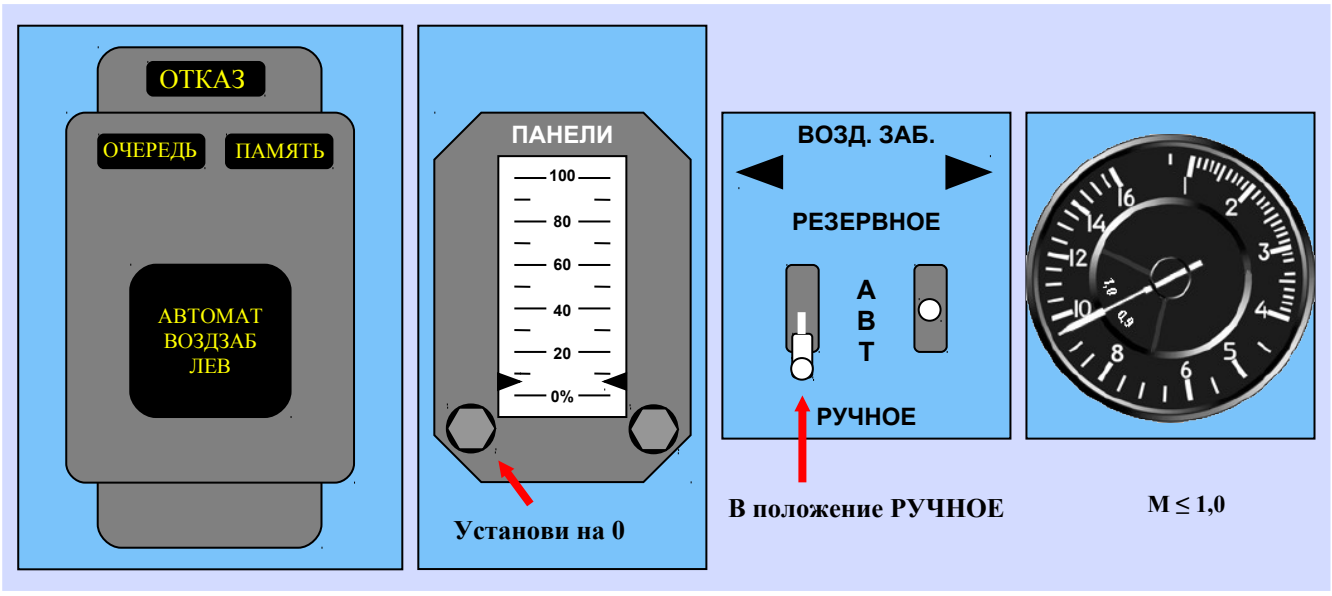


6.5.2. Признак:

- на УСТ высвечивается сигнал АВТОМАТ ВОЗДЗАБ ЛЕВ (АВТОМАТ ВОЗДЗАБ ПРАВ).

Действия:

- установить кремальерой задатчика подвижный индекс отказавшей панели на индикаторе ИПК-2 в положение 0;
- установить переключатель ВОЗДЗАБ РЕЗЕРВНОЕ-АВТ-РУЧНОЕ ◄ (►) в положение РУЧНОЕ;
- на режим М > 1 не выходить.



В случае отсутствия давления в соответствующей гидросистеме (высвечивается на УСТ ОДНА ГИДРО) после полной уборки панели переключатель вновь установить в положение АВТ (во избежание разрядки гидроаккумулятора).

Отказ системы на режимах М > Мвкл.

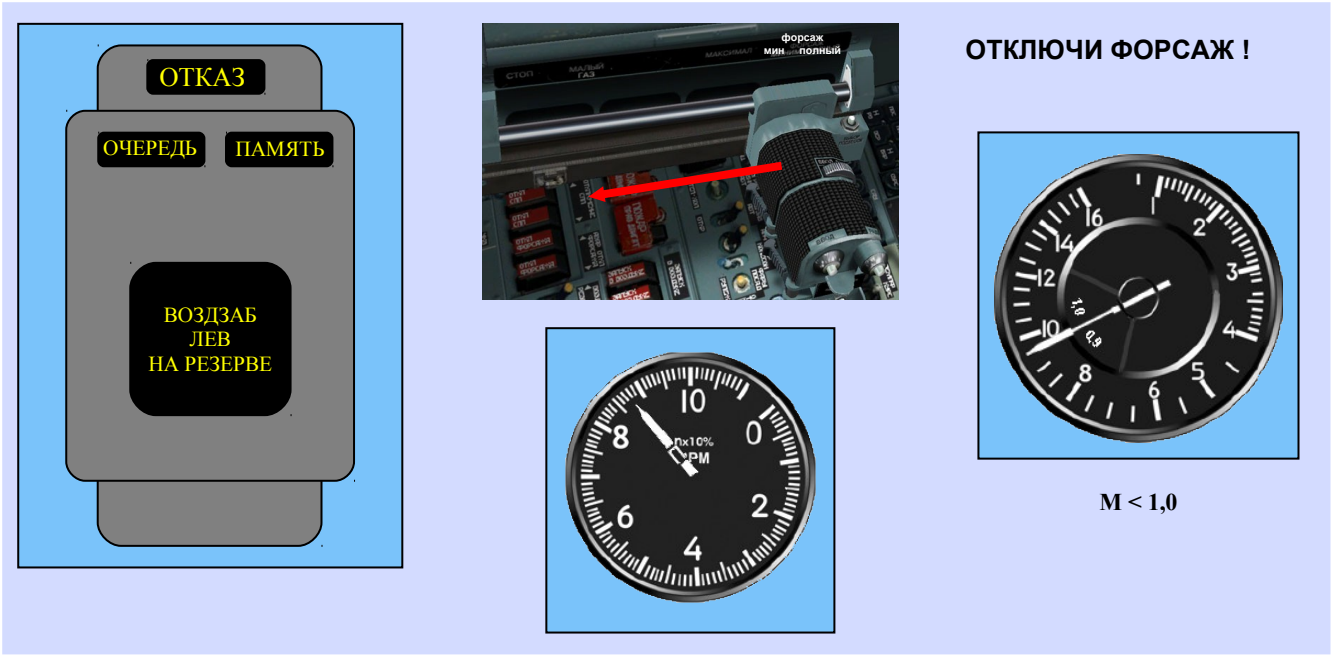
6.5.3. Признак:

- на УСТ высвечивается сигнал ВОЗДЗАБ ЛЕВ НА РЕЗЕРВЕ (ВОЗДЗАБ ПРАВ НА РЕЗЕРВЕ).

Действия:

- установить переключатель ВОЗДЗАБ ◄ (►) РЕЗЕРВНОЕ-АВТ-РУЧНОЕ в положение РЕЗЕРВНОЕ, а затем через 1-2 сек снова в положение АВТ;
- если сигнал ВОЗДЗАБ ЛЕВ (ПРАВ) НА РЕЗЕРВЕ погас, разрешается продолжать полет без ограничений по числу М;
- если сигнал ВОЗДЗАБ ЛЕВ (ПРАВ) НА РЕЗЕРВЕ продолжает высвечиваться, отключить форсаж, поддерживая одинаковыми обороты обоих двигателей, перейти на режим М < 1, не допуская скольжения.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При переходе системы АРВ с основного на резервный канал на М > 2,0 возможен помпаж отказавшего воздухозаборника.

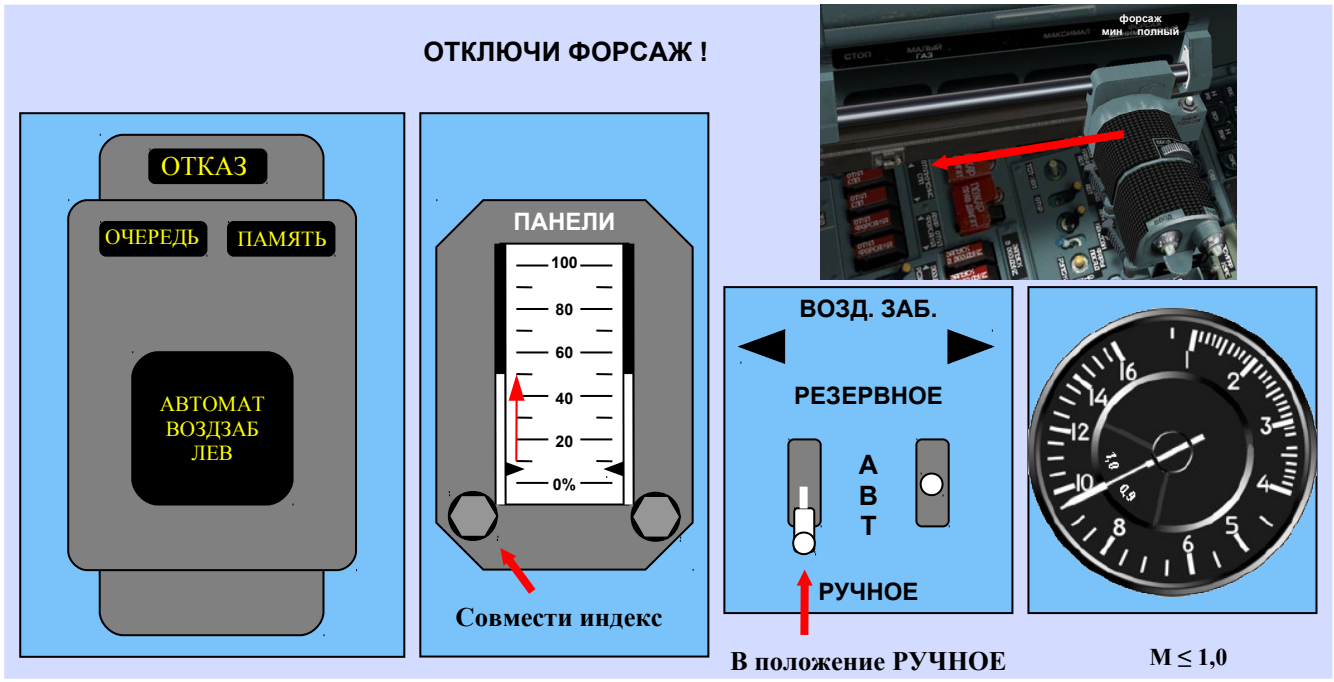


6.5.4. Признак:

- на УСТ высвечивается сигнал АВТОМАТ ВОЗДЗАБ ЛЕВ (АВТОМАТ ВОЗДЗАБ ПРАВ).

Действия:

- совместить кремальерой задатчика подвижный индекс на индикаторе ИПК-2 с верхним концом подвижного столбика отказавшей панели;
- установить переключатель ВОЗДЗАБ ◄ (►) РЕЗЕРВНОЕ-АВТ-РУЧНОЕ в положение РУЧНОЕ на 1-2 сек и снова в положение АВТ. Если сигнал АВТОМАТ ВОЗДЗАБ ЛЕВ (ПРАВ) снимается, разрешается продолжать полет без ограничений. Если сигнал продолжает высвечиваться, установить переключатель снова в положение РУЧНОЕ, отключить форсаж и по мере торможения на числе М = 1,9 установить отказавшую панель в положение 60-70 % и на числе М = 1,5 убрать полностью. Торможение продолжать до М < 1. Дросселировать двигатель разрешается на М ≤ 1,2.



6.5.5. Признак:

- на УСТ высвечивается сигнал АВТОМАТ ВОЗДЗАБ ЛЕВ и АВТОМАТ ВОЗДЗАБ ПРАВ (в очереди).

Действия:

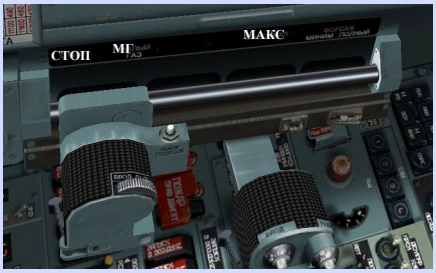
- совместить кремальерой задатчика подвижные индексы на индикаторе ИПК-2 с верхними концами подвижных столбиков;
- установить переключатели ВОЗДЗАБ ◄ (►) РЕЗЕРВНОЕ-АВТ-РУЧНОЕ в положение РУЧНОЕ на 1-2 сек и снова в положение АВТ. Если сигналы АВТОМАТ ВОЗДЗАБ ЛЕВ и АВТОМАТ ВОЗДЗАБ ПРАВ снимутся, разрешается продолжать полет без ограничений. Если сигналы продолжают высвечиваться, установить переключатели снова в положение РУЧНОЕ;
- отключить форсаж (левого и правого двигателей) и по мере торможения на числе M = 1,9 установить панели в положение 60-70 %, на числе M = 1,5 убрать панели полностью при работе двигателей на максимальном режиме. Дросселирование двигателей выполнять на M ≤ 1,2.



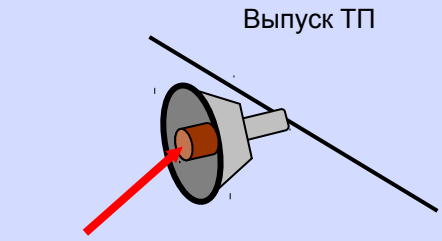
6.6. Отказ одного двигателя при взлете на разбеге.

Признаками отказа могут быть:

- уменьшение ускорения на разбеге;
- появление разворачивающего момента в сторону отказавшего двигателя;
- изменение шума работы силовой установки;
- срабатывание соответствующей световой и речевой информации;
- разница в показаниях оборотов левого и правого двигателей более 3 %, в показаниях температуры – более 50°С.



В случае опасности столкновения и угрозе жизни при V ≥ 75 км/ч КАТАПУЛЬТИРУЙСЯ!



Выпусти тормозной парашют.

ТОРМОЗИ!

Действия:

- при взлёте с аэродромов с длиной ВПП 1800 м и более в случае отказа двигателя до подъёма колеса передней стойки шасси (при взлёте с массой не более 20000 кг, а также при взлёте «конвейером» – до отрыва основных колёс шасси) взлёт прекратить, при отказе после подъёма переднего колеса (отрыва самолёта) взлёт продолжить;
- при взлёте с аэродрома с длиной ВПП менее 1800 м взлёт прекратить, действовать в зависимости от создавшейся обстановки, обеспечивая свою безопасность (при отказе на скорости более 220 км/ч прекращение взлёта в пределах ВПП не обеспечивается);
- для прекращения взлёта установить РУД обоих двигателей в положение СТОП, выпустить тормозной парашют (на V ≤ 300 км/ч), полностью нажать на тормозные педали.

При выкатывании с ВПП и угрозе столкновения с препятствием отвернуть самолёт в безопасную сторону, при скорости более 75 км/ч катапультироваться, при меньшей скорости убрать шасси, сбросить фонарь и покинуть самолёт.

6.6.1. **В случае принятия решения о продолжении взлета:**

- парировать разворачивающий момент отклонением педалей;
- на скорости более 250 км/ч включить форсаж работающего двигателя;
- отрыв самолёта производить на углах атаки, рекомендованных для обычного взлёта, при этом, если позволяет длина ВПП, разрешается отрыв самолёта производить на угле атаки на 1-2° менее рекомендованного для нормального взлёта, что способствует улучшению условий балансировки и разгона самолёта после отрыва.

Возможность парирования разворачивающего момента при отказе одного двигателя на взлёте обеспечивается на всех этапах взлёта.

При отказе двигателя на взлёте на режиме МАКСИМАЛ:

- для выдерживания направления разбега до момента отрыва переднего колеса потребный расход педалей (с включённым МРК) составляет 1/3 хода;
- для выдерживания направления разбега в момент и после отрыва переднего колеса потребное отклонение педалей составляет 1/2-3/4 хода;
- после отрыва от ВПП разворачивающий момент парируется на скорости 250 км/ч и более отклонением педалей на 1/2-3/4 полного хода и созданием крена 5° на работающий двигатель.

При отказе двигателя на взлёте на режиме ПОЛНЫЙ ФОРСАЖ:

- выдерживание направления разбега до момента отрыва переднего колеса обеспечивается МРК при отклонении педалей до 1/2 хода;
- для выдерживания направления разбега при отрыве переднего колеса на скорости 250 км/ч и менее требуется полное отклонение педалей и подтормаживание колеса со стороны работающего двигателя. При скорости более 250 км/ч парирование разворачивающего момента обеспечивается отклонением рулей направления без подтормаживания.

Боковое отклонение самолета от центра ВПП при разбеге с отказавшим двигателем составляет ~ 15 м.

После отрыва самолета от ВПП разворачивающий момент парируется на скорости 250 км/ч и более полным отклонением педалей и созданием крена 5° на работающий двигатель.

6.6.2. **При принятии решения о продолжении взлёта после отрыва самолёта:**

- полностью парировать разворачивающий момент отклонением педалей. Признаком неполного парирования разворачивающего момента является кренение самолёта в сторону отказавшего двигателя;
- уменьшить угол набора высоты, при необходимости включить форсаж работающего двигателя;
- по достижении скорости 300 км/ч установить РУД отказавшего двигателя в положение СТОП;
- в полёте по кругу слить топливо для обеспечения допустимой посадочной массы;
- выполнить посадку с одним работающим двигателем.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.

1. Шасси при отказе левого двигателя не убирать.
2. При невозможности парирования кренения самолёта, а также при любой другой непосредственной угрозе жизни летчика – катапультироваться.

6.7. Отказ одного двигателя при взлёте после отрыва.

Действия аналогичны действиям, изложенным в п. 6.6.2.

6.8. Отказ одного двигателя в полёте.

Признаки:

- падение оборотов и (или) температуры газа, не сопровождающееся признаками, изложенными в п. 6.4, 6.11, 6.12, 6.13;
- появление разворачивающего момента в сторону отказавшего двигателя.

Действия:

- если при снижении оборотов до 50 % не произошёл автоматический запуск на выбеге, установить РУД отказавшего двигателя в положение СТОП;
- установить режим полёта, рекомендованный для запуска, и произвести запуск в соответствии с указаниями п. 6.10;
- задание прекратить и следовать на аэродром посадки.



ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В случае отказа левого двигателя во избежание выхода из строя системы управления самолетом выпуск шасси производить аварийным способом. При этом переключатель крана шасси устанавливать в положение ВЫПУЩЕНО запрещается.

Километровые расходы топлива при полете на одном работающем двигателе при средней полетной массе 20000 кг в зависимости от высоты показаны в таблице.

Высота полета, м	Скорость полета (км/ч)	Километровый расход (кг/км)		
		Без ракет	2 х Р-27	С ракетами и 2 х Р-73
200	800	7,7		8,2
5000	800	4,9		5,4

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.

1. При заходе на посадку с одним работающим двигателем скорость планирования необходимо выдерживать на 15-20 км/ч больше установленной скорости. Длина пробега с использованием тормозного парашюта увеличивается при этом на 100 – 120 м.
2. Минутные расходы топлива при полете по кругу во взлетно-посадочной конфигурации на одном работающем двигателе со скоростью 450 км/ч составляют с выпущенным шасси 75 кг/мин.
3. При работе не отказавшего двигателя на режиме МАЛЫЙ ГАЗ пользоваться тормозным щитком запрещается.
4. При авторотации одного из двигателей возможны кратковременные провалы давления в соответствующей гидросистеме. При отказе правого двигателя тормозным щитком пользоваться запрещается.

6.9. **Отказ двух двигателей в полете.**

Признаки:

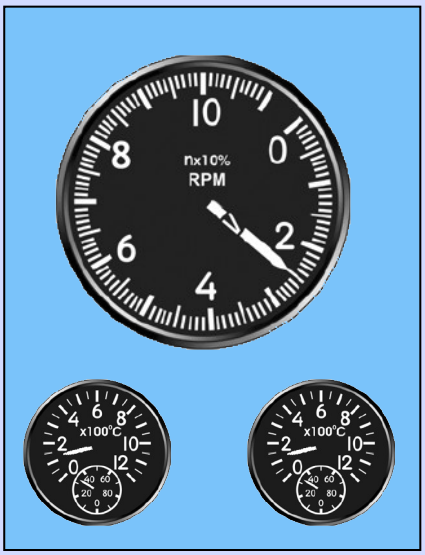
- падение оборотов и (или) температуры газа, не сопровождающееся признаками, изложенными в пунктах 6.4, 6.11, 6.12, 6.13;
- уменьшение скорости (продольной перегрузки).

Действия:

- если при снижении оборотов до 50 % не произошел автоматический запуск двигателей на выбеге, установить РУД обоих двигателей в положение СТОП;
- не допуская уменьшения оборотов авторотирующих двигателей менее 15 % (для обеспечения работы системы управления самолетом), выполнить поочередно запуск двигателей в соответствии с пунктом 6.10.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В полете с двумя авторотирующими двигателями скорости перемещения органов управления самолетом должны быть минимально необходимыми, обеспечивающими режим полета для запуска двигателей. Не допускать при этом падения давления в гидросистемах менее 120 – 110 кгс/см^2.

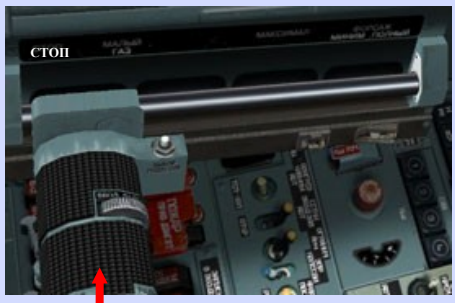
Если отказ двух двигателей произошел на высоте менее 2000 м или ни один из двигателей не запустился до высоты 2000 м – катапультироваться.



Обороты – не менее 15 %

Запускай поочередно.

H=2000 м не запустил – КАТАПУЛЬТИРУЙСЯ!



РУД НА СТОП!

6.10. **Запуск двигателя в полете.**

Надежный запуск двигателя обеспечивается на выбеге роторов и оборотах авторотации не менее 15 %, при этом запуск осуществляется:

- на оборотах менее 50 %:
  - на H ≤ 10000 м при V = 550 – 1000 км/ч;
- на оборотах 50 % и более:
  - на H < 8000 м при V = 300 – 1000 км/ч;
  - на H = 8000 – 11000 при V = 400 – 1000 км/ч;
  - на H = 11000 – 12000 при V = от 450 км/ч до M = 1,5;

Запуск двигателей осуществляется:

1. Автоматически при падении оборотов менее 50 % и положении РУД от МАЛОГО ГАЗА до ПОЛНОГО ФОРСАЖА, при этом высвечивается табло ЗАПУСК.
2. Летчиком установкой РУД на 2-3 сек в положение СТОП, а затем в любое положение от упора МАЛЫЙ ГАЗ (с предварительной установкой выше упора на 10-15 мм) и до упора МАКСИМАЛ (при этом высвечивается табло ЗАПУСК).

Время высвечивания табло ЗАПУСК – 20 сек, время запуска двигателей не более 40 сек.

В случае невысвечивания табло ЗАПУСК или незапуска двигателя установить РУД на упор СТОП, включить выключатель ДУБЛИР ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ и после высвечивания табло ЗАПУСК установить РУД на упор МАЛЫЙ ГАЗ. После запуска двигателя отключить выключатель ДУБЛИР ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ, при этом табло ЗАПУСК гаснет.

Процесс запуска контролировать по росту оборотов и температуры газа за турбиной и после выхода двигателя на режим, установленный РУД, проверить работу двигателя плавным перемещением РУД. Если двигатель не управляется, повторить запуск на большей скорости.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ.

1. При росте температуры газов выше 600°С в процессе запуска выполнить отсечку топлива установкой РУД на 2-3 сек на упор СТОП.
2. Запуск двигателя в воздухе при выпущенном шасси выполнять только включением выключателя ДУБЛИР ЗАПУСК В ВОЗДУХЕ.
3. В случае высвечивания в процессе запуска на УСТ сигнала ОТКЛЮЧИ ПРИВОД ЛЕВ (ПРАВ) ГЕНЕР отключать привод запрещается.
4. При высвечивании после запуска двигателя на УСТ сигнала ГЕНЕР ПЕРЕМ ЛЕВ (ПРАВ) отключить и вновь включить выключатель ГЕНЕР ~ ТОКА данного двигателя.

На $H \geq 2$ км или при $M \geq 0{,}65$ в процессе запуска двигателя допускается срабатывание системы обнаружения и ликвидации помпажа, сопровождающееся кратковременным уменьшением и восстановлением оборотов и температуры газа, не препятствующими выходу двигателя на режим, заданный РУД.

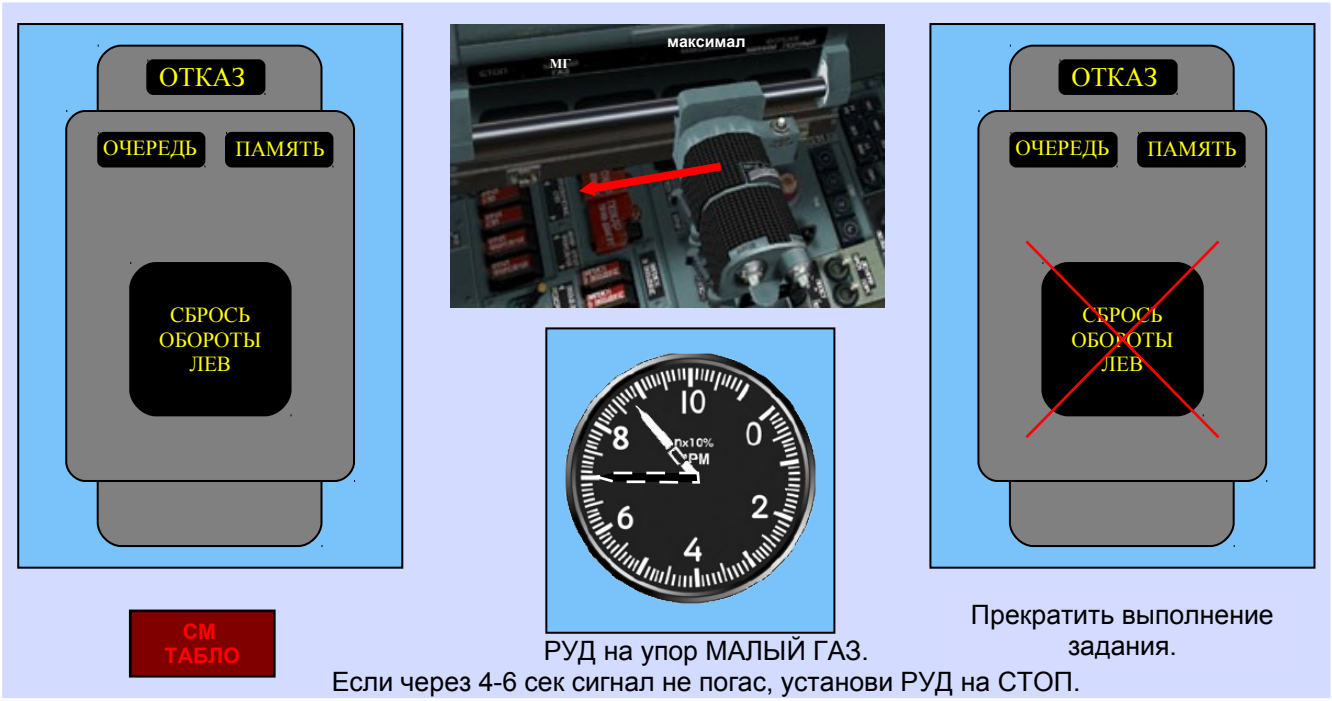
6.11. **Отказ маслосистемы, повышенная вибрация, раскрутка оборотов РНД или несрабатывание клапана переключения наддува.**

Признак:

- в полете с положительными перегрузками на УСТ высвечивается сигнал СБРОСЬ ОБОРОТЫ ЛЕВ (ПРАВ).

Действия:

- немедленно установить РУД на упор МАЛЫЙ ГАЗ;
- если в течение 4-6 сек сигнал СБРОСЬ ОБОРОТЫ не погас, немедленно установить РУД на упор СТОП и, не запуская двигатель, следовать на аэродром посадки;
- если сигнал СБРОСЬ ОБОРОТЫ погас, не увеличивая обороты выше малого газа, следовать на аэродром посадки.



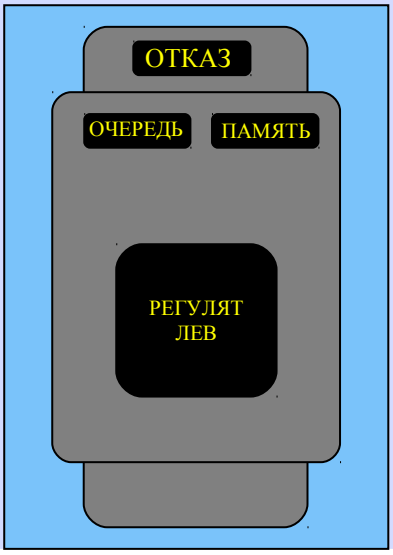
6.12. **Отказ комплексного регулятора.**

Признак:

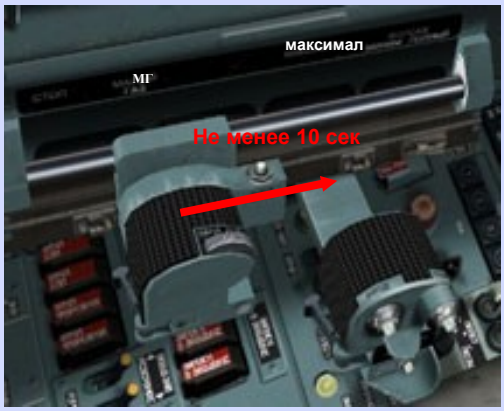
- на УСТ высвечивается сигнал РЕГУЛЯТ ЛЕВ (ПРАВ);
- возможно погасание лампы ФОРСАЖ при нормальной работе форсажной камеры;
- на числах М ≥ 1,35 возможен помпаж воздухозаборника без нарушения работы двигателя, а также срабатывание системы АДФ.

Действия:

- прекратить выполнение задания;
- в полете не превышать обороты η_2 более 95 %;
- режим работы двигателя от упора МГ до η_2 = 95 % увеличивать плавно за время не менее 10 сек;
- форсаж не включать;
- отключение форсажа осуществлять с выдержкой РУД на упоре минимального форсажа не менее 2 сек.







Прекрати выполнять задание.
Обороты не более 95 %.

6.13. **Отказ привода ВКА.**

Признаки:

- резкое падение до нуля оборотов η_2 двигателя на указателе ИТЭ-2ТБ, сопровождаемое падением до 100 кс/см^2 давления в 1 (2) гидросистеме, при нормальных показаниях температуры двигателя;
- возможны высвечивания на УСТ одного из сигналов: АВТОМАТ ВОЗДЗАБ ЛЕВ (ПРАВ); РЕГУЛЯТ ЛЕВ (ПРАВ); ОДНА ГИДРО; ОТКЛЮЧИ ПРИВОД ЛЕВ (ПРАВ) ГЕНЕР и соответствующая им речевая информация.

Действия:

- выключить двигатель с отказавшим приводом ВКА, установив его РУД в положение СТОП;
- прекратить выполнение задания и следовать на аэродром посадки.

6.14. **Отказ системы обнаружения и ликвидации помпажа (СПП).**

Признаки: самопроизвольное периодическое уменьшение и восстановление оборотов и температуры газов за турбиной на установившихся режимах работы двигателя, сопровождающееся высвечиванием светосигнализатора ЗАПУСК соответствующего двигателя при отсутствии признаков помпажа.

Действия:

- отключить отказавшую систему СПП выключателем ОТКЛЮЧЕНИЕ СПП;
- продолжать выполнение задания;
- при появлении признаков помпажа руководствоваться указаниями, изложенными в п. 6.4. «Помпаж двигателя»;
- при необходимости выполнения запуска двигателя усилить контроль за температурой газов.

Отказы в работе топливной системы.

6.15. **Падение давления топлива на входе в двигатель.**

Признак:

- на УСТ высвечивается сигнал НЕТ ПОДКАЧКИ.

Действия:

- создать положительную перегрузку и отключить форсаж (если он был включен);
- в случае непогасания сигнала НЕТ ПОДКАЧКИ снизиться на высоту менее 6000 м на бесфорсажном режиме работы двигателей и возвратится на аэродром посадки. При этом запрещается создавать околонулевые или отрицательные перегрузки.

ПРЕДКПРЕЖДЕНИЕ. В случае останова двигателей при высвечивании на УСТ сигнала НЕТ ПОДКАЧКИ действовать, как указано в подразделах «Отказ одного двигателя в полете», «Отказ двух двигателей в полёте».



6.16. **Увеличение температуры топлива на входе в двигатель выше допустимой.**

Признак: на УСТ высвечивается сигнал ПЕРЕГРЕВ ТОПЛИВА ЛЕВ (ПРАВ).

Действия:

- плавно увеличить обороты двигателя до оборотов, при которых произойдет погасание сигнала;
- если сигнал продолжает высвечиваться, прекратить выполнение задания и возвратиться на аэродром посадки.



6.17. **Невыработка топлива из бака № 4.**

Признак: высвечивание лампы Б3 при невысвечивании лампы Б4-1.



Действия:

- проверить исправность лампы Б4-1 нажатием кнопки КОНТРОЛЬ ЛАМП;
- если лампа исправна, то из показания расходомера необходимо вычесть 1000 кг;
- после начала работы топливомера для определения запаса топлива на борту руководствоваться показаниями топливомера;
- в поете не превышать α = 10°, а при заходе на посадку выдерживать скорость на 20 км/ч больше обычной. Для определения посадочного веса пользоваться показаниями расходомера.

6.18. **Невыработка топлива из бака № 3.**

Признаки:

- не высвечивается сигнал Б3 на указателе топливомера-расходомера после начала работы топливомера;
- разница в показаниях шкал топливомера и расходомера после начала работы топливомера превосходит допустимую.

Действия:

- проверить исправность лампы Б3 нажатием кнопки КОНТРОРЛЬ ЛАМП;
- для определения запаса топлива на борту руководствоваться показаниями шкалы топливомера.

При выполнении захода на посадку для определения посадочного веса самолета пользоваться показаниями расходомера.

Отказы гидросистем.

6.19. Отказ одной гидросистемы.

6.19.1. Признак:

На УСТ высвечивается сигнал ГИДРО НА УПРАВЛЕН, сопровождаемый речевой информацией: «Мал уровень первой гидросистемы. Шасси не убирай» или «Мал уровень второй гидросистемы, тормозной щиток отключен».

Действия:

- прекратить выполнение задания и следовать на аэродром посадки;
- при малом уровне в 1 гидросистеме шасси выпускать основным способом, при невыпуске – выпускать аварийно.

6.19.2. Признак:

На УСТ высвечивается сигнал АВТОМАТ ВОЗДЗАБ ЛЕВ (ПРАВ), на очереди РЕЗЕРВ БОК КАНАЛА, ОДНА ГИДРО, АВТОМАТ ФЛАПЕР (только при отказе 2 гидросистемы), сопровождаемые речевой информацией: «Отказ автоматики левого (правого) воздухозаборника. Управляй панелью вручную», «Нет резерва бокового канала. Скорость менее 600 и угол атаки менее 10 градусов»", «Отказ одной гидросистемы. Проверь давление по индикаторам».

На щитке СДУ высветятся кнопки-лампы отказавших подканалов.

Действия:

- прекратить выполнение задания;
- установить скорость не более 600 км/ч, при этом управление панелью левого (правого) воздухозаборника осуществлять вручную;
- при отказе 2 ГС отключить демпфер курса;
- следовать на аэродром посадки, не создавал угол атаки более 10°.

При отказе 1 гидросистемы шасси выпускать аварийно. При отказе 2 гидросистемы торможение на пробеге осуществлять от основной системы, если давление в гидроаккумуляторах более 150 кгс/см^2; от аварийной системы, если давление менее 150 кгс/см^2.

При отказе одной из гидросистем на скоростях полета 1200-1400 км/ч (М=1,05-1,15) и высотах менее 2000 м установить РУД на упор МАЛЫЙ ГАЗ и одновременно плавно перевести самолет в набор высоты с углом тангажа 15-20°. Если при взятии ручки управления на себя не происходит увеличения угла тангажа или появляется кренение самолета,

зафиксировать ручку управления. После уменьшения скорости до M ≤ 1,0 управляемость самолета восстановится.

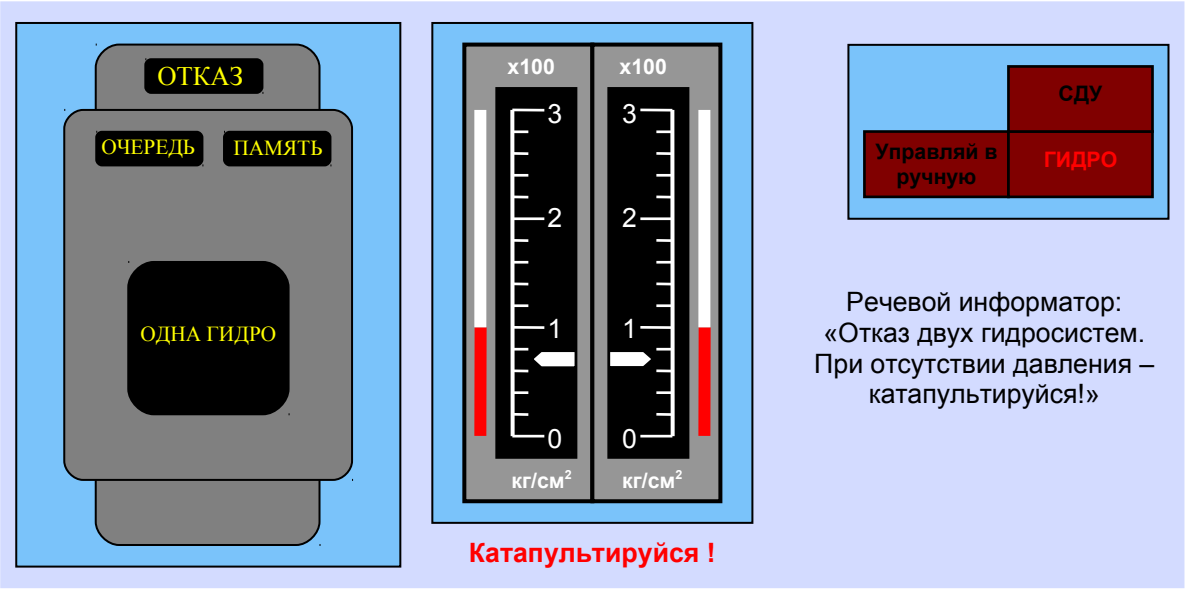
6.20. **Отказ обеих гидросистем.**

Признаки:

- в верхней центральной части приборкой доски высвечивается на сигнальном табло красный аварийный сигнал ГИДРО, на УСТ высвечивается сигнал ОДНА ГИДРО, сигналы сопровождаются речевой информацией: «Отказ двух гидросистем. При отсутствии давления катапультируйся»;
- давление в обеих гидросистемах по индикаторам - ниже 100 кгс/см2.

Действия:

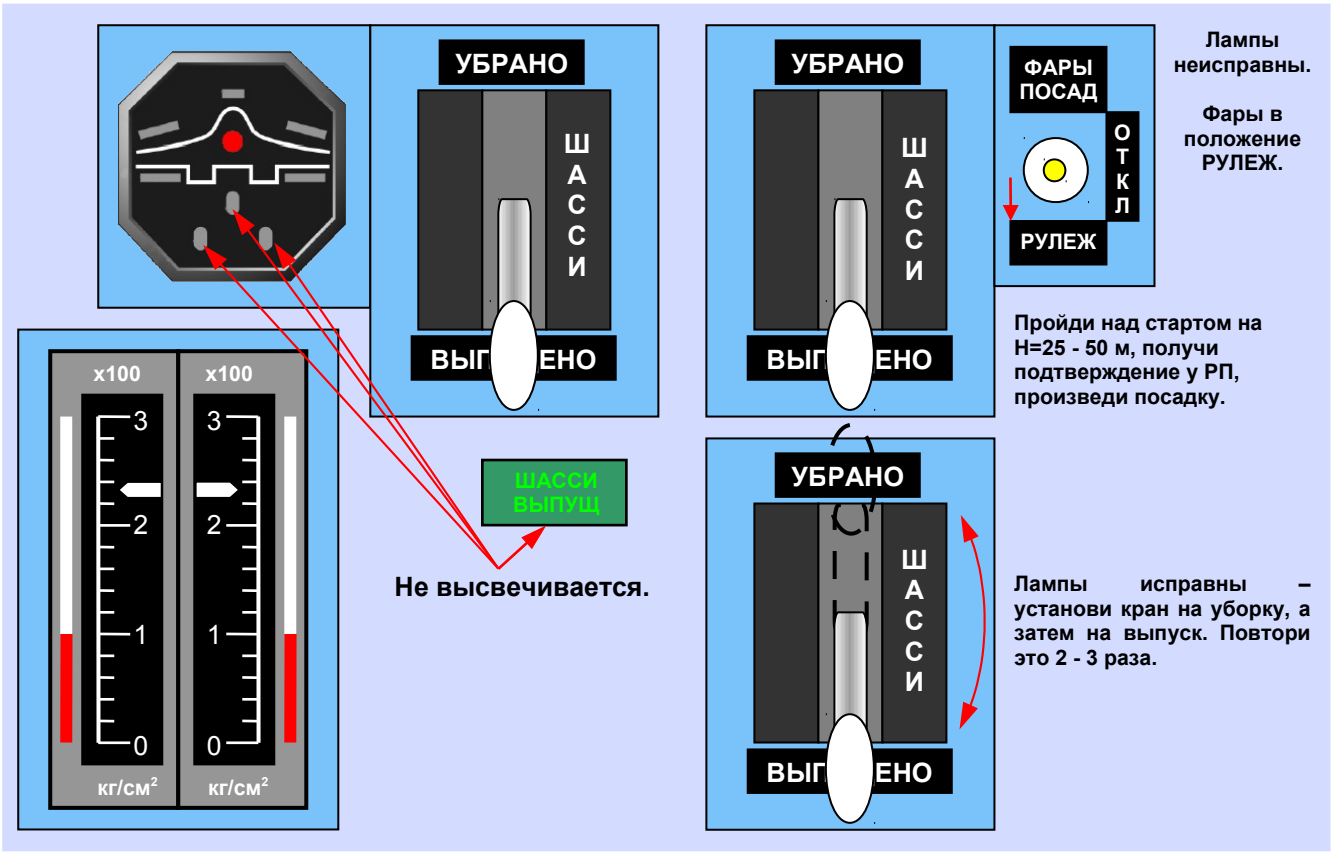
- установить режим полёта, благоприятный для катапультирования и покинуть самолет.



Отказы в системе выпуска шасси.

6.21. **А. Неисправность сигнализации выпуска шасси (установки на замки выпущенного положения).**

Признаки: при установке переключателя крана шасси в положение ВЫПУЩ не высвечивается зелёная лампа (лампы) выпущенного и красная лампа промежуточного положения шасси. Также не высвечивается табло ШАССИ ВЫПУЩЕНО.



Действия:

Убедиться в наличии давления в первой гидросистеме и проверить исправность ламп сигнализации, для чего нажать кнопку ПРОВЕРКА ЛАМП. Если сигнализация неисправна (лампы при контроле не высвечиваются) при нормальном давлении в гидросистеме необходимо:

- оставить переключатель крана шасси в положении ВЫПУЩЕНО;
- установить переключатель фар в положение РУЛЕЖ;
- доложить руководителю полетов и пройти на малой высоте над стартом для визуального контроля выпуска шасси по горящей рулежной фаре (сигнализирующей при горении об установке всех стоек шасси на замки выпущенного положения);
- при подтверждении руководителем полетов выпуска шасси выполнить посадку.

Б. Неустановка стоек (стойки) шасси на замки выпущенного положения.

Признаки:

- не высвечивается табло ШАССИ ВЫПУЩ;
- не высвечивается зеленая лампа (лампы) выпущенного положения шасси;
- высвечивается постоянно или мигает красная лампа промежуточного положения шасси;

Действия:

- сделать 2-3 попытки повторного выпуска, в процессе которых создавать знакопеременные перегрузки;
- выполнить несколько энергичных покачиваний с крыла на крыло.

Если указанные действия не привели к установке стоек шасси на замки выпущенного положения, выпустить их аварийно.

При неустановке и в этом случае одной основной, двух основных или трех стоек – катапультироваться.

При неустановке на замок выпущенного положения передней стойки возможна посадка на основные стойки на БВПП длиной 2500 м. Решение на катапультирование или посадку принимает летчик.

В случае принятия решения на такую посадку необходимо:

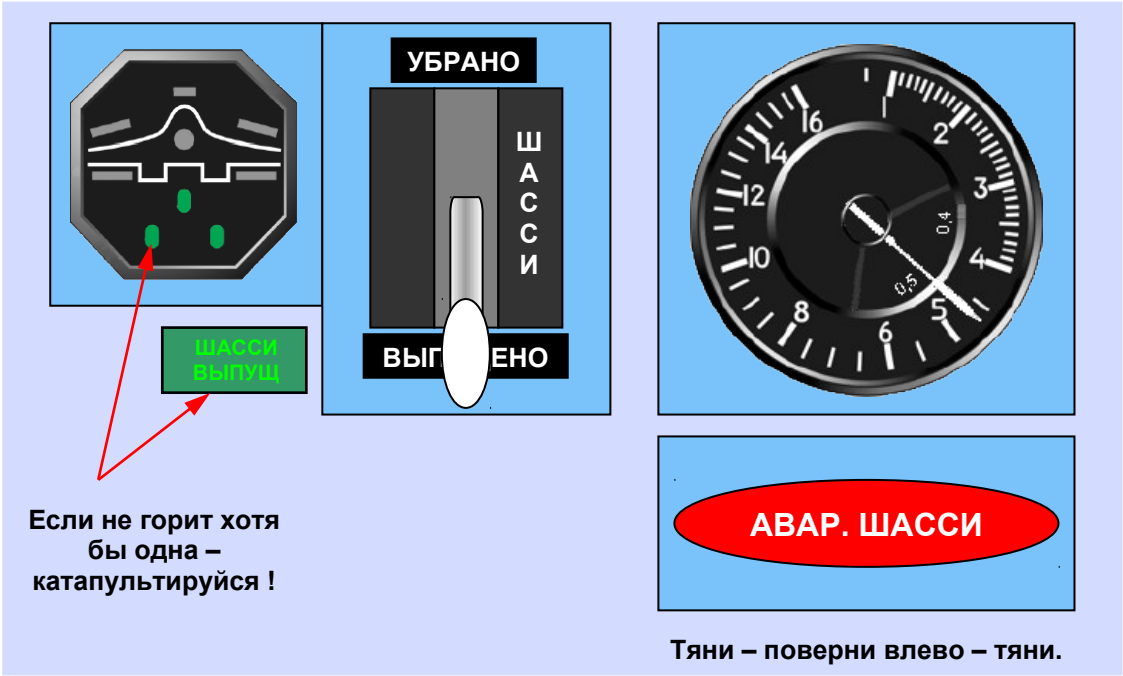
- освободиться в безопасном месте от подвесок вооружения;
- перед заходом на посадку застопорить привязные ремни, сбросить фонарь и выпустить тормозной щиток;
- установить переключатель СДУ АВТ-ПОЛЁТ-ПОСАД в положение ПОСАД;
- заход на посадку и посадку выполнять обычным порядком, желательно с остатком топлива 600 кг (сигнал ОСТАТОК 600 КГ высвечивается) при боковой составляющей ветра не более 5 м/с;
- после касания ВПП выключить двигатели;
- на пробеге выдерживать посадочный угол атаки взятием ручки управления самолетом на себя до упора. В процессе опускания носовой части выпустить тормозной парашют;
- торможение колес выполнять после касания носовой частью БВПП, сообразуясь с оставшейся её длиной. Тенденцию к развороту самолета парировать раздельным торможением колес;
- после полной остановки обесточить самолет и немедленно покинуть его.

6.22. **Аварийный выпуск шасси.**

Аварийный выпуск шасси выполнять в случае невыпуска шасси основным способом (отсутствует давление в первой гидросистеме или отказ электрической части системы), а также при отказе левого двигателя.

При этом необходимо:

- установить скорость полета 400-500 км/ч;
- установить переключатель крана шасси в положение ВЫПУЩЕНО, а при отказе левого двигателя в положение УБРАНО;
- ручку аварийного выпуска шасси вытянуть на себя до упора (при этом откроются задние и передние створки главных опор, створка ниши передней опоры);
- выдержав ручку аварийного выпуска шасси 3-4 секунды в данном положении, повернуть её влево и вновь потянуть на себя до упора, при этом шасси должно выпуститься полностью, что контролируется по высвечиванию зеленых сигналов на ИП-52.



6.23. **Разрушение одного из пневматиков колес основных стоек шасси на разбеге.**

Признаки:

- сильная тряска самолета;
- разворачивающий момент и кренение в сторону разрушившегося пневматика.

Действия:

- в первой половине разбега прекратить взлет, выключить двигатель и выпустить тормозной парашют;
- во второй половине разбега продолжить взлет. После отрыва затормозить колеса, шасси не убирать (при полетах, не связанных с выполнением боевого задания), выработать топливо до минимального безопасного остатка. Посадку производить на БВПП ближе к её краю со стороны неповрежденного колеса.

После приземления действовать так же, как и при разрушении пневматика в первой половине разбега.

Отказы в системе дистанционного управления.

6.24. **Отказ двух подканалов в продольном канале СДУ.**

Признаки:

- на УСТ высвечивается сигнал ДВА КАНАЛА СДУ;
- на щитке СДУ высвечивается две или более кнопки-лампы.

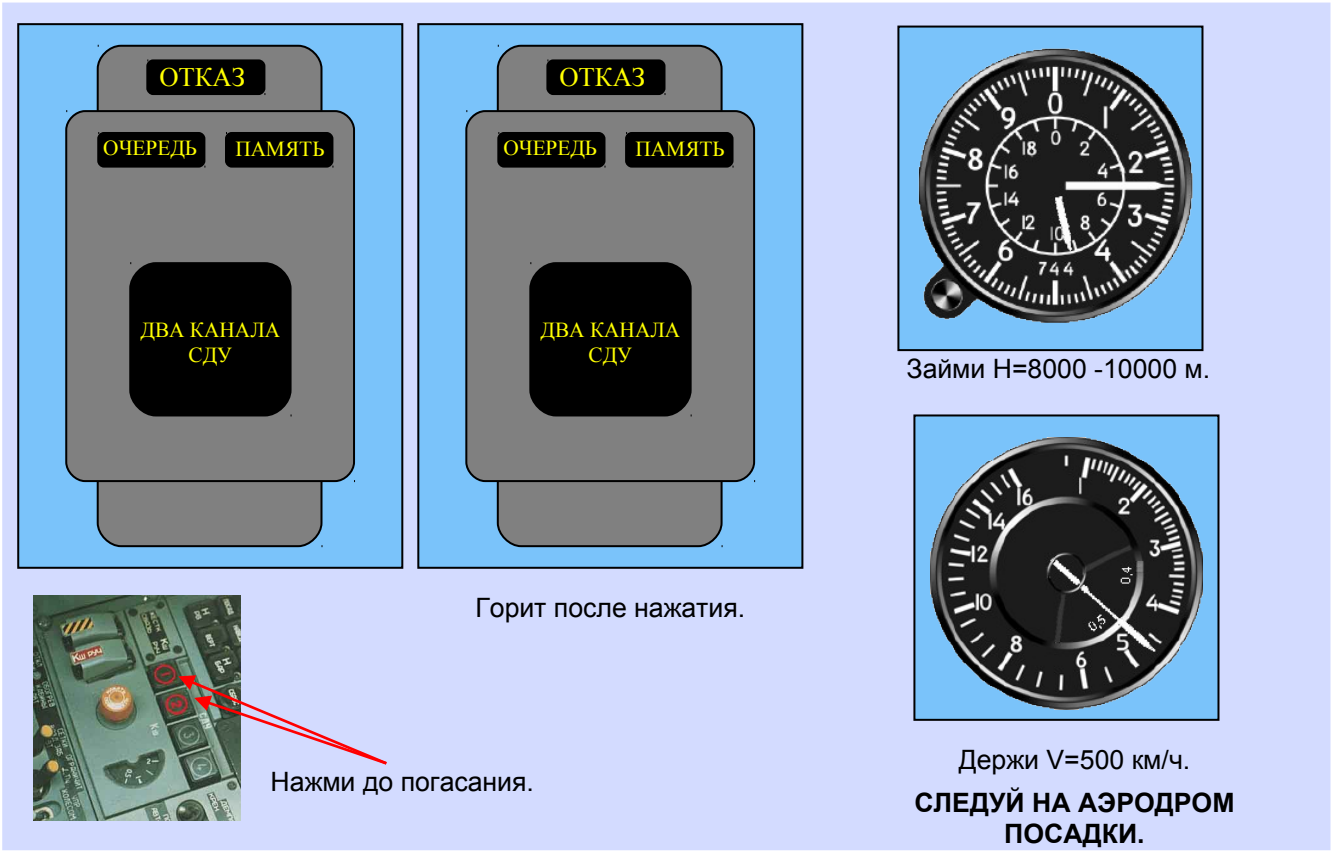
Действия:

- нажать мигающую или горящую кнопку-лампу. В случае, если на пульте

СДУ горят несколько кнопок-ламп, нажать также на те кнопки-лампы, нажатие на которые в течение полета не производилось. В случае, если замигала уже горящая кнопка-лампа, нажать её повторно. Погасание кнопки-лампы после нажатия означает, что отказ СДУ ликвидирован;

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Одновременное нажатие на две кнопки-лампы запрещается.

- если после нажатия кнопок-ламп продолжает высвечиваться сигнал ДВА КАНАЛА СДУ, прекратить выполнение задания, установить режим полета: H=8000-10000 м, V=500 км/ч и выполнить посадку.



6.25. **Отказы трех подканалов в продольном канале СДУ.**

Признаки:

- высвечивается красный аварийный сигнал СДУ;
- на УСТ высвечивается сигнал ДВА КАНАЛА СДУ;
- на пульте СДУ высвечивается три или четыре кнопки-лампы;
- речевая информация: «Проверь сигнализацию отказа управления».



Действия:

1. Включить ЖЕСТКУЮ СВЯЗЬ, если при этом аварийный сигнал СДУ гаснет, установить режим: H=8000 – 1000 м, V=500 км/ч и следовать на посадку. При включении ЖЕСТКОЙ СВЯЗИ автоматически включается режим Кш РУЧ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.

1. Нажатие кнопок-ламп при высвеченном аварийном сигнале СДУ запрещается.
2. Посадку выполнять при значении Кш = 1 по шкале указателя Кш.
3. Во избежание резких эволюций самолета включение режима ЖЕСТКАЯ СВЯЗЬ рекомендуется выполнять при перегрузке, близкой к единице.
4. При полете, заходе на посадку и её выполнении в режиме СДУ ЖЕСТКАЯ СВЯЗЬ не допускать резких движений ручки управления самолетом по тангажу.
5. При наличии бомбардировочных средств поражения или НРС до включения ЖЕСТКОЙ СВЯЗИ сбросить их аварийно.

2. Если при включении режима ЖЕСТКАЯ СВЯЗЬ аварийный сигнал СДУ не гаснет и сопровождается другими признаками, но продольное управление работает, это означает, что управление осуществляется одним неконтролируемым каналом СДУ. Действовать в этом случае, как сказано выше.

3. Если при включении режима ЖЕСТКАЯ СВЯЗЬ управление самолетом не восстанавливается – катапультироваться.

4. Если высвечивание аварийного сигнала СДУ не сопровождается одновременным высвечиванием сигнала на УСТ ДВА КАНАЛА СДУ и трех (четырех) кнопок-ламп на пульте СДУ, то это означает отказ в цепи аварийного сигнала СДУ при исправности двух-трех каналов СДУ.

ЖЕСТКУЮ СВЯЗЬ не включать, прекратить задание и следовать на посадку.

6.26. **Отказ управления носками крыла (до выпуска шасси).**

Признак:

- на УСТ высвечивается сигнал АВТОМАТ НОСКОВ.

Действия:

- не превышать угол атаки 10°;
- переключатель НОСКИ КРЫЛА установить в положение УБРАНЫ, выполнение задания прекратить, возвратиться на аэродром.

6.27. **Отказ устройства автоматического изменения Кш.**

Признаки:

- на УСТ высвечивается сигнал АВТОМАТ Кш;
- на щитке СДУ высвечиваются три или четыре кнопки-лампы.

Действия:

Выключатель Кш РУЧ-ОТКЛ установить в положение Кш РУЧ (поднять колпачок). При этом гаснут кнопки-лампы на щитке СДУ, сигнализирующие об отказах подканалов автомата Кш, сигнал АВТОМАТ Кш не гаснет. В дальнейшем полёте изменять Кш вручную кремальерой на пульте СДУ, устанавливая значения Кш, приемлемые для пилотирования.

Посадку производить при значении Кш=1 по шкале указателя Кш.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Повторное включение автоматического управления Кш (закрытие колпачком) после отказа устройства автоматического изменения Кш запрещается.

6.28. **Отказ канала дифференциального управления стабилизатором.**

Признаки:

- на УСТ высвечивается сигнал ДИФФ УПРАВЛЕН (РЕЗЕРВ БОКОВОГО КАНАЛА, ДЕМПФЕР КРЕНА – в очереди);
- на щитке СДУ высвечиваются четыре кнопки-лампы.

Действия:

- установить скорость полёта 600 км/ч;
- до установления скорости 600 км/ч не допускать поперечного отклонения ручки управления более 1/3 хода от нейтрального положения;
- в полете не допускать превышения угла атаки более 10°;
- выполнение задания прекратить.

6.29. **Отказы механизмов триммерного эффекта.**

Признаки:

- непроизвольное увеличение или уменьшение усилий на ручке управления самолетом – по тангажу, крену или на педалях;
- при нажатии кнопки механизмов триммерного эффекта на ручке управления в положение КАБРИР (ПИКИР) или в положение Л (П), а также переключателя ТРИММЕР РН в положение ← (→) усилия на ручке или

педалях не изменяются.

Действия:

Прекратить выполнение задания и следовать на аэродром посадки.

При отказе механизма триммерного эффекта управление самолетом возможно, но утомительно и требует повышенного внимания. Посадку в этом случае выполнять обычным способом.

Отказ механизма триммерного эффекта в канале тангажа или крена при отклонении его от нейтрали влечёт за собой появление соответствующих дополнительных усилий на ручке управления:

- при отказе на «пикирование» – усилия тянущие;
- при отказе на «кабрирование» – усилия давящие;
- при отказе в канале крена – появляется боковая сила при центральном положении ручки.

При отказе на «кабрирование» выполнение полета затруднительно, однако возвращение на аэродром и посадка возможны. При отказе механизма в канале курса не в нейтральном положении на одной из педалей появляется давящее усилие при нейтральном положении педалей.

Отказы в системе жизнеобеспечения.

6.30. Отказ кислородной системы.

Признаки:

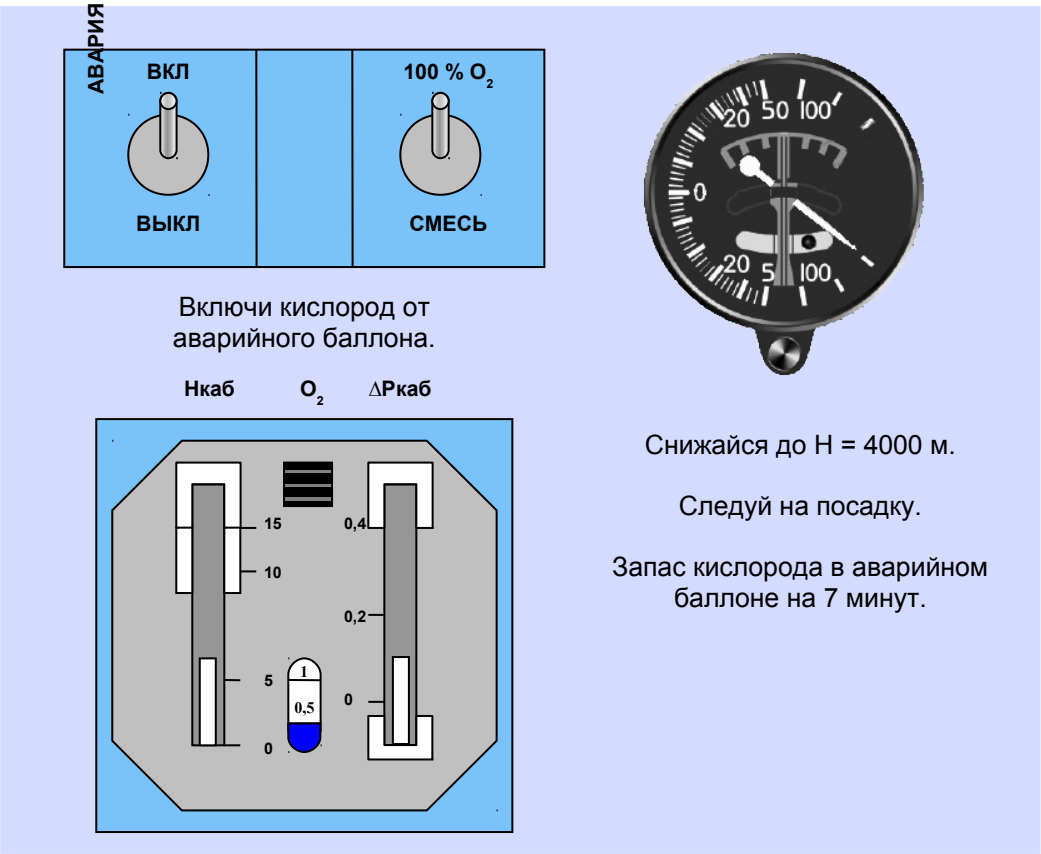
- резкое падение давления кислорода;
- прекращение подачи кислорода в маску как в загерметизированной, так и в разгерметизированной кабине, при этом белые поверхности поплавка индикатора при «высоте» в кабине более 2000 м неподвижны и не реагируют на вдох и выдох даже при установке рукоятки дополнительной подачи кислорода в положение 100 % O_2 и рукоятки АВАР в положение ВКЛ;
- при разгерметизации кабины на высотах более 11000 м не создается достаточное избыточное давление в камере натяжного устройства костюма и в системе дыхания при этом «высота» в кабине по шкале Нкаб более 13,5 км (столбик указателя «высота» находится в «красной зоне»).

Действия:

- включить подачу кислорода от аварийного баллона кресла рукояткой ручного включения АВАРИЙНЫЙ КИСЛОРОД, расположенной справа на кресле;
- снизиться с максимально возможной вертикальной скоростью до высоты 4000 м.

Выполнение задания прекратить и следовать на посадку.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Запас кислорода в аварийном баллоне кресла обеспечит нормальное питание летчика в течение 7 минут.



6.31. **Разгерметизация кабины на больших высотах.**

Признаки:

- ощущается перепад давления (боль в ушах);
- появление шума в кабине;
- высота в кабине по ИКМ более 7 км;
- на высотах более 11000 м создается давление в натяжных устройствах ВКК, а также избыточное давление под маской, при этом столбик по шкале ΔPкаб индикатора ИКЖ-П1 может находиться на отметке от 0 до 0,1 кг/см^2.

Действия:

- снизиться до «высоты» в кабине менее 9000 м по ИКЖ с максимально возможной вертикальной скоростью;
- при дальнейшем полете на высотах менее 9000 м усилить контроль за работой кислородного оборудования и расходом кислорода.

При уменьшении давления кислорода в системе до 20 кгс/см^2 снизиться до высоты 4000 м, выполнение задания прекратить и следовать на посадку.

В случае разгерметизации кабины по причине разрушения остекления фонаря или срыва его откидной части немедленно уменьшить скорость и высоту полета (снижаться до высоты 4000 м) и следовать на ближайший аэродром. При «высоте» по ИКЖ-П1 более 7000 м возможно появление декомпрессионных расстройств (возникновение болей в суставах и мышцах), для снятия которых необходимо снизиться до «высоты» в кабине менее 7000 м.

6.32. **Появление дыма в кабине.**

Действия:

При появлении дыма в кабине или при ощущении запаха масла необходимо:

- отключить СКВ выключателем ОТКЛ. КОНДИЦ;
- перейти на питание чистым кислородом, установив рукоятку крана 100 % $О^2$ – смесь на РПК-52 в положение 100 % $О^2$;
- в дальнейшем действовать, как указано в п. 6.34 «Отказ системы охлаждения оборудования».

6.33. **Отказ системы кондиционирования воздуха в кабине.**

Признаками отказа могут быть:

- внезапное прекращение поступления воздуха в кабину и уменьшение перепада давления в кабине по ИКЖ-П1;
- достижение в кабине температуры выше переносимой;
- перенаддув кабины $\Delta Р_{каб} > 0{,}43$ кгсм^2 по ИКЖ.

Действия:

- при внезапном прекращении поступления воздуха в кабину и уменьшении перепада давления в кабине снизить обороты двигателей до $\eta_2 \leq 80$ %. Если воздух в кабину не поступает на этих оборотах, отключить систему выключателем ОТКЛ. КОНДИЦ и действовать в дальнейшем, как указано в пункте 6.34;
- при температуре в кабине выше переносимой нажать переключатель ОБОГРЕВ КАБИНЫ в положение ХОЛОД на 20-30 сек и отпустить в нейтральное положение. Если горячий воздух продолжает поступать в кабину, отключить систему кондиционирования выключателем ОТКЛ. КОНДИЦ и действовать далее, как указано в пункте 6.34;
- при перенаддуве кабины снизить обороты двигателей до $\eta_2 \leq 80$ %. Если перенаддув не прекратился, разгерметизировать кабину ручкой РАЗГЕРМЕТИЗАЦИЯ КАБИНЫ, снизиться до высоты менее 9000 м по ИКЖ.

6.34. **Отказ системы охлаждения оборудования.**

Признак:

- на УСТ высвечивается сигнал ОТКЛЮЧИ КОНДИЦ. РЭО.

Действия:

- отключить систему кондиционирования выключателем ОТКЛ. КОНДИЦ;
- снизиться на высоту менее 9000 м по ИКЖ;

После отключения СКВ начнется постепенная разгерметизация кабины и возможно запотевание (обмерзание) фонаря кабины.

Для его устранения разрешается разгерметизировать кабину ручкой РАЗГЕРМЕТИЗАЦИЯ КАБИНЫ или периодически кратковременно включать СКВ выключателем ОТКЛ. КОНДИЦ.

Отключить СКВ после снятия запотевания (обмерзания). Возможен (через 3-10 мин) отказ блоков РЭО, охлаждаемых СКВ. При невозможности выполнения задания следовать на посадку.

Отказы источников тока.

6.35. **А. Отказ генератора переменного тока.**

Признаки:

- на УСТ высвечивается сигнал ГЕНЕР ПЕРЕМ ЛЕВ (ПРАВ).

Действия:

- прекратить выполнение задания и следовать на аэродром посадки.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Если сигнал ГЕНЕР ПЕРЕМ ЛЕВ (ПРАВ) появился при остановке двигателя и продолжает высвечиваться после его запуска, отключить и вновь включить выключатель ГЕНЕР ТОКА данного двигателя.

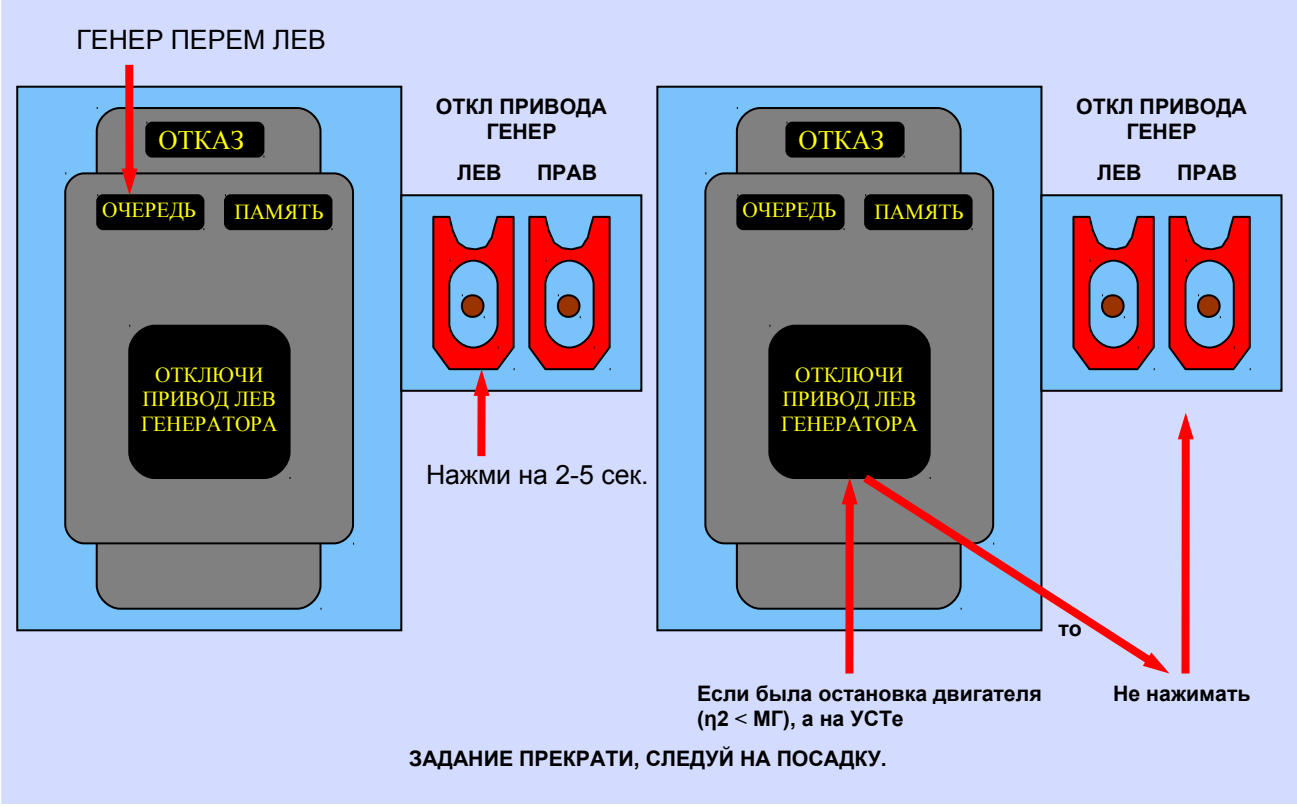
Б. Отказ привода генератора.

Признаки:

- на УСТ высвечивается сигнал ОТКЛЮЧИ ПРИВОД ЛЕВ (ПРАВ) ГЕНЕР.

Действия:

Прекратить выполнение задания и следовать на аэродром посадки. На щитке энергетики нажать на 2-5 сек выключатель ОТКЛ ПРИВОДА ГЕНЕР ЛЕВ (ПРАВ).



ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Если сигнал ОТКЛЮЧИ ПРИВОД ЛЕВ (ПРАВ) ГЕНЕР появился при остановке двигателя, то выключатель ПРИВОД ГЕНЕР ОТКЛ не нажимать, т.к. это приводит к необратимому отсоединению привода генератора от двигателя.

6.36. **Отказ двух генераторов (двух привод-генераторов) переменного тока.**

Признаки:

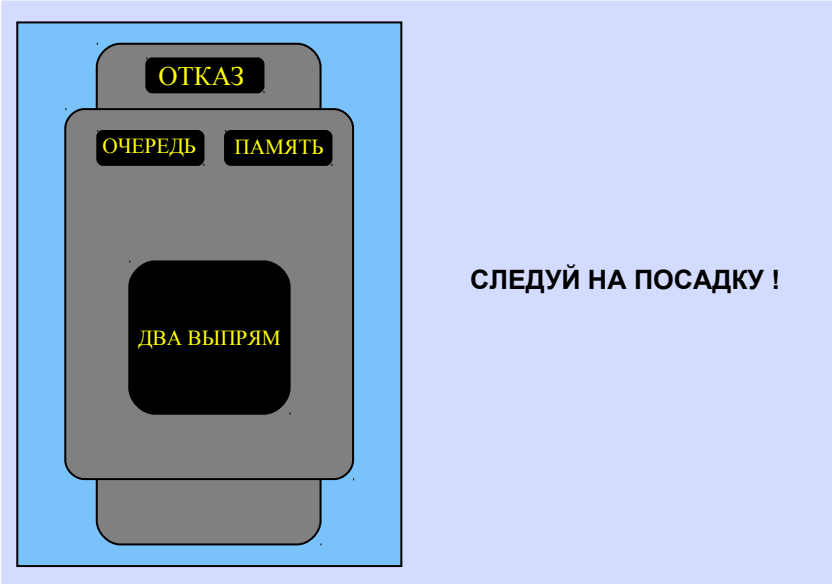
- на УСТ высвечивается сигнал ДВА ГЕНЕР ПЕРЕМ (ОТКЛЮЧИ ПРИВОД ЛЕВ ГЕНЕР; ОТКЛЮЧИ ПРИВОД ПРАВ ГЕНЕР, при этом возможно высвечивание в очереди сигнала отказа генератора или двух генераторов переменного тока);
- напряжение постоянного тока по вольтметру В1 24-25 В.



Действия:

- прекратить выполнение задания и следовать на аэродром посадки;
- следить за напряжением по вольтметру постоянного тока. Время питания потребителей 10 минут;
- при напряжении ниже 20 Вольт – КАТАПУЛЬТИРОВАТЬСЯ.

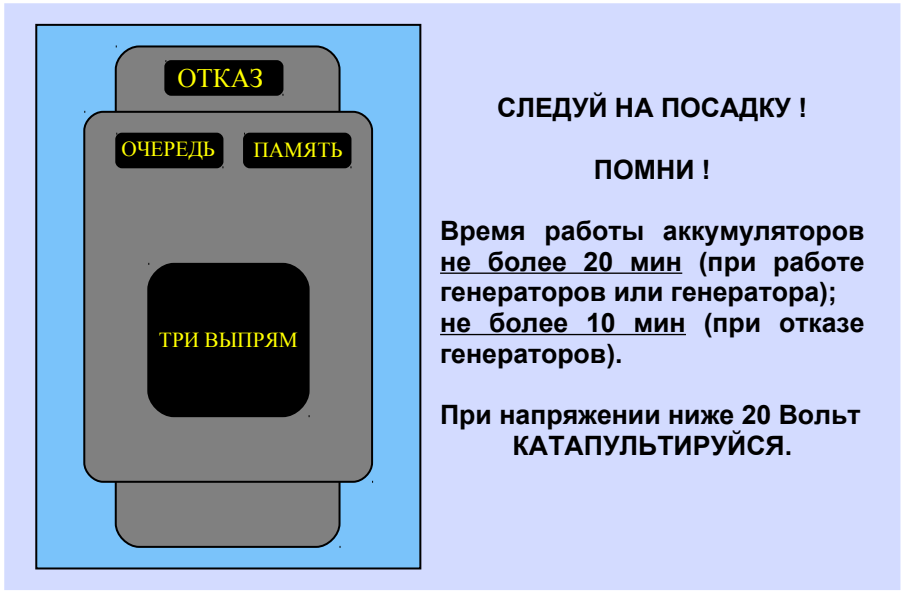
6.37. **Отказ двух выпрямительных устройств.**



Признак: на УСТ высвечивается сигнал ДВА ВЫПРЯМ.
Действия: прекратить выполнение задания и следовать на аэродром посадки.

6.38. **Отказ трёх выпрямительных устройств.**

Признак: на УСТ высвечивается сигнал ТРИ ВЫПРЯМ. При этом отключается питание тех же потребителей, что и при отказе двух ВУ. Остальные потребители получают питание от аккумуляторных батарей, которые обеспечивают работу в течение 20 минут при работе одного или двух привод-генераторов, а при отказе их – в течение 10 минут.



Действия: прекратить выполнения задания, следовать на аэродром посадки, следя за напряжением бортсети, которое должно быть не менее 20 В. При напряжении ниже 20 В потребители меняют выходные характеристики вплоть до отказа.

Отказ системы ПВД.

6.39. **Отказ системы полного и статического давления.**

Признаки:

- несоответствие показаний указателей скорости и числа М режиму работы двигателей, а показаний вариометра и высотомеров показаниям КПП и фактическому положению самолета в пространстве;

УСМ-2 неправильно показывает при отказе системы полного и статического давлений ПВД.

ВД-20К и ДА-200 неправильно показывают при отказе системы полного статического давления.

Действия:

- проверить включение обогрева ПВД, если он не включен – включить и при восстановлении нормальной работы указателей УСМ-2, ВД-20К и ДА-200 продолжать выполнение задания;
- если нормальные показания приборов не восстановились, то переключить питание потребителей с основной системы на резервную, для чего рукоятку РЕЗ ПВД повернуть на 180°.

При восстановлении работоспособности ДА-200, ВД-20К и УСМ-2 доложить руководителю полетов и действовать по его указаниям.

При одновременном отказе обеих систем ПВД прекратить выполнение задания и следовать на аэродром, пилотируя самолет по приборам КПП и УАП.

При заходе на посадку высоту держать по радиовысотомеру, скорость – по оборотам двигателей и углу атаки.

6.40. **Отказ системы СВС.**

Признаки:

- на УСТ высвечивается сигнал СВС;
- несоответствие значений высоты, поступательной и вертикальной скоростей на индикаторе ИЛС режиму полета, показаниям приборов ВД-20К, УСМ-2, ДА-200 и режиму работы двигателей;
- на ИЛС не высвечиваются значения H, V, Vy;
- отказ системы СОС.

Действия:

- прекратить выполнение задания;
- перейти на пилотирование по приборам ВД-20К, УСМ-2, ДА-200;
- отключить СВС нажатием кнопки ОТКЛ ОТКАЗ СИСТ на пульте задатчика;
- доложить руководителю полетов или на КП об отказе и запросить контроль за полетом наземными радиотехническими средствами. При полете на высоте менее 1500 м контроль высоты осуществлять по указателю радиовысотомера.

6.41. **Отказ ИК-ВК (отказ двух гировертикалей).**

Признаки:

- на УСТ высвечивается сигнал ИКВ РЕЗЕРВ, в очереди ИКВ ОСНОВН и НАВИГАЦ, сопровождаемый соответствующей речевой информацией;
- показания КПП не соответствуют положению самолета в пространстве, а показания курса на ПНП – направлению полета и выпал бленкер КС.

Действия:

- отключить САУ, если система была включена;
- пилотировать самолет по приборам ДА-200, УСМ-2, ВД-20К, а направление полета выдерживать по КИ-13;
- выполнить повторную выставку ИК-ВК в полете. Окончание повторной выставки контролировать по загоранию светосигнализаторов над кнопками ИКВ ОСН, ИКВ ДУБЛ (при нажатой кнопке) и по снятию на УСТ сигнала ИКВ РЕЗЕРВ (ИКВ ОСНОВН и НАВИГАЦ). Если повторная выставка ИКВ выполнена и правильные показания крена и тангажа на КПП, а курса полета на ПНП восстановились, решение о выполнении задания принимает летчик по обстановке.

В случае, когда в результате повторной выставки правильные показания приборов КПП, ПНП и индикаторов ИЛС и ИПВ не восстановились, прекратить выполнение задания и следовать на аэродром посадки. Перейти на визуальное пилотирование. Курс и направление полета контролировать по КИ-13 и АРК (при нахождении самолета в зоне действия ПРС), высоту и скорость по высотомеру и УСМ-2.

В сложных метеоусловиях, если не обеспечивается полет и заход на посадку визуально или с помощью самолета-лидера, катапультироваться.

6.42. **Отказ радиосвязи.**

6.42.1. **Отказ командной радиосвязи.**

Признак:

- отсутствие прослушивание шумов при приеме в открытом режиме или самопрослушивания в режиме передачи.

Действия:

При отказе командной радиосвязи (источники питания работают, выключатель РАДИО УКВ включен, цифровой индикатор горит) необходимо проверить:

- надежность соединения переходного жгута ОРК с разъемом ЗШ;
- положение органов управления командной радиостанцией;
- работу радиостанции на других каналах.

Если в результате проверки неисправностей не обнаружено и связь не восстановилась, необходимо:

- включить выключатель РЕЗ РС, а переключатель режимов работы ОТКЛ-ГД-ПАРА1-ПАРА2 установить в положение ОТКЛ;
- доложить ведущему группы или руководителю полетов и действовать по их командам.

Если для выполнения задания требуется телекодовая связь, выполнение задания прекратить.

В случае, если при включении выключателя РЕЗ РС связь не восстановилась, перейти на связь с руководителем полетов по КВ радиосвязи, установив переключатель УКВ-КВ в положение КВ.

Если ни на одной из радиостанций связь не восстановилась, необходимо:

- прекратить выполнение задания и возвратиться на аэродром, продолжая радиопередачу в местах, предусмотренной схемой полета;
- включить выключатель БЕДСТВ ответчика госопознавания и периодически обозначать себя нажатием кнопки ЗНАК самолетного ответчика, переключатель рода работы которого установить в положение П-35.

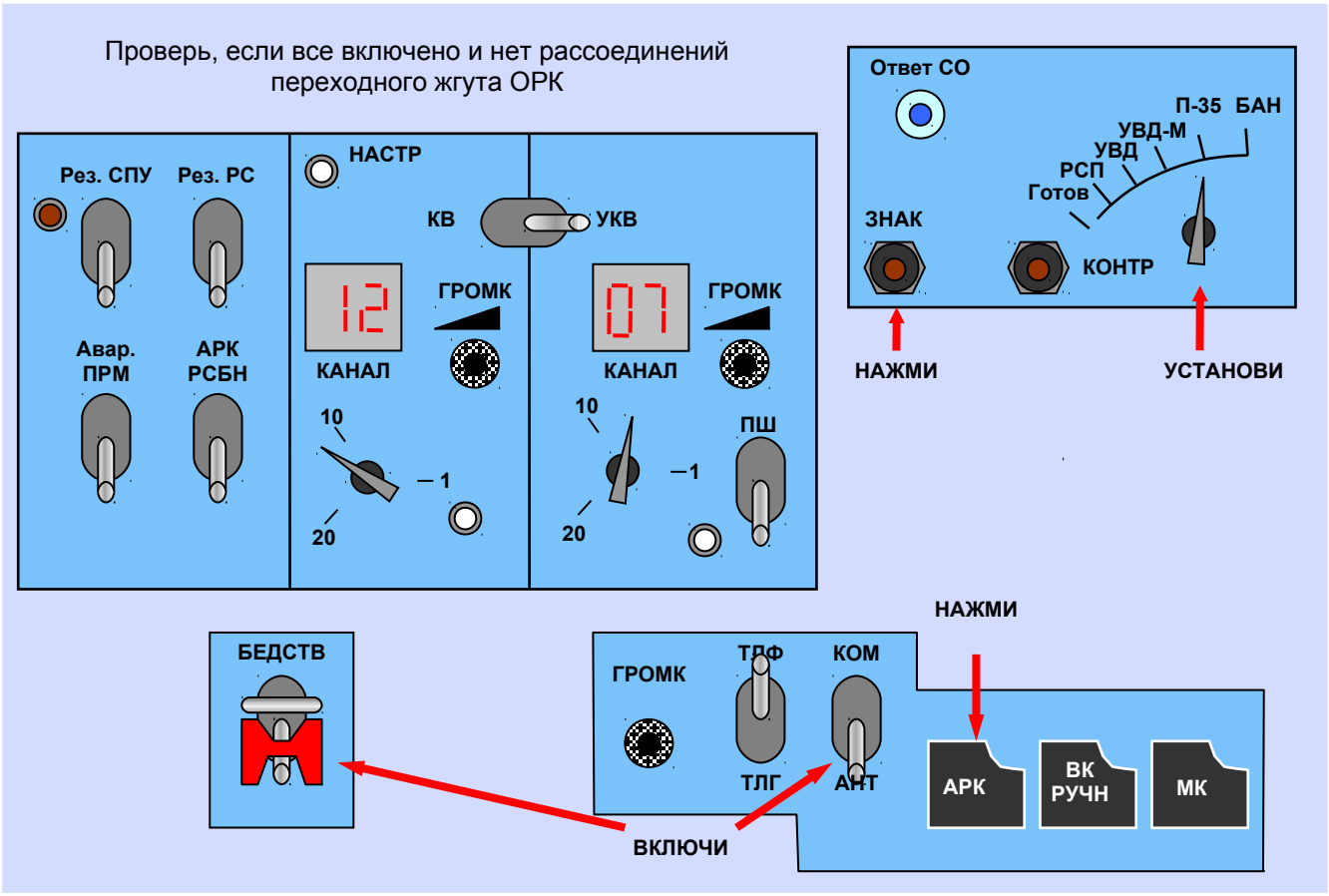
Для перехода на прием через АРК необходимо:

- доложить руководителю полетов о переходе на прием через АРК;
- включить на пульте выключатель АРК-РСБН;
- нажать кнопку-лампу АРК на пульте управления ПНК;
- установить переключатель КОМП-АНТ в положение АНТ;
- после получения команд от руководителя полетов переключатель КОМП-АНТ установить в положение КОМП.

В случае отказа ПУ СЦВ «Символ-Г1Б» устанавливает предварительно записанные аварийные частоты на всех радиостанциях.

Для осуществления радиосвязи включить выключатель РЕЗ СПУ на ОПУ. Связь будет осуществляться через радиостанцию Р-800Л1. Режимы НАВЕДЕНИЕ, ГД становятся невозможными.

При неисправности Р-800Л1 выключить выключатель РЕЗ СПУ, при этом будет обеспечиваться только прием команд управления с земли.



6.42.2. **Отказ телекодовой радиосвязи.**

Признак:

- на УСТ высвечивается сигнал РС ТЕЛЕКОД (ТЕЛЕКОД или СВЯЗЬ).

Действия:

- доложить ведущему группы или руководителю полетов и действовать по их командам;
- выполнение задания, связанного с необходимостью телекодового обмена, прекратить.

6.43. Вынужденная посадка вне аэродрома.

6.43.1. Решение о посадке вне аэродрома принимает летчик. Вынужденную посадку вне аэродрома можно выполнять только с полностью выпущенным шасси.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Если летчик не уверен в возможности благополучной посадки, он должен обеспечить благоприятные условия для катапультирования и покинуть самолет.

Действия:

Приняв решение на вынужденную посадку вне аэродрома, летчик обязан:

- доложить руководителю полетов о принятом решении и месте вынужденной посадки;
- если позволяют обстановка и запас топлива, пролететь над площадкой для её просмотра;
- выпустить шасси и закрылки;

- на высоте не менее 500 м на скорости 300 – 600 км/ч в прямолинейном полете сбросить фонарь ручкой СБРОС ФОНАРЯ, выпустить тормозной щиток;

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В случае несброса откидной части фонаря от ручки СБРОС ФОНАРЯ посадку не выполнять, покинуть самолет катапультированием.

- застопорить плечевые ремни;
- торможение выполнять с учетом плотности грунта и наличия препятствий;
- после приземления выключить двигатели и перекрыть пожарные краны.

6.43.2. В особых случаях при необходимости выполнения посадки на полосу (площадку) ограниченных размеров (длина пробега 500 – 600 м) рекомендуется:

- выработать или слить топливо до остатка 1000 кг;
- выполнить заход на посадку установленным порядком;
- до пролета ДПРМ (точки, удаленной от начала ВПП на ~ 4 км) установить кресло в верхнее положение для обеспечения необходимого обзора;
- сбросить фонарь, выпустить тормозной щиток;
- предпосадочное планирование выполнять на пониженных скоротях (НДПРМ=200 м, VДПРМ=300 км/ч, НБПРМ=50 м, VБПРМ=260-270 км/ч, V в начале выравнивания 240-230 км/ч);
- после выравнивания установить РУД обоих двигателей в положение МАЛЫЙ ГАЗ, создать угол атаки 14°-15° (скорость касания при этом 200-210 км/ч);
- после касания выпустить тормозной парашют, обжать тормозные педали до полного хода, энергичное опускание носа парировать соразмерным взятием ручки управления на себя.

Аварийное покидание самолета в полете.

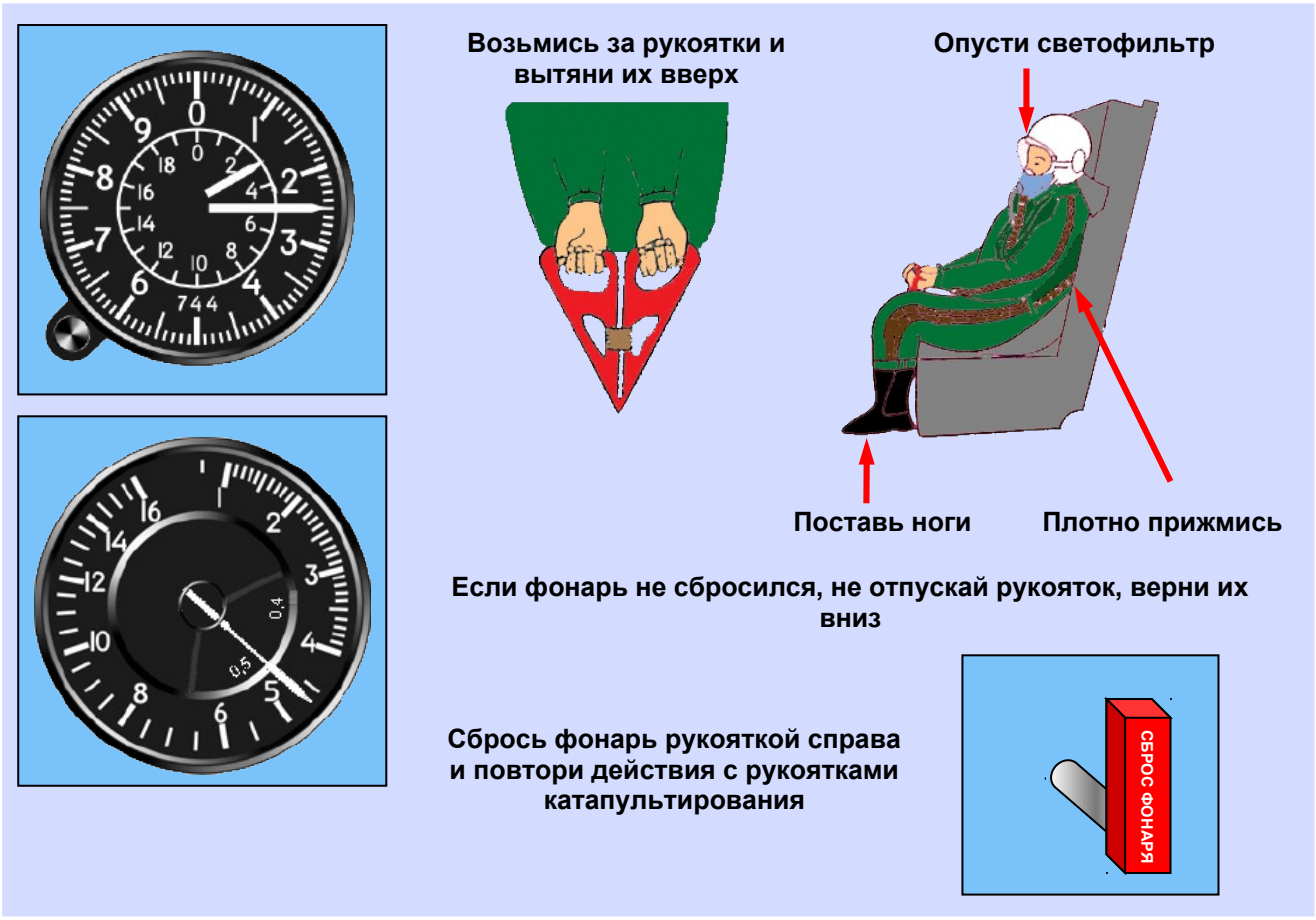
6.44. Подготовка к аварийному покиданию.

Если принято решение о катапультировании и позволяет обстановка, необходимо:

- при полете на малой высоте увеличить высоту полета до 2000 – 3000 м над рельефом местности, используя скорость самолета и тягу двигателей, при полете на большой высоте снизиться до высоты 4000 м;
- перевести самолет в набор высоты или горизонтальный полет и уменьшить скорость до 400-600 км/ч;
- при наличии облачности покинуть самолет до входа в облака;
- при полете над водной поверхностью выполнять полет в сторону береговой черты;
- при полете вблизи государственной границы выполнять полет в направлении своей территории.

В случаях, не терпящих отлагательства, катапультироваться немедленно.

6.45. **Катапультирование.**



При катапультировании летчик должен:

- опустить светофильтр защитного шлема (при наличии времени);
- плотно прижаться всем корпусом к спинке, а головой к подушке заголовника;
- поставить ноги к передней стенке кресла (при наличии времени);
- взяться обеими руками за рукоятки катапультирования, прижав локти к туловищу, и вытянуть их до катапультирования.

После катапультирования крепко удерживать рукоятки до начала устойчивого снижения вместе с креслом (для исключения травмы рук).

Усилие, потребное для срабатывания системы катапультирования (при вытягивании рукояток), составляет 25 кг.

Время от приведения в действие рукояток катапультирования летчиком до сброса фонаря и начала движения не более 1 сек.

При травмировании одной руки катапультирование возможно одной рукой от любой из рукояток при сохранении указанной последовательности действий.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.

1. Если при вытягивании рукояток катапультирования откидная часть фонаря не сбросилась, необходимо:
   - опустить рукоятки катапультирования в исходное положение;
   - сбросить откидную часть фонаря ручкой СБРОС ФОНАРЯ, расположенной на правом борту кабины, потянув её на себя до упора;
   - взяться обеими руками за рукоятки катапультирования и повторно вытянуть их вверх до катапультирования.

2. Одновременное приведение в действие рукояток катапультирования и ручки СБРОС ФОНАРЯ запрещается.

В случае покидания самолета на высоте более 5000 м происходит стабилизированный спуск вместе с креслом до высоты 5000 м, после чего происходит автоматический отстрел заголовника кресла и ввод в действие спасательного парашюта. Через 4 сек после отделения летчика от кресла происходит отделение НАЗа и зависание его на фале.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Аварийное покидание самолета в воздухе без катапультирования не предусмотрено.

6.46. **Действия при приземлении.**

После ввода в действие спасательного парашюта необходимо:

- поднять светофильтр защитного шлема и снять кислородную маску на высоте не более 4000 м, заправить круговую лямку подвесной системы под бедра;
- убедиться в нормальном раскрытии купола парашюта.

Перед приземлением на высоте 100-150 м необходимо:

- развернуться по ветру;
- соединить ноги в коленях и ступнях вместе, затем слегка согнуть их в коленях и в зависимости от силы ветра вынести соединенные вместе ноги вперед;
- ступни ног держать параллельно земле до приземления, приземляться на полные ступни обеих ног.

При приземлении в сильный ветер, а также в гористой местности после касания ногами земли немедленно с помощью замков ОСК-2 освободиться от концов парашюта.

6.47. **Действия при приводнении.**

6.47.1. При спуске на водную поверхность и наличии запаса высоты (резерва времени) необходимо:

- после ввода в действие спасательного парашюта поднять светофильтр ЗШ и снять кислородную маску на высоте не более 4000 м;
- убедиться в нормальном раскрытии парашюта и определить направление на сушу;
- при применении авиационного спасательного пояса АСП-74 наполнить его, энергично дернув за фишки газонаполнения поплавков;
- закрыть клапаны сброса КС-2МА и заправить трикотажные манжеты рукавов и шейную шторку комплекта ВМСК-4-15 под гермооболочку;
- разъединить разъем компенсаторов натяга маски и отсоединить тесьму крепления маски от центрального замка подвесной системы; отсоединить прибор КП-120 от ОРК и отбросить его вместе с маской в сторону;
- отсоединить шланги противоперегрузочного и вентилируемого костюмов от верхней колодки ОРК и разъединить электроразъемы ЗШ;
- перед касанием воды снять предохранительные скобы и опустить вниз фиксаторы замков ОСК-2;
- в момент касания воды ногами задержать дыхание, нажать на гашетки замков ОСК-2 и отсоединить купол парашюта;

- после приводнения занять положение лицом по ветру (спиной к фронту волны), широко расставить ноги, поплавки АСП-74 заправить под руки и при необходимости их поддуть;
- разорвать тарированный шов фала НАЗ, оторвав оранжевый конец от основного фала (усилие разрыва 5-15 кгс);
- освободиться от подвесной системы парашюта, для чего: открыть замок круговой лямки, затем центральный замок подвесной системы; вывести ножные обхваты из скоб; забросить правый плечевой обхват подвесной системы за спину, протащить левую руку вместе с левым поплавком спасательного пояса под левым плечевым обхватом и освободиться от подвесной системы;
- подтянуть к себе плот и влезть на него.

Поплавки спасательного пояса завести за спину, после чего втащить в плот НАЗ и радиомаяк.

Рекомендации по использованию НАЗа изложены в Инструкции, прилагаемой к комплекту.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Влезать на плот с широкой стороны, предварительно утопив его под себя, соблюдая осторожность во избежание порыва его металлическими частями снаряжения.

6.47.2. При отсутствии высоты (резерва времени) для приводнения с неотсоединенными подвесной системой парашюта и коммуникациями спецснаряжения необходимо:

- наполнит поплавки АСП-74, энергично дернув за фишки;
- отсоединить купол парашюта с помощью замков ОСК-2;
- поднять светофильтр ЗШ и снять кислородную маску;
- закрыть клапаны КС-2МА и заправить трикотажные манжеты рукавов и шейную шторку комплекта ВМСК под гермооболочку;
- занять положение лицом по ветру (спиной к фронту волны), при необходимости поддуть поплавки;

В случае невключения баллонов наполнения плота и радиомаяка подтянуть к себе вначале плот, а затем радиомаяк и вручную резким рывком фала возле баллонов ввести их в действие, а также выдернуть шпильку включения радиомаяка, расположенную в фале.

- разъединить разъем компенсатора натяга маски;
- отсоединить прибор КП-120 от верхней колодки ОРК и, взяв его в левую руку, отсоединить шланг натяжного устройства ВКК, затем отбросить его вместе с кислородной маской;
- отсоединить шланги ППУ и вентиляции от верхней колодки ОРК и разъединить электроразъем ЗШ;
- освободиться от подвесной системы парашюта и далее выполнять рекомендации, изложенные в пункте 6.47.1.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.

1. Запаса кислорода в БКО-3МВ2 (система кресла) для дыхания с Н=500 м хватает на 3 минуты, после чего возможно попадание воды в маску через клапаны подсоса воздуха КП-120.
2. При подъеме летчика из воды на вертолете во избежание разряда статического электричества вертолета браться за спасательный трос до момента касания им воды запрещается.

6.48. **Аварийное покидание самолета на земле.**

6.48.1. При возникновении аварийной обстановки на земле (когда самолет неподвижен) для быстрого его покидания необходимо:

- выключить двигатели;
- открыть фонарь (в случае заклинивания и невозможности открытия фонаря эксплуатационной ручкой сбросить его ручкой СБРОС ФОНАРЯ);
- установить ручку катапультирования в нерабочее положение, для чего нажать на её боковые стопорные рычаги и откинуть вперед до постановки на фиксаторы;
- отключить выключатели пиропатронов кресла;
- отсоединить КП-120 от ОРК-115, потянув вверх рукоятку замка КП-120;
- раскрыть замок разъема круговой лямки и центральный замок подвесной системы;
- отстегнуть карабин фала НАЗа от кольца на снаряжении и освободиться от подвесной системы;
- резко встать и покинуть кабину, при этом произойдет разъединение муфт ППУ, вентиляции и электрожгутов ЗШ от колодки ОРК.

В случае покидания самолета в безлюдной местности и при наличии времени необходимо:

- снять кислородную маску, разъединить разъем компенсатора натяга маски, шланг НУ ВКК от КП-120 и выбросить маску вместе с прибором из кабины самолета;
- после отсоединения коммуникаций встать, развернуться лицом к креслу, взяться за оранжевые ленты крышки НАЗа и резко их отдернуть на себя вверх. При этом произойдет отсоединение НАЗа от ремней крепления подвесной системы;

При втянутых ремнях притяга необходимо перед снятием НАЗа рукояткой притяга пояса расстопорить ремни и вытянуть их вперед.

- повернуть НАЗ относительно цапф до вертикального положения, при этом произойдет разъединение ОРК и разрыв контровочной проволоки на одной из цапф;
- энергичным движением вверх извлечь НАЗ из чашки кресла и выбросить его из кабины;
- покинуть самолет.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. С выбросом НАЗа не медлить, так как через 4 секунды произойдет его автоматическое разделение.

6.48.2. Для аварийного покидания самолета на земле после указанных выше действий, сесть на борт кабины ногами наружу и, ухватившись обеими руками за борт внутри кабины ближе к дуге козырька фонаря, сползти по фюзеляжу вниз, повернувшись лицом к обшивке. Затем снять одну руку с борта и, опираясь ею на прилив крыла, спрыгнуть на землю или, придерживаясь за переднюю часть фонаря, перейти на носовую часть фюзеляжа, сесть на конус и сползти с него вниз на землю.

6.49. **Сброс тормозного парашюта при непреднамеренном (самопроизвольном) его выпуске в полете.**

Признаки:

- высвечивание светосигнализатора ЗАМОК ТП ОТКРЫТ;
- при выпущенном шасси (до момента обжатия на посадке или после подъема переднего колеса на взлете) речевая информация: «Тормозной парашют сброшен».

Действия:

- снизить скорость, выполнение задания прекратить и следовать на аэродром посадки.