

D I G I T A L C O M B A T S I M U L A T O R

DCS: **BLACK SHARK 3**

*руководство
пилота*



Данное руководство является документацией пользователя компьютерной игры - авиасимулятора Ка-50 «Черная Акула 3». В руководстве приведены сведения, необходимые для освоения и понимания игрового процесса. Описание пользовательского интерфейса игры и редактора миссий смотрите в отдельном руководстве.

© 2022 ООО "Студия Игл Дайнемикс". Все права защищены.

ВНИМАНИЕ! Приобретая программный продукт «Ка-50 Черная Акула 3», вы тем самым даете согласие не допускать копирования программы и документации без письменного разрешения фирм «Eagle Dynamics».

Сайт DCS: www.digitalcombatsimulator.com

Оглавление

Оглавление	i
1. ИСТОРИЯ ВЕРТОЛЁТА КА-50	1–2
2. КОНСТРУКЦИЯ ВЕРТОЛЁТА КА-50	2–2
Общая компоновка	2–2
Силовая установка и несущая система	2–3
Общее оборудование	2–5
Радиооборудование	2–6
Бортовой комплекс обороны (БКО)	2–8
Тактико-технические характеристики	2–12
3. ВООРУЖЕНИЕ ВЕРТОЛЁТА КА-50	3–1
Стрелково-пушечное вооружение	3–1
Пушка 2А42	3–1
ТТХ пушки 2А42	3–3
Характеристики боеприпасов для пушки 2А42	3–3
Бомбардировочное вооружение	3–4
ФАБ-250 - бомбы общего назначения	3–4
КМГУ (контейнер мелких грузов унифицированный)	3–4
Управляемое ракетное оружие	3–5
Противотанковый комплекс 9К121 «Вихрь»	3–5
ТТХ ПТРК «Вихрь»	3–7
Неуправляемые авиационные ракеты	3–8
НАР С-8	3–8
ТТХ НАР С-8КОМ	3–10
НАР С-13	3–11
ТТХ НАР С-13ОФ	3–13
Управляемые ракеты воздух-воздух	3–13
Пусковой модуль 9С846 «Стрелец»	3–14
ТТХ УРВВ «Игла»	3–16
4. ДИНАМИКА ПОЛЁТА ВЕРТОЛЁТА	4–2
Четыре силы, действующие на вертолёт	4–2
Управление	4–3
Скорость	4–4
Реактивный момент несущего винта	4–4
Рулевой винт	4–4
Гирскопическая прецессия	4–5
Ассиметрия подъемной силы	4–6
Срыв потока с лопастей винта	4–7
Вихревое кольцо	4–8
Висение	4–10
Эффект земли	4–11
Косая обдувка	4–11
Авторотация	4–12

Выводы.....	4–15
5. ДИНАМИКА ВЕРТОЛЁТА СООСНОЙ СХЕМЫ.....	5–1
КОМПЕНСАЦИЯ РЕАКТИВНЫХ МОМЕНТОВ НЕСУЩИХ ВИНТОВ.....	5–1
ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ВОЗМОЖНОСТИ.....	5–2
МАССОГАБАРИТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ.....	5–4
УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ.....	5–5
МАНЕВРЕННОСТЬ.....	5–6
Маневры с использованием перегрузок.....	5–9
АВТОРОТАЦИЯ.....	5–11
ПОЛЕТ В РЕЖИМЕ "ВИХРЕВОГО КОЛЬЦА".....	5–12
БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТОВ.....	5–13
6. ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ КАБИНЫ.....	6–1
СХЕМЫ ПРИБОРНЫХ ДОСОК И ПУЛЬТОВ УПРАВЛЕНИЯ В КАБИНЕ ЛЕТЧИКА.....	6–1
РУЧКА ПРОДОЛЬНО-ПОПЕРЕЧНОГО УПРАВЛЕНИЯ.....	6–3
Блок гашеток РС – ВПУ.....	6–4
РЫЧАГ ОБЩЕГО ШАГА.....	6–6
РЫЧАГИ РАЗДЕЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯМИ.....	6–8
ЛЕВАЯ И ПРАВАЯ ПРИБОРНЫЕ ДОСКИ.....	6–10
Приборная доска левая.....	6–10
Приборная доска правая.....	6–12
Индикатор командный пилотажный ИКП-81.....	6–13
Прибор навигационный плановый ПНП-72-16.....	6–14
Панель режимов работы лазерного дальномера - целеуказателя.....	6–16
Индикатор шага винта ИШ1-15.....	6–17
Высотомер механический ВМ-15ПВ.....	6–17
Вариометр ВАР-30ПВ.....	6–18
Индикатор частоты вращения винтов.....	6–19
Указатель скорости.....	6–19
Акселерометр дистанционный.....	6–20
Указатель радиовысотомера.....	6–21
Авиационные часы АЧС-1.....	6–22
Система ЭКРАН.....	6–23
Авиагоризонт АГР-81.....	6–32
Указатель температуры выходящих газов двигателей.....	6–34
Сдвоенный указатель частоты вращения двигателей.....	6–34
Индикатор топливомера.....	6–35
Табло светосигнальное.....	6–36
Перечень уведомляющих сообщений на табло системы САС левой приборной доски.....	6–36
Щиток управления шасси.....	6–38
ВЕРХНИЙ ПУЛЬТ.....	6–39
Перечень уведомляющих сообщений на табло системы САС левой части верхнего пульта.....	6–40
Перечень уведомляющих сообщений на табло системы САС правой части верхнего пульта.....	6–41
Пульт режимов целеуказания ПРЦ.....	6–43
Пульт управления УВ-26.....	6–44
Компас магнитный жидкостный КИ-13.....	6–45

ЦЕНТРАЛЬНЫЙ ПУЛЬТ	6-48
Пульт управления и индикации ПУИ.....	6-49
Пульт управления режимами ПУР.....	6-50
Панель управления освещением, переключением каналов АРК и речевым информатором	6-51
ПРАВЫЙ ПУЛЬТ, ПЕРЕДНЯЯ ПАНЕЛЬ.....	6-53
Пульт ввода и индикации ПВИ	6-54
Пульт включения целеуказания ПВЦ	6-60
ПРАВЫЙ ПУЛЬТ, ЦЕНТРАЛЬНАЯ ПАНЕЛЬ	6-61
Пульт пилотажных режимов ППР-800	6-62
Пульт управления радиоконпаса АРК-22.....	6-63
Пульт управления радиостанцией Р-828.....	6-66
Пульт управления сигнальными ракетами.....	6-67
ПРАВЫЙ БОКОВОЙ ПУЛЬТ	6-68
Панель ЭНЕРГЕТИКА.....	6-70
Панель управления радиооборудованием	6-71
Панель управления топливными насосами	6-71
Панель управления системами пожаротушения	6-72
Панель управления перекрывными кранами.....	6-73
Панель индикаторов давления, температуры масла двигателей и редуктора.....	6-74
Панель оборудования.....	6-74
Панель управления освещением.....	6-75
Панель управления электронными регуляторами двигателей	6-76
Индикатор режимов работы двигателей	6-77
ПУЛЬТ КОНТРОЛЯ	6-79
Панель контроля приборов двигателей.....	6-80
Панель контроля каналов САП.....	6-81
Панель контроля АВСК.....	6-81
Панель контроля системы ЭКРАН.....	6-81
Индикаторы давления и температуры в гидросистемах	6-82
Пульт ППК.....	6-84
Пульт контроля аппаратуры Л-140, СУО и УВ-26.....	6-86
Нижняя панель пульта контроля.....	6-87
Панель регулировки яркости подсвета	6-88
ЛЕВЫЙ ПУЛЬТ	6-89
Блок командной радиостанции Р-800Л1	6-90
Пульт выбора режимов ПВР.....	6-91
Панель управления запуском двигателей.....	6-92
Панель радио	6-93
Панель ВСУ.....	6-93

7. АВИАЦИОННАЯ БОРТОВАЯ РАДИОТЕХНИЧЕСКАЯ ИНТЕГРИРОВАННАЯ СИСТЕМА АБРИС..... 7-1

НАЗНАЧЕНИЕ	7-1
ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ	7-2
ОТОБРАЖЕНИЕ И ВВОД ИНФОРМАЦИИ В ИЗДЕЛИЕ АБРИС.....	7-3
ВКЛЮЧЕНИЕ СИСТЕМЫ АБРИС	7-3
ПРЕДСТАВЛЕНИЕ ИНФОРМАЦИИ В АБРИС.....	7-5
Системная строка	7-5
РЕЖИМЫ РАБОТЫ.....	7-7
Вид страницы МЕНЮ	7-8

Вид страницы НАВИГАЦИЯ	7–10
Вид страницы ОБЗОР	7–12
Вид страницы ПНП	7–14
Вид страницы БКО	7–20
Режим МЕНЮ	7–22
Режим УПРАВЛЕНИЕ	7–23
Режим ПЛАН	7–25
Режим НАВИГАЦИЯ	7–26
Режим ОБЗОР	7–28
Режим ПНП	7–29
Режим БКО	7–31
Подрежим КАРТА	7–33
Подрежим ИНФО	7–34
Получение информации об объектах карты	7–35
Функция МЕРИТЬ	7–35
Подрежим ШБЖ	7–38
Подрежим СНС	7–40
Подрежим РАСЧ	7–48
ИЗМЕНЕНИЕ ТЕКУЩИХ НАСТРОЕК (РЕЖИМ ОПЦИИ)	7–52
Общие принципы установки ОПЦИЙ	7–52
Порядок изменения настроек изделия в различных режимах	7–52
Подрежим ОСНОВНЫЕ НАСТРОЙКИ	7–53
Настройка используемых для расчетов единиц измерения и формата их отображения (подрежим – ЕДИНИЦЫ)	7–56
Настройка характеристик летательного аппарата (подрежим ТТХ)	7–57
Опции параметров формирования предупредительных сигналов (подрежим СИГНАЛ)	7–59
Опции отображения объектов в составе карты	7–60
РАБОТА С ПЛАНом ПОЛЕТА	7–62
Формирование плана полета	7–62
Ввод ППМ в ручном режиме	7–64
Ввод ППМ с использованием позывных	7–67
Ввод данных для расчета плана полета	7–71
Ввод времени вылета из ИПМ и истинной воздушной скорости	7–71
Ввод высоты полета	7–75
Ввод метеоинформации	7–79
Ввод заправки и расхода топлива	7–81
Запись плана полета в базу данных	7–84
Активизация плана полета	7–87
Загрузка плана полета	7–89
Просмотр плана полета	7–91
РЕДАКТИРОВАНИЕ ПЛАНА ПОЛЕТА	7–92
Изменение параметров ППМ и участков маршрута без изменения их количества	7–92
Удаление пунктов (участков) маршрута	7–97
Увеличение количества ППМ (участков) маршрута	7–97
Возврат к начальному плану полета	7–100
РАБОТА С ПЛАНом МАРШРУТА ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПОЛЕТА ПО МАРШРУТУ	7–101
Функции подрежима ШТУРМАНСКИЙ БОРТОВОЙ ЖУРНАЛ – ШБЖ	7–101
Расчет точек начала набора (снижения) высоты (функция ВНАВ)	7–101
Перенацеливание курса ЛА на произвольный ППМ маршрута	7–103

Инвертирование плана полета	7-104
Удаление плана полета	7-106
Нанесение дополнительной информации на поле карты	7-106
Ввод точек в базу данных изделия.....	7-109
Ввод точки по известным координатам	7-109
Ввод точки по известным азимуту и дальности.....	7-111
Редактирование и сдвиг навигационных точек	7-116
Сохранение навигационных точек	7-119
Нанесение линейных объектов	7-120
Сохранение линейных объектов	7-124
Поиск навигационных точек и объектов в базе данных	7-125
ТАКТИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ	7-128
8. СИСТЕМА ОТОБРАЖЕНИЯ ИНФОРМАЦИИ	8-1
Вид пилотажно-навигационной информации на ИЛС	8-3
Круглосуточный автоматический прицельный комплекс КАПК И-251	8-11
НАШЛЕМНАЯ СИСТЕМА ЦЕЛЕУКАЗАНИЯ	8-16
Индикация разовых команд	8-17
9. ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПОДГОТОВКА.....	9-2
ВКЛЮЧЕНИЕ И ПРОВЕРКИ СИСТЕМ.....	9-2
ВКЛЮЧЕНИЕ АБРИС.....	9-3
ПОДГОТОВКА ПРПНК	9-3
ВВОД КООРДИНАТ НАВИГАЦИОННЫХ ТОЧЕК В ПНК	9-4
СМЕНА ОЧЕРЕДНОСТИ ПРОЛЁТА ППМ.....	9-5
ВЫСТАВКА ИКВ.....	9-5
Ускоренная выставка ИКВ.	9-7
Нормальная выставка ИКВ.....	9-9
Точная выставка ИКВ.....	9-12
Повторный запуск ИКВ	9-15
Коррекция курса	9-16
Коррекция курса по ЗК	9-17
Коррекция курса по МК	9-19
Включение системы управления оружием.....	9-20
Включение и проверка АРК	9-21
Подготовка программы выброса ЛТЦ на УВ-26.....	9-21
ЗАПУСК И ОПРОВОБОВАНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ.....	9-21
Подготовка к запуску.....	9-22
Запуск ВСУ.....	9-23
Запуск двигателей.....	9-23
Нештатные ситуации при запуске ВСУ.....	9-25
Ложный запуск и холодная прокрутка ВСУ	9-25
Нештатные ситуации при запуске двигателей	9-26
Ложный запуск и холодная прокрутка двигателей	9-27
Предполетное опробование.....	9-28
10. ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТОВ.....	10-2
ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ	10-2
ПОДГОТОВКА К ВЫРУЛИВАНИЮ И РУЛЕНИЕ	10-2
Выруливание.....	10-3

Руление	10–3
ВЗЛЕТ И НАБОР ВЫСОТЫ	10–3
Контрольное висение.....	10–4
Взлет по-вертолётному с использованием эффекта воздушной подушки.....	10–5
Взлет по-вертолётному без использования эффекта воздушной подушки	10–5
Взлет по-самолётному	10–6
Особенности взлета	10–6
Набор высоты.....	10–7
ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ И ПЕРЕХОДНЫЕ РЕЖИМЫ	10–7
Полет по кругу визуально.....	10–7
Переходные режимы полета	10–8
СНИЖЕНИЕ	10–9
Снижение с работающими двигателями и поступательной скоростью.....	10–11
Вертикальное снижение с работающими двигателями	10–11
Снижение вертолётa в режиме самовращения несущих винтов	10–12
ПОСАДКА В ПРОСТЫХ МЕТЕОУСЛОВИЯХ	10–13
Посадка по-вертолётному с использованием эффекта воздушной подушки ..	10–13
Посадка по-вертолётному без использования эффекта воздушной подушки ..	10–14
Посадка по-самолётному	10–15
Особенности посадки	10–15
ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЕЙ И ВЫКЛЮЧЕНИЕ ОБОРУДОВАНИЯ	10–15
ЗАХОД НА ПОСАДКУ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПОСАДОЧНЫХ СИСТЕМ	10–16
Способы захода и расчёта на посадку.....	10–16
Заход на посадку по большой коробочке (кругу).....	10–17
Заход на посадку по малой коробочке (кругу).....	10–20
Заход и расчёт на посадку с прямой	10–22
Заход и расчёт на посадку по ОСП.....	10–23
ПОЛЕТ ПО МАРШРУТУ	10–25
Полет по заданному маршруту в автоматическом режиме	10–25
Полет с директорным управлением	10–26
Изменение порядка пролета ППМ в полете	10–29
Выход в оперативную точку.....	10–30
Возврат на аэродром.....	10–31
ПОЛЁТ БЕЗ ЗАДАЧИ	10–31
ВИСЕНИЕ И ВЕРТИКАЛЬНОЕ СНИЖЕНИЕ	10–32
Вертикальное снижение.....	10–32
КОРРЕКЦИЯ КООРДИНАТ ПНК	10–33
Коррекция координат пролетом.....	10–33
Коррекция координат по И-251В	10–34
ПРЕДЕЛЬНЫЕ РЕЖИМЫ ДВИГАТЕЛЯ	10–34
ОБЛЕДЕНЕНИЕ	10–35
Принцип действия датчика обледенения.....	10–35
Обледенение воздухозаборника	10–35
Обледенение винтов.....	10–36
Обледенение ПВД и ДУАС.....	10–36
ВЛИЯНИЕ ПЫЛИ НА ДВИГАТЕЛИ	10–36
ПИЛОТАЖ	10–37
Общие указания	10–37
Виражи, развороты и спирали	10–38
Боевой разворот	10–39
Форсированный разворот	10–40

Горка.....	10–41
Поворот на горке	10–42
Пикирование.....	10–43
Плоский разворот.....	10–44
Разгон и торможение с максимальным темпом.....	10–45
Маневрирование на предельно малых высотах.....	10–47
ОСОБЫЕ СЛУЧАИ В ПОЛЁТЕ	10–48
Запуск двигателя в полёте	10–48
Пожар на вертолётe.....	10–49
Отказ одного двигателя в полете	10–50
Посадка с одним работающим двигателем	10–51
Отказ одного двигателя на висении.....	10–52
Отказ двух двигателей в полёте.....	10–54
Посадка на режиме самовращения несущих винтов.....	10–54
Отказ двух двигателей на висении	10–56
Режим вихревого кольца.....	10–56
Отказ гидросистем	10–56

11. БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ..... 11–1

Ограничения ПТУР «Вихрь»	11–1
Ограничения стрельбы из несъемной подвижной пушечной установки (НППУ) ..	11–2
Ограничения НАР.....	11–2
Подготовка к боевому вылету	11–2
ПОЛЕТ В ЗОНУ БОЕВОГО СОПРИКОСНОВЕНИЯ.....	11–3
Общие указания	11–3
Ввод оперативных точек в ПрПНК	11–4
Ввод типов целей и точек выхода.....	11–5
Передача цели ударным вертолётам.....	11–6
Работа с ВЦУ при сближении ударного вертолётa с целью	11–7
Автоматический выход на цель	11–8
Управление ведомыми – задача «Разведка»	11–8
Поиск цели в режиме автоматического сканирования	11–9
Подготовка к ПРИМЕНЕНИЮ ОРУЖИЯ.....	11–10
Установка переключателей СУО при подготовке к пуску ПТУР.....	11–10
Установка переключателей СУО при подготовке к пуску НАР	11–11
Установка переключателей СУО при подготовке к стрельбе из пушки	11–11
Установка переключателей СУО при подготовке к бомбометанию.....	11–12
Установка переключателей СУО при подготовке к пуску УРВВ.....	11–12
Выключение режима применения оружия.....	11–13
ВЫХОД НА ЦЕЛЬ В АВТОМАТИЧЕСКОМ РЕЖИМЕ	11–14
Визуальный поиск в режиме автоматического выхода на цель	11–14
Визуальный поиск с целеуказанием от НСЦ в режиме автоматического выхода на цель	11–15
ПРИМЕНЕНИЕ ОРУЖИЯ В РЕЖИМЕ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ	11–16
Пуск и наведение ПТУР.....	11–16
Последовательность действий летчика при пуске ПТУР	11–17
Стрельба из подвижной пушки в режиме АС.....	11–25
Пуск НАР и стрельба из неподвижной пушки в режиме АС.....	11–26
СТРЕЛЬБА ИЗ НЕПОДВИЖНОЙ ПУШКИ И ПУСК НАР БЕЗ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РЕЖИМА АВТОСОПРОВОЖДЕНИЯ	11–28
Стрельба из пушки и пуск НАР с измерением дальности.....	11–28

Стрельба из пушки и пуск НАР с использованием прицельной сетки	11–29
Применение бомбового вооружения	11–30
Применение целеуказательных НАР С-8ЦМ	11–31
Применение осветительных НАР С-8О (ОМ)	11–31
ОСОБЕННОСТИ ПРИЦЕЛИВАНИЯ И ПРИМЕНЕНИЯ ОРУЖИЯ ПО ВОЗДУШНЫМ ЦЕЛЯМ	11–32
Применение УРВВ «Игла»	11–34
Пуск УРВВ «Игла» в полуавтоматическом режиме	11–36
Режим ручного пуска	11–40
12. ПОШАГОВЫЕ ПРОЦЕДУРЫ	12–2
ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПОДГОТОВКА	12–2
Включение электропитания и переговорного устройства	12–2
Включение и проверка системы ЭКРАН	12–2
Проверка САС, включение светотехнического оборудования	12–3
Подготовка ПрПНК	12–4
Включение АБРИС	12–4
Проверка и настройка АРК	12–5
Подготовка программы УВ-26	12–6
Подготовка БКО	12–6
Настройка СЕИ	12–7
Проверка аппаратуры пожаротушения	12–8
ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЕЙ И ОПРОВОБОВАНИЕ	12–9
Подготовка к запуску	12–9
Запуск ВСУ	12–10
Запуск двигателей	12–10
Предполётное опробование	12–13
ВЫРУЛИВАНИЕ И РУЛЕНИЕ	12–14
ПЕРЕД ВЗЛЁТОМ	12–16
Контрольное висение	12–16
ВЗЛЁТ	12–18
Взлёт по-вертолётному	12–18
Взлёт по-самолётному	12–18
ПОЛЁТ	12–19
Полёт по маршруту	12–19
Выход в оперативную точку	12–19
Висение и вертикальное снижение	12–20
Возврат на аэродром	12–21
ОТКАЗЫ И НЕШТАТНЫЕ СИТУАЦИИ	12–22
Отказ одного двигателя в полёте	12–22
Отказ одного двигателя на висении	12–23
Отказ двух двигателей в полёте	12–24
Посадка в режиме самовращения несущих винтов	12–26
Запуск остановленного двигателя в полёте	12–27
Выход из режима вихревого кольца	12–28
13. ОГРАНИЧЕНИЯ И СИСТЕМЫ	13–2
ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ	13–2
ОПАСНАЯ ЗОНА ВЫСОТА–СКОРОСТЬ	13–6
ОБЛАСТИ РЕЖИМОВ ВИХРЕВОГО КОЛЬЦА	13–7
НЕСУЩАЯ СИСТЕМА	13–8

УПРАВЛЕНИЕ ВЕРТОЛЁТОМ	13–10
Особенности управления вертолётom в симуляторе	13–12
Индикатор положения органов управления	13–12
СХЕМА СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ	13–14
Двигатель ТВ3-117	13–15
ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА	13–17
СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ	13–20
Основная система электроснабжения переменным током	13–20
Система аварийного электроснабжения переменным током	13–22
Система электроснабжения постоянным током	13–22
ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА	13–23
ПРИЦЕЛЬНО-ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЙ КОМПЛЕКС (ПРПНК)	13–27
Принцип работы	13–27
Органы управления ПрПНК	13–28
Состав комплекса	13–28
ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЙ КОМПЛЕКС ПНК-800	13–29
Основные тактико-технические характеристики	13–30
Органы управления, контроля и сигнализации	13–31
Режим стабилизации угловых положений	13–31
Режим стабилизации висения	13–32
Режим вертикального снижения	13–32
Режим автоматического управления полётom	13–32
Специальный режим	13–33
РАСЧЕТ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЕТА ПНК	13–33
Режим СЧИСЛЕНИЕ координат вертолётa	13–33
Режим МАРШРУТ	13–34
Режим ВОЗВРАТ	13–35
Режим ВЫХОД	13–35
Режим КОРРЕКЦИЯ	13–36
Режим ЗАПИСЬ	13–37
Режим ДОВОРот	13–38

14. РАДИОСООБЩЕНИЯ И ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ 14–2

РАДИОЧАСТОТЫ	14–2
НАЗЕМНЫЕ СЛУЖБЫ	14–3
МЕНЮ КОМАНД	14–5
МЕНЮ КОМАНД ЗВЕНА	14–5
МЕНЮ КОМАНД ВЕДОМЫХ	14–6
АТАКОВАТЬ	14–6
УСЛОВИЯ ОБНАРУЖЕНИЯ ЦЕЛЕЙ	14–9
МАНЁВР ОХВАТА	14–10
КОМАНДЫ СЛЕДОВАНИЯ	14–12
ПРИКРОЙ МЕНЯ	14–12
РАЗВЕДКА	14–13
БОЕВОЙ ПОРЯДОК ГРУППЫ ВЕРТОЛЁТОВ	14–14
Восстановление боевого порядка	14–18
ДЕРЖАТЬ ПОЗИЦИЮ	14–18
СБРОС ПОДВЕСОК	14–19
РУКОВОДСТВО ПОЛЁТАМИ	14–20
НАЗЕМНАЯ ПОДГОТОВКА - НОП	14–22
Перезарядка и заправка	14–23



Схема по заданию	14–24
Противотанковые задачи	14–24
Перегоночный вариант	14–24
Облегчённые схемы	14–24
Дальний удар	14–24
Авиационная поддержка	14–25
Наземное электропитание	14–25
Ремонт	14–26
Нашлемное устройство	14–27
Подключение турбопривода	14–28
F10. ДРУГИЕ.....	14–29
КОМАНДЫ И СООБЩЕНИЯ	14–30
Список команд и запросов игрока	14–31
РАДИОСООБЩЕНИЯ ОБЪЕКТОВ ИИ	14–33
15. РЕДАКТОР МИССИЙ	15–2
Новые опции.....	15–2
16. ПРИЛОЖЕНИЯ	16–2
ТЕЛЕГРАФНАЯ АЗБУКА	16–2
СПИСОК ТЕРМИНОВ И СОКРАЩЕНИЙ	16–5
СПИСОК ИСТОЧНИКОВ	16–10



1

ИСТОРИЯ ВЕРТОЛЁТА

1. ИСТОРИЯ ВЕРТОЛЁТА Ка-50

В середине 70-х годов прошлого столетия руководство Министерства обороны СССР пришло к мнению, что основной советский ударный вертолёт Ми-24 не удовлетворяет требованиям армии. Попытки создать многоцелевой вертолёт в ограниченных размерностях и массе, с заданными летными характеристиками, привели к уменьшению боевой эффективности. Кроме того, в конце 1972 года в США началась программа, результатом которой стало создание перспективных ударных вертолётот Bell YAH-63 и Hughes YAH-64. Позднее вертолёт AH-64 Apache был принят для массового производства и начал поставляться в армию США как основной боевой вертолёт.

16 декабря 1976 года ЦК КПСС и Совет Министров СССР издали постановление о начале разработки боевого вертолётот нового поколения, который должен был поступить на вооружение Советской Армии в 80-х годах прошлого столетия. Основным назначением нового вертолётот должно было стать уничтожение бронетехники на поле боя близко к линии боевого соприкосновения. Постановление инициировало конкурентную разработку программы в КБ Камова и КБ Миля, чтобы в дальнейшем, на основании испытаний, принять на вооружение наиболее удачный образец вертолётот. В КБ Миля начали разработку вертолётот под обозначением Ми-28, который внешне сильно напоминал американский проект AH-64 Apache.



1-1: Макет вертолётот Ка-25Ф

В КБ Камова начали разработку нового вертолётот для армии, имея богатый опыт создания флотских машин с соосными винтами. Эта схема была уже надежно отработана и сулила выигрыш в летных характеристиках по сравнению с классической компоновкой, к тому же КБ уже имело определенный опыт разработки вертолётот для армии. В 1966 году на конкурсной основе в КБ был создан транспортно-боевой вертолёт на базе корабельного Ка-25 – Ка-25Ф (Ф – фронтовой), вооруженный спаренной 23-мм пушкой в турели под фюзеляжем, шестью противотанковыми управляемыми ракетами «Фаланга» и свободнопадающими бомбами. Ка-25Ф имел экипаж из двух человек и мог брать на борт до восьми десантников. Однако предпочтение было отдано вертолётоту Ми-24, который использовал перспективные двигатели, прицельную систему и новые противотанковые ракеты «Штурм».

В 1969 году на последнем этапе конкурса КБ Камова предложило радикально новую концепцию дизайна боевого вертолётот В-50. На вертолётот предполагалось продольное расположение двух роторов с синхронизированным вращением винтов во

избежание перехлеста лопастей. Предполагаемая максимальная скорость В-50 должна была составлять около 400 км/ч. Также в 1975-1976 годах КБ Камова был предложен проект В-100, в котором предполагалось использовать поперечное расположение винтов на концах крыла и дополнительный толкающий пропеллер. Оба проекта - и В-50, и В-100, были чрезвычайно смелыми и остались нереализованными.

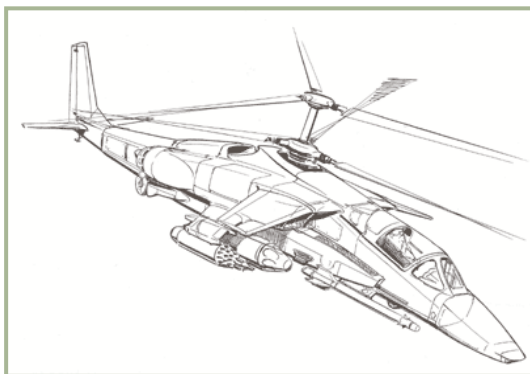


1-2: Макет вертолѐта В-50



1-3: Макет вертолѐта В-100

Новый армейский вертолѐт под обозначением В-80 (в серии Ка-50) начал разрабатываться на УВЗ им. Камова в январе 1977 года. Ведущим конструктором программы был назначен Сергей Михеев, впоследствии ставший Генеральным Конструктором.



1-4: Первый вариант компоновки одноместного боевого вертолѐта В-80 (рис. С. Фомина)

При проектировании исследовались различные компоновки и конфигурации для будущего вертолѐта, однако выбор был остановлен на традиционной для КБ соосной схеме, которая давала неоспоримые преимущества. Значительное уменьшение

потерь мощности соосной схемы по сравнению с классической схемой (с одним несущим и одним рулевым винтом) позволяло увеличить статический потолок вертолёт при той же мощности двигателей. Аэродинамическая симметрия и отсутствие перекрестных связей в управлении значительно упростили управление вертолёт. Такой вертолёт имел меньшие ограничения по углам скольжения, угловым скоростям и ускорениям в полном диапазоне скоростей полета. Относительно низкий момент инерции, обусловленный меньшими размерами соосного вертолёт, позволял реализовать более эффективное управление.

Другим фундаментальным отличием нового вертолёт было отсутствие оператора вооружения, из-за чего пришлось ввести высокоавтоматизированные обзорные и навигационные системы.

Конструкторы КБ Камова считали, что один человек может выполнять функции пилота и оператора, так как поиск и сопровождение цели автоматизированы, и это не должно привести к чрезмерному повышению психофизических нагрузок на летчика. В конце семидесятых годов уровень национального вертолётостроения позволил создавать такие автоматизированные системы, и Ка-25, а также Ка-27 могли вести автоматизированный поиск подводных лодок, имели автоматические режимы навигации и возможность обмена данными. Одноместный вертолёт позволял снизить вес и повысить летные характеристики, уменьшить затраты на обучение летного состава, уменьшить людские потери в военное время, в целом снизить затраты на содержание армейской авиации.



1-5: Противотанковые ракеты «Вихрь» на пусковой установке АПУ-6

В качестве основной системы вооружения была выбрана противотанковая ракета 9А4172 «Вихрь», созданная в Тульском КБ приборостроения (Генеральный Конструктор Аркадий Шипунов). Это же оружие было выбрано для противотанкового штурмовика КБ Сухого – Су-25Т. Отличительной особенностью ракеты была лазерно-лучевая система наведения с системой автоматического слежения за целью, реализованная в прицельном комплексе «Шквал» и дающая высокую точность независимо от расстояния до цели. Дальность ракеты позволяла применять ее, находясь вне зоны поражения широко распространенных западных ЗРК «Чапаррел», «Роланд», «Рапира», а наличие как контактного, так и неконтактного взрывателя позволяло поражать как подвижные бронированные наземные цели, так и неманевренные воздушные.



1-6: Пушка 2A42 на вертолёте Ка-50

При разработке вертолёта особое внимание было уделено выбору пушечного вооружения. Конструкторы установили 30-мм одноствольную пушку 2A42, разработанную в Тульском КБ приборостроения под руководством В.П. Грязева, которая изначально предназначалась для вооружения боевых машин пехоты. При установке пушки конструкторы вертолёта столкнулись с проблемой ее размещения - необходимо было сохранить высокую точность и минимизировать потери, связанные с большим весом 2A42 по сравнению с авиационными пушками. В результате было решено разместить пушку на подвижном лафете с правого борта, близко к центру масс, в наиболее жесткой части вертолёта. Такая конфигурация позволила уменьшить возмущения, вызванные значительной отдачей, и сохранить точность при некоторой потере горизонтальной подвижности.

Кроме противотанковых ракет и пушки, по требованию заказчика В-80 получил возможность применять неуправляемые авиационные ракеты (НАР), подвесные пушечные контейнеры УПК-23, бомбы, контейнеры мелких грузов (КМГУ), а также возможность в будущем применять другие управляемые ракеты класса воздух-земля и воздух-воздух.



1-7: Автоматический прицельный комплекс И-251В «Шквал» на вертолёте Ка-50

Установленный на В-80 автоматический прицельный комплекс И-251В «Шквал» был создан на красногорском оптико-механическом заводе «Зенит». «Шквал» разрабатывался в двух вариантах – И-251 авиационный вариант, которым оборудовали штурмовик Су-25Т, и И-251В – вертолётный вариант, для оборудования вертолёта

В-80. Ленинградское НПО «Электроавтоматика» разработало для вертолётa прицельный пилотажно-навигационный комплекс (ПрПНК) К-041 «Рубикон».

Одним из приоритетных направлений при создании вертолётa было увеличение его живучести в условиях современного боя. Для этого была тщательно продумана компоновка вертолётa и его систем, велись исследования конструкционных материалов. Отсутствие рулевого винта, трансмиссии и редукторов заметно повышало живучесть вертолётa, одноместная кабина позволила увеличить массу брони в расчете на одного человека, по сравнению с двухместными машинами. Заметно повышали боевую живучесть вертолётa следующие конструктивные и технологические решения:

- расположение двигателей по сторонам фюзеляжа, что исключает их одновременное повреждение от одного попадания;
- возможность продолжать полет на одном двигателе;
- бронирование кабины разнесенной стальной, алюминиевой и прозрачной броней;
- бронирование и экранирование части гидросистемы управления;
- экранирование жизненно важных агрегатов менее важными;
- использование протектированных топливных баков с наполнителем из полиуретана;
- применение в конструкции композитов, сохраняющих работоспособность нагруженных элементов конструкции при повреждениях;
- использование двухконтурного лонжерона лопасти винта;
- размещение внутри бронекабины рулевых тяг увеличенного диаметра;
- оснащение двигателей и отсеков топливных баков противопожарной защитой;
- способность трансмиссии сохранять работоспособность в течение 30 минут после поражения маслосистемы;
- дублирование и разнесение по бортам системы энергопитания, цепей управления и др.;
- возможность применения средств индивидуальной защиты летчика.

Катапультное кресло летчика, приборное оборудование, часть проводки управления и элементы прицельно-пилотажно-навигационного комплекса размещены в полностью бронированной кабине. Металлическая броня, представляющая собой разнесенные алюминиевые плиты общей массой более 300 кг, была интегрирована в конструкцию фюзеляжа, что несколько снизило общую массу машины. Впоследствии, испытания в ГосНИИАС подтвердили, что защита летчика гарантируется при попадании в борт серии пуль калибра 12,7 мм и осколков снарядов калибра до 20 мм.



1-8: Катапультное кресло К-37-800 в кабине вертолёта Ка-50

Уникальной особенностью вертолёта В-80 является катапультная система спасения летчика – катапультное кресло К-37-800, первая в мире вертолётная катапультная система, созданная под руководством Гая Северина в НПО «Звезда». Кроме катапультной системы защиту и выживание пилота обеспечивает также сама конструкция вертолёта, которая при грубой посадке с большими вертикальными скоростями поглощает энергию удара. При этом кабина вертолёта деформируется с уменьшением внутреннего объема не более чем на 10-15 %. Также продумана конструкция топливной системы, исключающая возможность возникновения пожара после грубого приземления.

Как известно, эффективность боевых действий вертолётных подразделений во многом зависит от эксплуатационных показателей вертолётов и средств наземного обслуживания. При создании В-80 этому уделялось внимание уже на ранних этапах проектирования. Активное участие в работе принимали специалисты НИИ Эксплуатации и Ремонта Авиационной Техники (НИИЭРАТ) Министерства обороны. При создании системы технического обслуживания вертолёта особое внимание было уделено возможности его автономного базирования на неподготовленных полевых площадках.

Таким образом, в конце 70-х годов в КБ Камова была выработана концепция нового боевого вертолёта В-80: одноместный, соосный, высокоманевренный вертолёт с мощным и разнообразным вооружением, дальность стрельбы которого должна

превосходить дальность стрельбы противодействующих систем потенциального противника. Предполагалось оснащение вертолётa комплексом функционально связанного оборудования с высоким уровнем автоматизации решаемых задач, обеспечение высокой боевой живучести и наличие средств спасения летчика в аварийной ситуации, а также наличие возможности длительного базирования на неподготовленных площадках. Вертолёт должен был стать частью разведывательно-ударного комплекса, включающего авиационные и наземные средства разведки и целеуказания. Основным соперником нового вертолётa считался американский вертолёт AH-64A Apache, материалы по созданию которого тщательно изучались. Составить ему конкуренцию было весьма непросто задачей.



1-9: Вертолёт AH-64A Apache

В августе 1980 года окончательно решалось, быть или не быть одноместному вертолёту в металле. Комиссия Президиума Совета Министров СССР по военно-промышленным вопросам приняла постановление о постройке экспериментальных вертолётов: двух В-80 и двух Ми-28 с целью проведения их сравнительных испытаний. В тот год Министерство Обороны выдало техническое задание на оба типа вертолётов.

Первый опытный образец В-80 (бортовой номер 010) вышел из цехов Ухтомского вертолётного завода (УВЗ) в июне 1982 года. 17 июня летчик-испытатель Н.П. Бездетнов впервые выполнил на нем висение, а 23 июля – совершил первый полет по кругу.

В-80 №01 предназначался для оценки летно-технических характеристик и отработки вертолётных систем. В частности, выполнялись полеты с хвостовым оперением различной формы, без крыльев и т.д.

В августе 1983 года был выпущен второй опытный образец, В-80 №02 (бортовой номер 011), который предназначался для отработки систем авиационного оборудования и вооружения; на вертолётe были установлены двигатели ТВЗ-117ВМА вместо ТВЗ-117В. Впервые были смонтированы ПрПНК «Рубикон» К-041, несъемная

подвижная пушечная установка НППУ-80 и система кондиционирования воздуха. Первый полет «двойки» состоялся 16 августа 1983 года.



1-10: Вертолёт В-80 №12 (на переднем плане) с макетом ночной прицельной станции «Меркурий» в носовой части

В конце 1984 года были подведены первые итоги конкурса. Отмечалось, что по многим характеристикам В-80 превосходит Ми-28. Начались полеты по программе первого этапа Государственных сравнительных летных испытаний для более глубокой оценки летно-технических характеристик вертолётов В-80 и Ми-28. Для завершения программы оценки летно-технических характеристик вертолёт в декабре 1985 года был выпущен третий опытный В-80 (бортовой номер 012) со смонтированным в носу макетом ночной низкоуровневой прицельной станции «Меркурий».

После окончания летно-конструкторских испытаний В-80 №02, в сентябре 1985 года на Гороховецком полигоне Главного Ракетно-артиллерийского управления начались Государственные сравнительные летные испытания для оценки боевой эффективности вертолётов В-80 и Ми-28.



1-11: Вертолёт В-80 на испытаниях

Испытания завершились в августе 1986 года. Их результаты показали, что В-80 превосходит вертолёт Ми-28 по критерию «эффективность-стоимость», благодаря более высокой боевой живучести, лучшим летно-техническим характеристикам

(особенно на больших высотах и при высоких температурах), а также более широким возможностям вооружения. Несмотря на то, что во время полетов уровень психофизических нагрузок на летчика приближался к аналогичному показателю в истребительно-бомбардировочной авиации, была доказана принципиальная возможность совмещения функций пилота и штурмана-оператора. В НИИ Министерства обороны были сделаны выводы, что вертолёт КБ Камова является более перспективным.

В то же самое время у вертолётки было несколько неприятных недостатков. Самым существенным была признана невозможность ведения боевых действий ночью из-за низких характеристик телевизионной системы ночного видения «Меркурий». По итогам сравнительных испытаний заказчиком было рекомендовано завершить доводку ночной системы, оснастить В-80 бортовым комплексом обороны, обеспечить уменьшение количества операций, выполняемых летчиком при поиске и атаке целей, выполнить сопряжение бортовой аппаратуры с аппаратурой наземных и авиационных разведывательных средств. По результатам конкурса 14 декабря 1987 года было принято постановление ЦК КПСС и Совета Министров СССР о победе КБ Камова, проведении Государственных испытаний и запуске В-80 в серию.

Подготовка к серийному производству В-80 началась на Арсеньевском авиационном заводе (находящемся в 278 км от Владивостока), известном ныне как Арсеньевская авиационная компания «Прогресс». В соответствии с упомянутым постановлением, на Ухтомском вертолётном заводе в марте 1989 года был выпущен В-80 №04 (бортовой номер 014), а в апреле 1990 года – В-80 №05 (бортовой номер 015), который стал эталоном для серийного производства.



1-12: Сборка Ка-50 на заводе «Прогресс»

С 1988 года по 1990 год четыре вертолётки В-80 приняли участие в лётно-конструкторских испытаниях. В мае 1991 года Арсеньевским авиационным заводом был выпущен головной серийный вертолёт В-80 №08 (бортовой номер 018). Первый полет на нем выполнил летчик-испытатель Н. Довгань 22 мая 1991 года.

Первый этап государственных испытаний (оценка лётно-технических характеристик) вертолётки В-80 начался в середине 1991 года. В них участвовали вертолётки В-80

№04 и №05. В январе 1992 года В-80 №08 был передан в Научно-испытательный институт ВВС, ныне – Государственный летно-испытательный центр (ГЛИЦ), где с февраля приступили к полетам по программе второго этапа Государственных испытаний (оценка боевой эффективности).

Вскоре Ка-50 был впервые представлен мировой публике. В марте 1992 года, Генеральный Конструктор С. Михеев выступил с докладом о вертолёте В-80 на международном симпозиуме в Великобритании. Здесь и прозвучало впервые новое название вертолёта - Ка-50. В августе 1992 года В-80 №03 принял участие в показательных полетах на «Мосаэрошоу-92» в подмосковном Жуковском.



1-13: Вертолёт Ка-50Ш на авиашоу МАКС 99

В сентябре того же года второй серийный Ка-50 был показан на международном авиасалоне в Фарнборо (Великобритания), где стал гвоздем программы. К этому времени выкрашенный в черный цвет В-80 №05 успел сняться в художественном фильме «Черная акула», и в дальнейшем это имя стало прочно ассоциироваться с вертолётом Ка-50. С 1992 года вертолёты этого типа стали неизменными участниками всех важных мировых авиавыставок.

В середине 1993 года начались войсковые испытания серийных Ка-50 в Центре боевого применения (ЦБП) армейской авиации в Торжке. Летчики и инженеры Центра, в первую очередь генерал-майор Б.А. Воробьев, полковник В.В. Ханьков, подполковник С.П. Золотов, а также летчики армейской авиации В.Н. Овчинников, А.И. Новиков, А.В. Рудых, внесли большой вклад в отработку тактики боевого применения Ка-50. 28 августа 1995 года вертолёт Ка-50 был принят на вооружение российской армии на основании указа Президента Российской Федерации.



1-14: Носовая часть Ка-50Ш. Сверху расположен комплекс «Шквал», снизу в сферической турели – «Самшит-50»

Одноместный боевой вертолёт Ка-50 стал прародителем целой серии модификаций армейских вертолётот. Первые машины могли применяться только в дневное время, однако конструкторы считали своим долгом сделать Ка-50 круглосуточным вертолётот. Ночная версия, получившая обозначение Ка-50Ш, была разработана в 1997 году. В состав оборудования была включена новая ночная оптоэлектронная система «Самшит-50», разработанная на Уральском оптико-механическом заводе (УОМЗ); данный комплекс оборудования имел набор обзорных и прицельных подсистем (ИК станция, лазерный дальномер-целеуказатель, лазерная система управления противотанковыми ракетами), и был смонтирован на гиростабилизированной платформе в сферической турели, которая располагалась в носовой части фюзеляжа. Для операций в дневное время применялся комплекс «Шквал».

Первый полет на Ка-50Ш 5 марта 1997 года выполнил летчик О. Кривошеин, а уже через 10 дней вертолёт отбыл на международную выставку вооружений IDEX'97, проводившуюся в Абу-Даби (ОАЭ). Позднее вертолёт подвергся некоторым модернизациям, в основном касавшимся взаимного расположения «Шквала» и «Самшита». Работы по модернизации были закончены к июню 1999 года, когда вертолёт был показан на выставке вооружений в Нижнем Тагиле и на авиашоу МАКС'99. В дальнейшем развитии вертолётот авионики претерпела ряд изменений - в частности, он был оборудован многофункциональными дисплеями производства Раменского приборостроительного конструкторского бюро (РПКБ). Этот борт был также продемонстрирован на МАКС'99. В отличие от первоначального варианта Ка-50Ш, эта машина была оборудована уже двумя шарообразными платформами для оптоэлектронных сенсоров разработки УОМЗ: верхнего - полетного и нижнего - обзорного.

Для обеспечения безопасности полетов в ночное время КБ Камова и НПО «Орион» предложили обеспечить экипаж вертолётот очками ночного видения ОВН-1 «Скосок», которые испытывались на вертолётот летом 1999 года и были показаны на МАКС 99.

Модульная конструкция Ка-50 позволила создать разительно отличающийся вариант боевого вертолёта. Эффективность действий подразделения вертолётов очень сильно зависит от слаженности и руководства, которое должно осуществляться с командирского вертолёта. Он должен быть оснащен более мощным обзорным и прицельным оборудованием, позволяющим производить поиск и распределение целей на поле боя, управление своей группой, а также координацию с наземными силами. Таким вертолётом стал Ка-52 «Аллигатор» - многоцелевой, всепогодный, двухместный боевой вертолёт с поперечным расположением летчиков.



1-15: Вертолёт Ка-52

Ка-52 сохранил все возможности боевого Ка-50 в части применения номенклатуры вооружений. Его обзорные и прицельные системы позволяют производить поиск и атаковать цели в любых метеоусловиях днем и ночью. Разработка Ка-52 не подразумевает замену им одноместного Ка-50. Наиболее эффективно эти вертолёты должны действовать в команде, где один командирский Ка-52 руководит группой Ка-50. Прототип Ка-52 был построен в ноябре 1996 года и совершил первый полет 25 июня 1997 года.

С 1997 года данная двухместная модификация Ка-50 была предложена на тендер, объявленный турецкой армией. Новый вертолёт сконструировали двухместным с тандемным расположением летчиков, пойдя навстречу пожеланиям потенциального заказчика, и обозначили как Ка-50-2. Машина была оборудована западной авионикой и адаптирована под использование западных систем вооружения.



1-16: Экспортный вертолёт Ка-50-2

Сейчас КБ Камова продолжает работы по совершенствованию своей машины, в основном направленные на повышение боевой эффективности при сохранении высоких летно-технических характеристик, улучшение защищенности и надежности, расширение возможностей всепогодного применения. Все эти качества, воплощенные в Ка-50, основаны на уникальных решениях, надежность и полезность которых доказаны теоретическими исследованиями, сравнительными испытаниями и опытом боевой эксплуатации в местах вооруженных конфликтов.



1-17: Боевая группа вертолётв Ка-50 во время командировки в Чечню



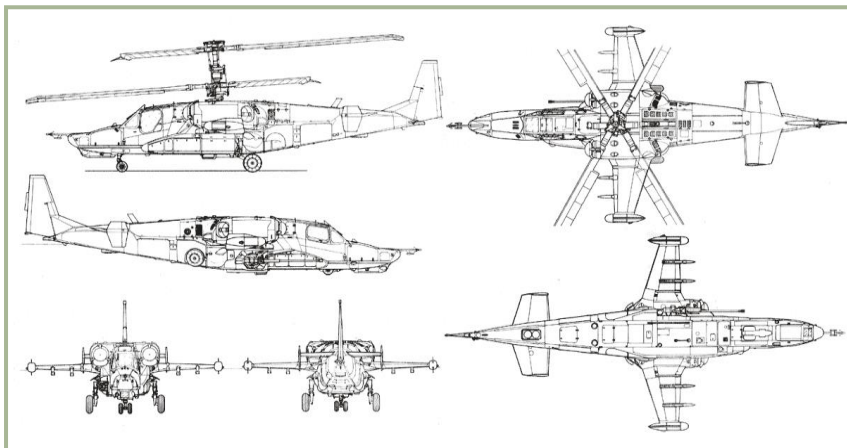
2

**КОНСТРУКЦИЯ
ВЕРТОЛЁТА**

2. КОНСТРУКЦИЯ ВЕРТОЛЁТА Ка-50

Общая компоновка

Вертолёт Ка-50 является одноместным двухдвигательным вертолётom соосной схемы с трехпорным убирающимся шасси.



2-1: Проекция вертолета Ка-50

Фюзеляж вертолётa представляет собой единую неразъемную конструкцию, состоящую из отдельных отсеков. Два технологических разъема условно делят его на переднюю, заднюю и хвостовую части. Основными конструкционными материалами фюзеляжа являются алюминиевые сплавы и полимерные композиты (органоупластик, органоуглепластик и сотовый наполнитель). Силовой набор фюзеляжа образован шпангоутами, лонжеронами, силовыми и несиловыми панелями, стрингерами, усилениями проемов двери и люков, балками и работающей обшивкой. На силовой контур «навешены» панели, образующие внешние обводы.

Крыло вертолётa обеспечивает разгрузку несущего винта на больших скоростях полета и служит для подвески авиационных средств поражения или топливных баков, а на концах крыла - контейнеров с кассетными устройствами ложных тепловых целей УВ-26.

Оперение включает стабилизатор, киль, руль направления большой площади с аэродинамической компенсацией и два боковых кия.



2-2: Вертолет с открытыми лючками и отстыканным крылом. Хорошо виден профиль крыла

Шасси вертолёта - колесное убирающееся, имеет одну переднюю и две основные опоры. Колея шасси 2600 мм, база 4911 мм. Размер шин колес передней опоры 400x150 мм, давление в пневматиках $8^{+0,5}$ кгс/см². Основные опоры имеют одинарные тормозные колеса с шинами размера 700x250 мм, давление в пневматиках $6,5^{+0,5}$ кгс/м². Опоры шасси убираются назад по полету в ниши фюзеляжа, стойки основных опор закрываются створками.

Силовая установка и несущая система

Силовая установка состоит из двух турбовальных двигателей ТВ3-117ВМА, трансмиссии, а также систем и устройств, обеспечивающих работу двигателей и безопасность полета вертолёта.



2-3: ЭВУ двигателя и выхлопное устройство вспомогательной силовой установки (в работе)

Двигатель турбовальный со свободной турбиной, воздушной системой запуска от турбопривода. Крутящий момент от свободной турбины передается на промежуточный редуктор, а с него - на главный. Мощность каждого двигателя на взлетном режиме 2200 л.с. при удельном расходе топлива 230 г/(л.с.*ч). Габариты двигателя 2055x650x728 мм.

Отсеки основных двигателей и двигателя вспомогательной силовой установки отделены от смежных отсеков противопожарными перегородками. Двигатели оборудованы пылезащитными устройствами центробежного типа (ПЗУ), а также экранно-выхлопными устройствами (ЭВУ), экранирующими горячие детали двигателей и смешивающими атмосферный воздух с выхлопными газами для снижения заметности вертолёт в ИК-диапазоне.

Трансмиссия включает главный и два промежуточных редуктора и предназначена для передачи мощности основных двигателей на несущие винты с изменением частоты вращения. Для отдельного запуска двигателей, полета на одном работающем двигателе или в режиме авторотации в главном редукторе предусмотрены муфты свободного хода, посредством которых один или оба двигателя отключаются от главного редуктора.



2-4: Установка редуктора в полевых условиях

На главном редукторе имеются передняя и задняя коробки приводов, на которых установлены агрегаты вертолётных систем и тормоз несущего винта.

Бортовая вспомогательная силовая установка (ВСУ) служит источником сжатого воздуха для турбопривода и системы запуска основных двигателей ТВЗ-117ВМА. Она включает в себя газотурбинный двигатель АИ-9В и воздухопровод.

Несущая система состоит из двух соосных трехлопастных несущих винтов и агрегатов управления лопастями винтов. Верхний винт вращается по часовой стрелке, нижний – против часовой стрелки. Втулки несущих винтов безшарнирные, лопасти крепятся к ним с помощью торсионов.

Лонжероны лопастей представляют собой пустотелые балки переменного сечения с промежуточной стенкой. Материал – стеклоуглепластик. К задней части лонжерона приклеена хвостовая секция, обшивка и торцевые нервюры которой выполнены из оргалита, а сотовый наполнитель из полимерсотопластика. Законцовка лопасти стреловидная, с углом стреловидности 33°.

Топливная система вертолёт включает два основных и четыре подвесных топливных бака. Из переднего бака топливо подается в левый двигатель, из заднего бака – в правый двигатель и ВСУ. Основные топливные баки изготовлены из керосиностойкой резины и ткани. Днища и стенки баков на две трети высоты

протектированы слоем натурального каучука. Для предотвращения взрыва топлива в случае поражения баков они заполнены пенополиуретановым эластичным открытопористым наполнителем.

Общее оборудование

Гидравлическая система включает в себя общую и основную гидросистемы. Общая гидросистема используется для подачи рабочей жидкости в тормозные камеры колес основных опор шасси, гидроцилиндры уборки-выпуска шасси и агрегаты управления пушечной установкой.

Система управления вертолётом включает системы продольного, поперечного, путевого управления и управления общим шагом винтов. Гидравлические рулевые приводы объединены в блок рулевых приводов, которые могут работать не только в



2-5: Система «Экран» (слева) и дублирующий авиагоризонт (справа) в кабине Ка-50

режиме необратимой системы ручного управления, но и в режиме комбинированного управления, то есть сочетания ручного управления со стабилизацией от автопилота вертолёта.

Система электроснабжения вертолёта использует трехфазный переменный ток 115 В/400 Гц. Мощность двух генераторов – 80 кВт, преобразователя – 500 Вт. Система снабжения вертолёта постоянным током 27 В двухканальная, работает через выпрямительные устрой-

ства. Электроснабжение вертолёта может осуществляться также и от наземного источника переменного тока 115 В/400 Гц.

Система сигнализации включает систему аварийной и уведомляющей сигнализации (САС) и систему экранного контроля и предупреждения «Экран».

Бортовое устройство регистрации полетных данных «Тестер-УЗ» серии 3 предназначено для записи и сохранения в случае летного происшествия информации о работе систем и параметрах полета вертолёта за последние 3 часа. Регистрируется запись 38 аналоговых и 63 разовых сигналов. Для обеспечения сохранности магнитная лента помещена в теплоударопрочный герметичный контейнер («черный ящик»).

Легкосъемное кислородное оборудование ККО-ВК-ЛП обеспечивает снабжение летчика кислородом на высотах до 6 км. В комплект входят блок кислородного питания и кислородная маска со шлангом, а также летный противогаз. Емкость баллона 2 л, продолжительность использования 1,5 часа.

Противообледенительная система служит для предотвращения обледенения наиболее важных агрегатов вертолёта. Для обогрева воздухозаборников и пылезащитных устройств двигателей используется горячий воздух, отбираемый за компрессорами

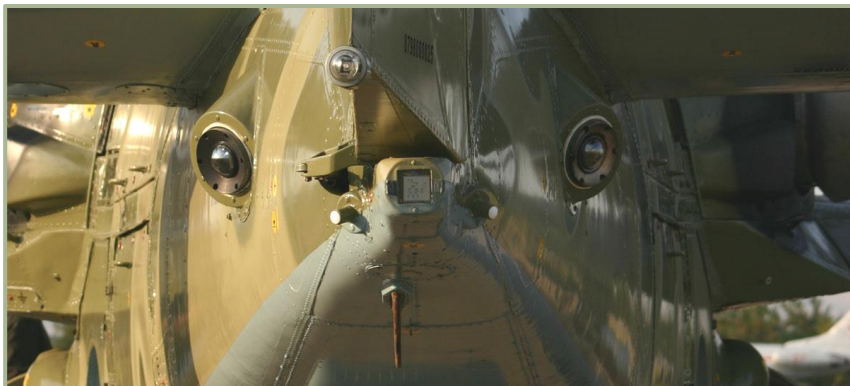
основных двигателей. Обогрев лопастей несущих винтов, лобового стекла, приемников воздушного давления, датчиков углов атаки и скольжения, часов и визуального указателя обледенения - электрический. Кроме того, лобовое стекло кабины и защитное стекло комплекса «Шквал-В» оборудовано системами омыwania и стеклоочистителями.

Система аварийного покидания предназначена для спасения летчика в аварийной ситуации как катапультированием, так и с помощью парашюта. Система аварийного покидания включает в себя ракетно-парашютную систему К-37-800, систему отстрела лопастей несущих винтов, систему открытия верхней створки фонаря и систему управления.

Радиооборудование

Радиосвязное оборудование включает различные УКВ радиостанции: Р-800Л1, предназначенную для командно-стартовой связи с наземными командными пунктами и экипажами летательных аппаратов в воздухе и аппаратурой телекодовой связи для обеспечения закрытой радиосвязи, Р-828 для телефонной связи с пунктами управления сухопутных войск, а также вертолётное переговорное устройство СПУ-9, магнитофон П-503Б, и аппаратуру речевого оповещения «Алмаз-УП-48» для выдачи летчику 11 речевых сообщений об аварийных ситуациях в полете.

Вертолёт также оборудован ответчиком системы госопознавания «свой-чужой», радиоконпасом АРК-22 и радиовысотомером А-036А.



2-6: Хвостовая часть Ка-50. Наверху – хвостовой белый АНО. Ниже, по центру – датчик оповещения о лазерном облучении системы «Отклик». Рядом, по бокам - антенны ответчика госопознавания (белые). Справа и слева датчики системы предупреждения о пуске. Внизу - антенна системы госопознавания.

Прицельно-пилотажно-навигационный комплекс ПрПНК «Рубикон» (К-041) представляет собой комплекс, предназначенный для решения боевых, навигационных и пилотажных задач. Основу комплекса составляет цифровая вычислительная система, включающая пять ЦВМ: четыре ЦВМ 20-751 (боевую, навигационную, системы отображения информации, системы внешнего целеуказания) и одну ЦВМ 80-

30201 (системы управления оружием), а также устройство ввода-вывода УВВ 20М-800.

Прицельный комплекс И-251В «Шквал-В» представляет собой телевизионную аппаратуру, сопряженную с лазерным дальномером-целеуказателем и аппаратурой наведения ракет по лазерному лучу. Он снабжен системой стабилизации поля зрения и устройством автоматического сопровождения цели, основанным на принципе запоминания образа цели. Телевизионная аппаратура комплекса имеет широкое и узкое поля зрения, углы отклонения линии визирования: по азимуту $\pm 35^\circ$, по углу места от $+15^\circ$ до -80° .



2-7: Телевизионный индикатор ИТ-23МВ

Телевизионный индикатор ИТ-23МВ предназначен для воспроизведения монохромного изображения, передаваемого ТВ-системой комплекса «Шквал-В». На этот же индикатор выдается информация от систем внешнего целеуказания (ВЦУ).

Система отображения информации «Ранет» предназначена для индикации на фоне лобового стекла необходимой прицельно-пилотажной и навигационной информации, совмещенной с фоном закабинного пространства, а также формирования сигналов знакографической информации для индикатора ИТ-23МВ. Поле зрения индикатора на фоне лобового стекла (ИЛС-31) составляет 24° .

Комплексная авиационная бортовая радиотехническая интегрированная система (КАБРИС) осуществляет: подготовку и планирование полета, картографическое обеспечение на всех этапах полета, обработку информации от сопрягаемых систем, выдачу информации в сопрягаемые системы, а также выполнение штурманских расчетов как перед полетом, так и в полете.

Изделие АБРИС обеспечивает:

- подготовку плана полета (программирование и хранение информации о промежуточных пунктах маршрута, аэродромах, радиомаяках, возможность изучения местности по маршруту полета и др.);
- возможность оперативного изменения плана полета в процессе полета;
- непрерывное определение координат местоположения летательного аппарата (ЛА) с помощью встроенного СНС (GPS/GLONASS) приемника, отображение положения ЛА на электронной карте (в масштабе, удобном для оператора) с индикацией бокового отклонения от линии заданного пути (ЛЗП) и другой необходимой информации;



2-8: Система АБРИС

- отображение электронных карт местности на цветном дисплее;
- хранение и возможность многократного обновления (перезагрузки) электронных карт, аэронавигационных и других баз данных;
- отображение на дисплее аэронавигационной информации и плана полета (в том числе на фоне электронной карты), необходимых для решения задач самолетовождения на различных этапах полета;
- прием информации от автономных барометрических датчиков высоты и необходимую обработку барометрической высоты для потребностей встроенного СНС (GPS/GLONASS) приемника;
- прием и обработку информации от сопрягаемых систем, а также выдачу информации в сопрягаемые системы.

Нашлемная система целеуказания «Обзор-800» служит для выдачи управляющих сигналов комплексу «Шквал-В», а также, в перспективе, ИК головкам самонаведения ракет «воздух-воздух». Целеуказание осуществляется поворотом головы летчика в пределах $\pm 60^\circ$ по горизонтали и $-20^\circ \dots +45^\circ$ по вертикали.

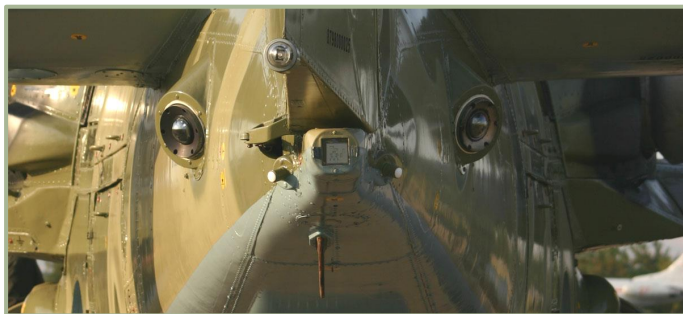
Пилотажно-навигационный комплекс ПНК-800 «Радан» является функциональной подсистемой комплекса «Рубикон». Он объединяет информационный комплекс вертикали и курса (ИКВК) Ц-061К, информационный комплекс высотно-скоростных параметров ИКВСП-В1-2, доплеровский измеритель скорости и сноса ДИСС-32-28.

Бортовой комплекс обороны (БКО)

Бортовой комплекс обороны (БКО) - предназначен для предупреждения экипажа о лазерном облучении летательного аппарата (ЛА) и детектирования пусков по нему управляемых ракет. Способен обнаружить пуск ракет в радиусе нескольких километров от ЛА и с помощью устройств выброса ложных тепловых целей (ЛТЦ) постараться ИК помехи ракете.

Конструктивно комплекс выполнен в виде блоков, которые могут размещаться во внутренних отсеках и снаружи фюзеляжа вертолётa. Основные элементы комплекса – аппаратура обнаружения лазерного облучения Л-140 «Отклик», 4 ультрафиолетовых пеленгатора пуска ракет, система управления и устройства выброса ложных тепловых целей (ЛТЦ) УВ-26.

Аппаратура лазерной разведки Л-140 «Отклик» предназначена для обнаружения и идентификации лазерных средств наведения и дальнометрии противника.



2-9: Хвостовая часть Ка-50. По центру – датчик оповещения о лазерном облучении системы «Отклик». Рядом, по бокам - антенны ответчика госопознавания (белые). Справа и слева УФ пеленгаторы системы предупреждения о пуске ракет. Внизу - антенна системы госопознавания.

Пеленгаторы ракет размещены попарно в носовой и хвостовой частях Ка-50, так чтобы обеспечивать круговой обзор по азимуту вокруг вертолётa. Каждый ультрафиолетовый пеленгатор имеет конус видимости с углом 110 градусов (см. фото 2-9 и 2-10).



2-10: Носовая часть Ка-50. Внизу, слева – датчик оповещения о лазерном облучении системы «Отклик». Выше, слева и справа – УФ пеленгаторы системы предупреждения о пуске ракет. Чуть, выше и к центру – пара антенн ответчика госопознавания (белые).



2-11: Устройство выброса ЛТЦ УВ-26. Левый красный АНО и кассета с комплектом сигнальных ракет

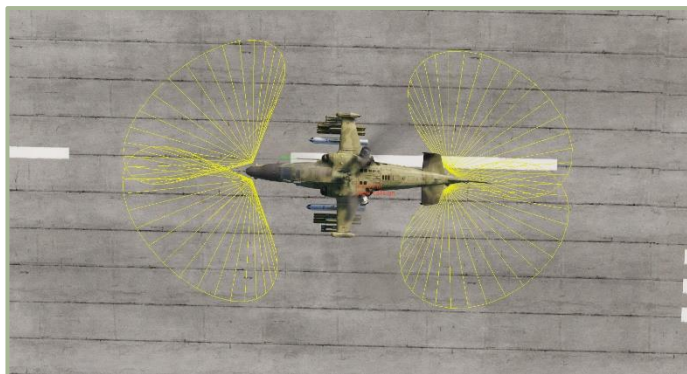
Устройство выброса ложных тепловых целей УВ-26 представляет собой контейнеры с кассетами 26-мм помеховых патронов, размещенные на концах консолей.

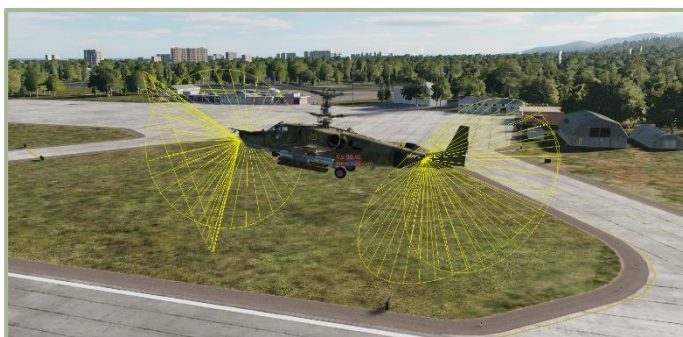
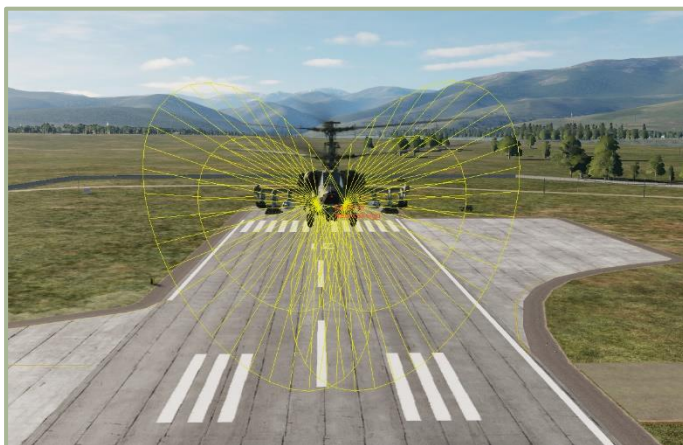
БКО может работать в двух основных режимах:

- В БОЕВОМ режиме система без участия лётчика автоматически обнаруживает пуск ракеты, выдаёт предупреждение лётчику и активирует выброс ложных тепловых целей.
- В ДЕЖУРНОМ режиме система автоматически обнаруживает пуск ракеты и выдаёт предупреждение лётчику. Решение о применении пассивных помех остаётся за лётчиком, в случае необходимости он активирует выброс ЛТЦ вручную.

При обнаружении пуска ракеты звучит звуковое предупреждение и происходит автоматический/ручной запуск программы выброса ЛТЦ. Страница БКО на дисплее АБРИС информирует о направлении атаки и характере угрозы (фактах пуска ракет, лазерном облучении средств наведения противника), а также об остатке ЛТЦ.

Ниже показаны области покрытия конусами всех 4-х пеленгаторов ракет:





2-12: Конусы всех 4-х УФ пеленгаторов пуска ракет.

Тактико-технические характеристики

Первый полет, год	1982
Экипаж	1
Двигатели	
Тип	ТВ3-117ВМА
Взлетная мощность, л.с.	2x2200
Геометрические размеры, м:	
Длина с вращающимися винтами	15.6
Размах крыла	7.34
Высота	4.9
Диаметр винтов	14.45
Масса вертолётa, кг:	
Нормальная взлетная	9800
Максимальная взлетная	10800
Емкость топливных баков, кг:	
Основных	1450
Подвесных (дополнительных)	4x440
Скорость полета, км/ч:	
Максимальная	300
Крейсерская	255
Потолок, м:	
Статический	4000
Динамический	5500
Скороподъемность, м/с / на высоте, м	10 / 2500
Максимальная перегрузка	3.5
Дальность полета, км:	
В основном варианте	450
В перегоночном варианте	1100
Вооружение:	
ПТУР, количество / тип	12 / «Вихрь»
Дальность пуска, км	8
Пушка	
Тип	2А42
Калибр, мм	30
Боекомплект, патроны	460
Масса снаряда, кг	0.39
Начальная скорость снаряда, м/с	980

НАР	
Тип / калибр, мм / количество	C-8 / 80 / 80
Тип / калибр, мм / количество	C-13 / 122 / 20
УРВВ	
Тип / количество	«Игла» / 2 x 2
Дальность пуска, км	6



3 **ВООРУЖЕНИЕ
ВЕРТОЛЁТА**

3. ВООРУЖЕНИЕ ВЕРТОЛЁТА Ka-50

Комплекс вооружения вертолётa включает системы управляемого и неуправляемого ракетного, стрелково-пушечного и бомбардировочного вооружения.

Стрелково-пушечное вооружение

Стрелково-пушечное вооружение представляет собой несъемную подвижную установку НППУ-80, обеспечивающую ведение огня из 30-мм автоматической пушки 2А42 по воздушным, наземным и надводным целям. Максимальные углы отклонения пушки по горизонтали $-2^{\circ}30'$... $+9^{\circ}$, по вертикали $+3^{\circ}30'$... -37° . Стрельбу можно вести как из подвижной пушки (прицеливание – с помощью комплекса «Шквал-В»), так и из неподвижной (прицеливание по индикатору на лобовом стекле).



3-1: Пушка 2А42

Боекомплект укладывается в два патронных ящика: передний на 220 патронов, для бронебойно-трассирующих снарядов, и задний на 240 патронов, для осколочно-фугасно-зажигательных снарядов, что облегчает выбор необходимого боеприпаса. Системой управления регулируются темпы ведения огня: высокий (550 выстр./мин) или низкий (200...300 выстр./мин) с автоматической отсечкой длины очереди (по 20 или по 10 снарядов). На внутренние крыльевые держатели могут быть подвешены контейнеры УПК-23-250, в каждом из которых размещается неподвижная 23-мм пушка ГШ-23Л с боекомплектом 250 снарядов.

Пушка 2А42

В начале 70-х годов прошлого века советские конструкторы получили задание увеличить эффективность боевых машин пехоты. Была разработана малокалиберная автоматическая нарезная пушка.

Пушка была разработана в Тульском КБ приборостроения (ныне НПО «Точность») под руководством В. Грязева. Она была рассчитана под 30-мм патрон АО-18. Длинный ствол и короткая казенная часть облегчали размещение пушки внутри башни и позволяли достигать больших углов возвышения. Пушка обладала коротким откатом, электроспуск обеспечивал автоматический и одиночный огонь. Кроме того,

автоматический огонь мог производиться с высоким и низким темпом стрельбы. Все эти факторы увеличивали боевую эффективность.

Интенсивные тесты показали новые возможности боевых машин пехоты с этим оружием. Была значительно увеличена дальность и точность стрельбы (до 1500 м). Положительно сказывался большой боезапас пушки – 500 снарядов против 38 на старой пушке «Зарница». Пушка также могла применяться против различных типов целей.

В 1980 году на вооружение поступила новая БМП-2 с 30-мм пушкой, получившей индекс 2А42.

БМП-2 показала высокую боевую эффективность в период войны в Афганистане как на равнине, так и в условиях гор. Заметным недостатком был большой объем пороховых газов, производимых при стрельбе, особенно в высоком темпе. Газы заполняли даже боевое отделение. В дополнение ко всему, пушка оказалась неэффективной против окопавшихся духов-гранатометчиков. Боевой опыт также показал, что низкий темп стрельбы является наиболее приемлемым в бою.

30-мм пушка 2А42 на БМП-2 может поражать легкобронированные цели на дальности до 1500 м, противотанковые установки, небронированные автомобили и пехоту на дальности до 2000 м, а также воздушные цели. Она может стрелять как одиночными выстрелами, так и очередью до полного расхода боекомплекта.

Автоматика пушки работает на отводе газов. Затвор закрывается после поворота. Питание ленточное, две металлические патронные ленты содержат отдельные звенья «Краб», соединенные с гильзами. Ленты подаются в оружие в зависимости от положения переключателя в тыльной стороне казенной части. Патрон подается с ленты в казенник. Гильзы выбрасываются вперед по стволу.

Пушка имеет блокиратор, который останавливает стрельбу, когда последний патрон одной из лент поступает в казенник. При этом затвор остается взведенным. После этого, в случае поступления следующей команды на стрельбу с другой ленты, стрельба продолжается без перезарядки.

Высокая боевая эффективность этой пушки привлекла внимание вертолётных КБ в процессе работы над программой перспективного армейского вертолётного (Ка-50 и Ми-28). В результате, мощное автоматическое оружие появилось на борту Ка-50. Этот шаг значительно увеличил огневую мощь вертолётного и сделал его очень опасным для бронированных машин противника.

ТТХ пушки 2А42

Калибр, мм	30
Темп стрельбы, выстр./мин	500-600 / 200-300
Вес пушки, кг	115
Начальная скорость снаряда, м/с	
Осколочно-фугасный	950
Бронебойно-зажигательный	980
Количество нарезов ствола, шт.	16
Количество снарядов в боекомплекте, шт.	460 (220 бронебойные; 240 осколочно-фугасные)

Характеристики боеприпасов для пушки 2А42

Характеристика патрона	Бронебойно-трассирующий	Осколочно-фугасно-зажигательный
Калибр патрона, мм	30	30
Вес патрона, кг	0,853	0,837
Длина патрона, мм	291	291
Вес взрывчатого вещества, кг	0,127	0,123
Вес снаряда, кг	0,400	0,389
Начальная скорость снаряда, м/с	960 - 980	950 - 970
Возможное отклонение начальной скорости снаряда, м/с	5	5
Время горения трассера, с	Не менее 3,5	-

Бомбардировочное вооружение

Бомбардировочное вооружение устанавливается на четыре балочных держателя БДЗ-УВ на крыльевых пилонах. Ка-50 может нести как обычные свободнопадающие бомбы, так и контейнеры мелких грузов (КМГУ), предназначенные для размещения и серийного выбрасывания восьми блоков БКФ с осколочными, фугасными, зажигательными или противотанковыми бомбами малого калибра или авиационными минами.

Свободнопадающие бомбы не имеют никаких систем наведения и управления, падают по баллистической кривой, параметры которой зависят от скорости полета и угла наклона траектории ЛА во время сброса.

ФАБ-250 - бомбы общего назначения



3-2: Фугасная авиабомба ФАБ-250

Семейство фугасных авиабомб различной мощности. Цифра в названии бомбы определяет калибр бомбы (приблизительный вес). Фугасные авиабомбы эффективны против техники, оборонительных сооружений, мостов, укреплений и иных наземных объектов. Диапазон условий сброса: скорость 500-1000 км/ч и высота 300 – 5000 м.

КМГУ (контейнер мелких грузов унифицированный)

Контейнеры мелких грузов КМГУ (КМГУ-2) предназначены для боевого применения авиабомб малых калибров, не имеющих подвесных проушин, и мин. Бомбы и мины укладываются в контейнер в специальных блоках - БКФ (блоках контейнерных для фронтальной авиации). КМГУ состоит из корпуса цилиндрической формы с передним и задним обтекателями и содержит 8 блоков БКФ с авиабомбами или минами, устанавливаемых в отсеки. Отсеки закрываются створками, управляемыми пневмосистемой.



3-3: КМГУ-2

Электросистема КМГУ обеспечивает тактический сброс боеприпасов по блокам, серий с интервалами между блоками 0.05, 0.2, 1.0 и 1.5 с. На самолетах семейства Су-25 блоки БКФ обычно снаряжаются 12 осколочными авиабомбами АО-2,5РТ калибра 2.5 кг, или 12 противотанковыми минами ПТМ-1 массой 1.6 кг, или 156 фугасными минами ПФМ-1С массой 80 г. Контейнеры КМГУ (КМГУ-2) подвешиваются по одному на универсальные балочные держатели типа БДЗ-У. Бомбометание производится на высотах 50-150 м.

Управляемое ракетное оружие

Управляемое ракетное оружие включает в себя до 12 ПТУР 9А4172 «Вихрь» с лазерно-лучевой системой наведения. Управляемая ракета «Вихрь» запускается с подвижных пусковых установок УПП-800, которые крепятся на крайние точки подвески, на каждую устанавливается по 6 ПТУР. Для обеспечения пуска ракет и «встреливания» ПТУР в поле зрения ОПС без изменения высоты полета предусмотрено отклонение УПП вниз на угол до 12°.

Противотанковый комплекс 9К121 «Вихрь»

Авиационный противотанковый ракетный комплекс «Вихрь» предназначен для поражения бронированной техники, в том числе оснащенной реактивной броней, и воздушных целей, летящих на скоростях до 800 км/ч. Разработка комплекса начата в 1980 году в КБ приборостроения (НПО «Точность») под руководством главного конструктора А.Г.Шипунова. Принят на вооружение в 1992 году. К началу 2000 года комплекс используется на противотанковом штурмовике Су-25Т (подвешивается до 16 ракет на двух пусковых установках АПУ-8) и боевом вертолете Ка-50 «Черная Акула» (подвешивается до 12 ракет на двух АПУ-6). На западе комплекс «Вихрь» получил обозначение AT-12 (AT-9). В состав комплекса ракетного оружия «Вихрь» входят:

- сверхзвуковая управляемая по лучу лазера ракета 9А4172;
- круглосуточная обзорно-прицельная система И-251 (Су-25Т) и И-251В (Ка-50) «Шквал»;
- авиационная пусковая установка АПУ-8 (Су-25Т) или АПУ-6 (Ка-50).



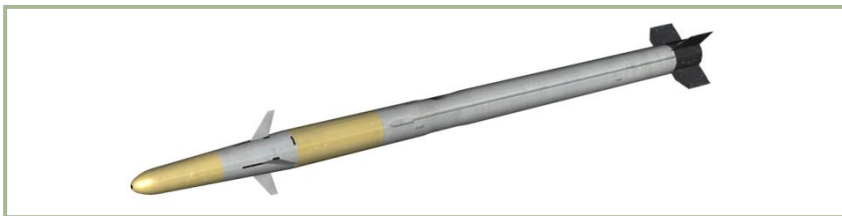
3-4: Авиационная пусковая установка АПУ-6 «Вихрь»

Комплекс позволяет вести стрельбу одиночными ракетами и залпом из двух ракет. Высокая сверхзвуковая скорость ракеты (до 610 м/с) способствует снижению уязвимости самолета во время атаки и позволяет в одном заходе поразить несколько целей. Дистанцию 4 км ракета преодолевает за 9 с.

Ракета выполнена по аэродинамической схеме «утка» со складным крылом. Ее наведение осуществляется при помощи автоматического прицельного комплекса «Шквал». Обнаружив изображение цели на телевизионном экране, пилот обрамляет цель сеткой прицела и нажимает кнопку захвата. Прицел переходит на автоматическое сопровождение цели. После достижения разрешенной дальности пуска выдается команда ПР, разрешающая пуск.

Тип старта - из транспортно-пускового контейнера вышибным зарядом.

Лазерно-лучевая система наведения в сочетании с автоматической системой сопровождения цели гарантирует достаточно высокую точность стрельбы, практически не зависящую от дальности. Кроме того, лазерно-лучевая система обеспечивает значительную защищенность канала наведения от естественных (пыль, дым) и искусственных (дымовая завеса) помех.



3-5: Ракета 9А4172 «Вихрь»

На вертолётe Ка-50, как и на самолете Су-25Т, лазерный дальномер-целеуказатель «Причал» сопряжен с прицельным комплексом «Шквал» и ночной низкоуровневой станцией «Меркурий». «Шквал» автоматически сопровождает цели и подсвечивает их лазерным целеуказателем. Ракета захватывает луч лазера и летит к цели, стараясь отслеживать его датчиками в хвостовой части. Так как на ракете установлена только одна рулевая машинка, то для управления по тангажу и направлению ракета вынуждена вращаться вокруг своей продольной оси. Вращаясь вокруг продольной оси и следуя за постоянно перемещающимся лучом лазера, ракета описывает в воздухе характерную спиральную траекторию.

Хранение, транспортировка и применение ракеты осуществляются с использованием транспортно-пускового контейнера, обеспечивающего безрегламентное складирование ПТУР в течение 10 лет.

ТТХ ПТРК «Вихрь»

Дальность стрельбы, км:	
днем	0,5-8 (10)
ночью	до 5 (6)
Высота пуска, м	5-4000
Время полета, с:	
на максимальную дальность	28
на дальность 8000 м	23
на дальность 6000 м	14
Средняя скорость полета на дальность 8000 м, м/с	350
Боевая часть	
Тип	Тандемная кумулятивно-осколочно-фугасная
вес, кг	8
вес взрывчатого вещества, кг	4
тип взрывателя	контактный и не-контактный
радиус действия неконтактного взрывателя, м	2,5-3,0
Ракета 9A4172	
Число ступеней	2
Длина, мм	2750
Максимальный диаметр корпуса, мм	125
Размах крыла, мм	240
Размах стабилизаторов, мм	380
Стартовый вес, кг	40-45
Длина ТПК, мм	2870
Диаметр ТПК, мм	140
температура применения, С°	от -50 до +50
Аппаратура управления И-251В "Шквал"	
Дневной канал	телевизионный
Система сопровождения цели	автоматическая

Авиационная пусковая установка АПУ-6	
Число ракет на ПУ	6
Вес пустой ПУ, кг	60
Длина ПУ, мм	1524
Ширина ПУ, мм	720
Высота ПУ, мм	436
Угол наведения в вертикальной плоскости, град	10

Неуправляемые авиационные ракеты

Система неуправляемого ракетного вооружения состоит из четырех блоков НАР Б-8В20А или Б-13Л5; в каждый блок Б-8В20А может быть заряжено по двадцать 80-мм неуправляемых ракет С-8, а в Б-13Л5 – по пять 122-мм неуправляемых ракет С-13. Пуски НАР из Б-8 ведутся по 1, 5 или 10 ракет из каждого блока. Из блоков Б-13 возможен пуск по 1, 2 или 5 ракет.

НАР С-8

В конце 60-х годов для повышения огневой мощи стрелково-пушечного вооружения самолетов фронтовой бомбардировочной и истребительно-бомбардировочной авиации КБ "Точмаш" поручили создать 80-мм авиационные неуправляемые реактивные снаряды. Это сопровождалось новыми требованиями к оружию, сформулированными на основе опыта эксплуатации в войсках авиационных реактивных систем калибра 57 мм. Заказчик требовал надежно защитить боеприпасы от аэродинамического нагрева, уменьшить влияние стрельбы ими на работу двигателя самолета-носителя, сократить временные интервалы между выстрелами, а также увеличить дальность стрельбы и снизить минимальную высоту применения.



3-6: Неуправляемая авиационная ракета С-8КОМ

Появление широкой номенклатуры снарядов этого семейства обусловили два фактора. Во-первых, НАР нескольких марок составили комбинации ряда однотипных БЧ,

оснащенных различными ракетными двигателями. Во-вторых, на основе наиболее удачных двигателей было создано большое количество типов боевых НАР и снарядов вспомогательного назначения. На сегодня известны около 25 серийных НАР калибра 80 мм и более 10 опытных моделей.

На основе базовой конструкции С-8 с универсальной кумулятивно-осколочной боевой частью было разработано несколько модификаций ракеты: С-8М и С-8КОМ с модернизированной боевой частью усиленного осколочного действия и твердотопливным двигателем, имеющим увеличенное время работы. С-8КОМ может пробивать броню толщиной до 400 мм.

Кроме того, имеется еще несколько вариантов ракет, из которых следующие смоделированы в игре Черная Акула:

С-8М (С-8ОФП) - модернизированная. Отличается БЧ усиленного осколочного действия и двигателем с увеличенным временем работы.



3-7: Неуправляемая авиационная ракета С-8ОФП2 (С-8М)

С-8О и С-8ОМ - осветительные. Горючий состав весом 1,0 кг дает силу света порядка 2 млн. свечей в течение 35 секунд.



3-8: Неуправляемая авиационная ракета С-8ОМ

С-8ЦМ – целеуказательная, маркерная. При падении на землю образуют хорошо заметное облако оранжевого дыма, маркируя цель или точку поверхности.


3-9: Неуправляемая авиационная ракета С-8ЦМ

Для пуска С-8 используются двадцатизарядные блоки Б-8, модернизированные Б-8М и М1, а также Б-8-0 с теплозащитой. Вертолётное исполнение блока Б-8В20А отличается удлиненными пусковыми трубами и упрощенной конструкцией без носового обтекателя (при небольших скоростях полета вертолётов прирост аэродинамического сопротивления незначителен).


3-10: Блок Б-8В20А

По эффективности применения и мощности БЧ С-8 значительно превосходят С-5. Так, залп 80-мм ракет из одного 20-зарядного блока Б-8 по поражающему действию сопоставим с одновременным пуском С-5 из трех 32-зарядных блоков УБ-32, а по дальности и точности превосходит их. Преимущества С8 привели к тому, что в настоящее время боевые самолеты и вертолёты комплектуются в основном 80-мм блоками НАР.

ТТХ НАР С-8КОМ

Калибр, мм	80
Длина, мм	1570
Масса ракеты, кг	11,3
Масса БЧ, кг	3,6
Масса ВВ, кг	0,9

Дальность пуска, м	1300-4000
Максимальная скорость ракеты, м/с	610

НАР С-13

В первой половине 70-х годов ирано-иракские вооруженные столкновения и арабо-израильская война продемонстрировали всему миру, что прежние подходы к вопросам базирования и маскировки самолетов на военных аэродромах устарели. Стоянка машин в длинном ряду, как на параде, чревата тем, что их всех можно разом лишиться, «благодаря» одному случайно преодолевшему систему ПВО самолету противника. Обваловка открытых стоянок также перестала выполнять свои защитные функции - сказывалась возросшая эффективность авиационного вооружения.

На основе чужого боевого опыта командование объединенных вооруженных сил НАТО в Европе оперативно начало рассредоточивать свои самолеты на военных авиабазах по индивидуальным укрытиям различного типа. Достаточно хорошо замаскированные укрытия выполняли из легкоразборных конструкций. На открытой местности, где невозможно было спрятать эллинги, укрытия отливали из бетона сплошным методом, используя стальную арматуру и внутреннюю гофрированную противооткольную облицовку толщиной 5 мм. Затем все это засыпали толстым слоем грунта, и получалось довольно солидное фортификационное сооружение, выдерживающее прямое попадание нескольких осколочных или осколочно-фугасных авиабомб.

Руководство Советского Союза с целью адекватного ответа на возможную агрессию со стороны НАТО считало крайне необходимым иметь на вооружении отечественных ВВС НАР, способные пробивать аэродромные укрытия арочного типа и эффективно поражать технику, размещенную в них. Эту задачу были способны успешно решать НАР крупного калибра - С-25-ОФ. Однако теоретически для уничтожения одной авиабазы противника с самолетами, рассредоточенными по ЖБУ, при условии необходимости преодоления противодействия ПВО, а также, учитывая вероятность попадания в цель одной ракетой и наличие на аэродроме ложных целей, требовался просто гигантский наряд сил и средств. Существующие же авиационные средства поражения для выполнения задач такого рода невозможно было оптимизировать.

В то же время на основании анализа, проведенного в 1969 году, было предложено уделить внимание калибру 127 мм (аналог американской НАР Zuni), способному занять промежуточное положение между 57-мм и 240-мм НАР. Эти доводы в дальнейшем использовали в Новосибирском институте прикладной физики (ИПФ) в работах над 122-мм НАР семейства С-13 под руководством В.Ф. Минина.



3-11: Неуправляемая авиационная ракета С-130Ф

Разработкой первых своих ракет сибиряки занялись в 1973 году. К 1979 году. ракета С-13 «Тулумбас» поступила на государственные испытания с универсальным шестиствольным блоком орудий УБ-13.



3-12: Универсальный блок УБ-13

Типовой целью на испытаниях, естественно, были несколько специально выстроенных ЖБУ арочного типа - цели достаточно габаритные, и вероятность попадания в них была большой. Засыпанные пятиметровым слоем грунта железобетонные стены одной из наиболее внушительных конструкций толщиной 1 м С-13 пробивали насквозь и взрывались в земляном полу. После снятия грунта с ЖБУ открылись входные отверстия в бетоне с диаметром воронок 1-2 м и глубиной 0,2-0,4 м. Внутри укрытия вокруг выходных отверстий отколы бетона представляли собой воронки диаметром 1,5 м и глубиной 0,4 м. В 1983 году. НАР приняли на вооружение.

Однако С-13 был присущ один недостаток. При отстреле по типовому ЖБУ НАТО бетонная крошка воронки выходного отверстия надежно удерживалась противооткольной стальной облицовкой и не выполняла функции вторичных осколков. НАР прошивала грунт и бетонные стены укрытия, а также бетонный пол, после чего взрывалась глубоко под землей, не нанося никакого ущерба самолету, если проходила рядом с планером. Изменять время срабатывания взрывателя не имело смысла, поскольку толщина грунтовой засыпки купола ЖБУ была неравномерной. В зависимости от того, в какую часть укрытия попадала НАР, постоянно требовалось варьировать время замедления на доли секунды.

Еще не закончились испытания С-13, как в 1982 году ИПФ приступил к разработке улучшенного образца бетонобойной НАР С-13Т с двумя модулями БЧ, расположенными тандемно. На новой НАР для сведения к минимуму отрицательных качеств прототипа каждый из модулей БЧ имел индивидуальный взрыватель донного типа. После встречи с преградой первый и второй модули БЧ подрывались в точках, разнесенных в пространстве. Таким образом, оба модуля как бы резервировали друг друга - если первый сработает под полом ЖБУ, то второй - неизбежно внутри укрытия. И наоборот, если первый взорвется внутри ЖБУ, то второй - снаружи. Идеальным вариантом был подрыв обоих модулей внутри укрытия.

В 1984 году в НИИ ВВС прошли государственные испытания С-13Т на истребитель-бомбардировщике Су-17М4. Ведущим инженером на них назначили подполковника А. Шерстюка, ведущим летчиком - подполковника А. Бородая. При этом выполнили 31 полет и отстреляли 99 НАР. 31 ракета, попавшая в ЖБУ с метровой бетонной стенкой и грунтовой засыпкой от двух до шести метров толщиной, сработала внутри укрытия.

Оружие обкатали и в стрельбе по ВПП. НАР не рикошетируют, разрушая железобетон толщиной 0,25 м на площади 15-17,5 м². В залпе разброс ракет у цели не превышал 10 м. По результатам испытаний НИИ ВВС гарантировал на каждую ракету

двадцать взлетов и посадок в пределах срока хранения без ущерба для надежности ее работы.

Учитывая калибр новой ракетной системы, разработчики предложили создать на ее основе для борьбы с легкобронированной и легкоуязвимой техникой вне укрытий более эффективную, чем С-8, осколочно-фугасную НАР с максимально стандартизированными узлами и деталями.

Имитация стрельбы по БМП-1 с комбинированной лобовой броней толщиной 20-25 мм продемонстрировала, что на дистанции 5 м осколки БЧ С-130Ф легко пробивают броню. Каждый такой подрыв дает 10-15 пробоин, а осколки обладают зажигательным действием. На расстоянии 10 м осколки рикошетируют от некоторых броневых плоскостей, оставляя вмятины глубиной 5-10 мм. Таким образом, легкобронированная техника на расстоянии 25 м и легкоуязвимая - на 60 м гарантированно выходит из строя. Степень нанесенного ущерба такова, что восстановить ее боеспособность возможно не менее чем через два часа.

При попадании С-13-ОФ между осями БРДМ у борта в машине обнаружили 60 пробоин. Взрывом оторвало верхнюю половину кузова по шву, машину опрокинуло, а также оторвало колесо со ступицей. Средняя площадь пробоин в броне достигала 5-8 см², в дюрале - 8-10 см². В результате прямого попадания у тяжелого танка ИС-3 вырвало направляющий каток и два опорных, а также 1,5 м гусеницы. Бронеплита толщиной 50 мм, закрывающая моторный отсек, прогнулась на 25-30 мм. Пушка с толщиной стенки ствола 20-30 мм из высококачественной орудийной стали была пробита тремя осколками. Кроме того, на ней насчитали двенадцать вмятин и каверн глубиной 8-15 мм.

Летные испытания подтвердили, что осколочность С-130Ф при воздушном подрыве в полтора раза выше по легкоуязвимым целям и в два-три раза - по укрытым. В начале 1986 года НАР приняли на вооружение ВВС.

ТТХ НАР С-130Ф

Калибр, мм	122
Длина, мм	2898
Масса ракеты, кг	69
Масса БЧ, кг	33
Масса ВВ, кг	7
Дальность пуска, м	1600-3000
Максимальная скорость ракеты, м/с	530

Управляемые ракеты воздух-воздух

Для борьбы с воздушными целями предусмотрена установка ракет типа «Игла-В» класса «воздух-воздух» с ИК-головкой самонаведения с командно-аппаратными модулями - пусковыми установками «Стрелец». На дополнительных узлах подвески Ка-50 возможно установить по два контейнера с УР (суммарно до 4 ракет).

Пусковой модуль 9С846 «Стрелец»

Комплект аппаратуры управления и пусковых модулей (КАМ) 9С846 «Стрелец» предназначен для обеспечения автоматизированного дистанционного одиночного пуска ракет типа «Игла» с различных носителей наземного, воздушного и морского базирования.

В состав комплекта «Стрелец» входят:

- модуль универсальный пусковой для размещения двух ракет и обеспечения их включения, подготовки к пуску и пуска;
- аппаратура управления и связи для связи с системой управления огнем носителя;
- комплект соединителей для обеспечения механического и электрического соединения составных частей с элементами носителя;
- контрольно-проверочная аппаратура для периодического контроля электрических параметров аппаратуры комплекта.

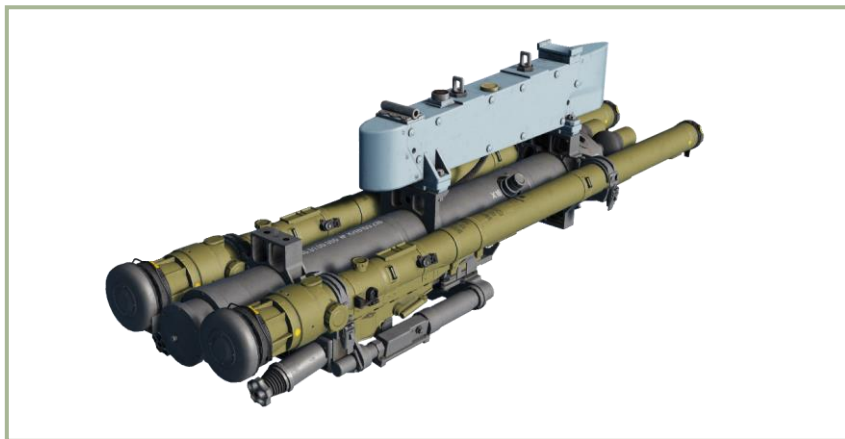


3-13: Комплект аппаратуры управления и пусковой модуль 9С846 «Стрелец»

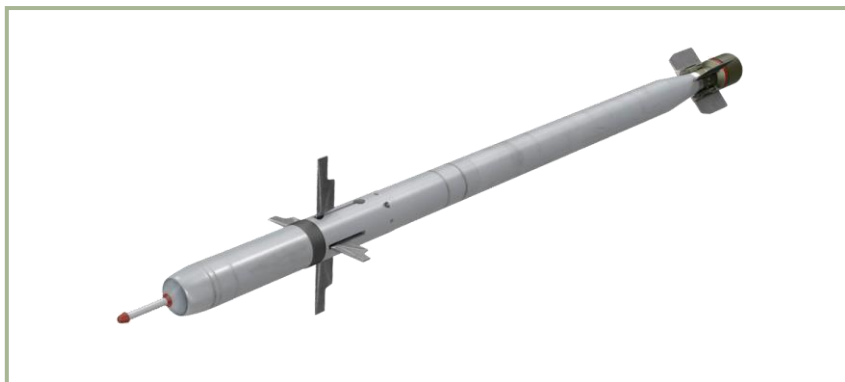
Управляемая инфракрасная ракета 9М342 «Игла» является легкой ракетой класса «воздух-воздух» малой дальности. Эта ракета разработана на базе ПЗРК 9К338 «Игла» и является модификацией с пусковым модулем для вооружения вертолетов и наземной техники.

Предназначена для поражения дозвуковых воздушных целей. Разработчик – НПК «КБ Машиностроения» в Коломне, один из ведущих российских конструкторских и

научно-производственных центров в области военной техники. Ракета выполнена по аэродинамической схеме «утка» со складными крыльями и стабилизаторами. Вес ракеты равен 11,3кг. Скорость полета достигает 570-600 метров в секунду. Дальность применения ограничена шестью километрами. Игла оснащается боевой частью весом 1,25 кг. Способна развить большие перегрузки и имеет средние характеристики помехозащищенности.



3-14: Пусковой модуль 9C846 «Стрелец» с двумя ТПК «Игла»



3-15: Ракета 9M342 «Игла»

ТТХ УРВВ «Игла»

Дальность стрельбы, км:	
Высота поражения цели, м	10-3500
Дальность поражения цели, м	500-6000
Скорость поражаемой цели, м/с	
- навстречу	до 400
- вдогон	до 320
Боевая часть	
Тип	Осколочно-фугасная
вес, кг	1,25
тип взрывателя	Контактный и не-контактный
Ракета 9М342 «Игла»	
Маршевый двигатель	Твердотопливный
Длина, мм	1690
Максимальный диаметр корпуса, мм	72,2
Управление полетом	Аэродинамические поверхности
Стартовый вес, кг	11,3
Вес ТПК 9К338 «Игла» в боевом положении, кг	19
Время прицеливания (боевой цикл), с	55
Тип ГСН	Оптическая, двух-спектральная, следящая
Система управления	Одноканальная
температура применения, С°	от -50 до +50
Пусковой модуль 9С846 "Стрелец"	
Число ракет на ПМ	2
Количество включений ракеты на одном ПМ	2
Режим стрельбы	Одиночный
Вес пустого ПМ, кг	41
Вес аппаратуры управления ПМ, кг	4,5

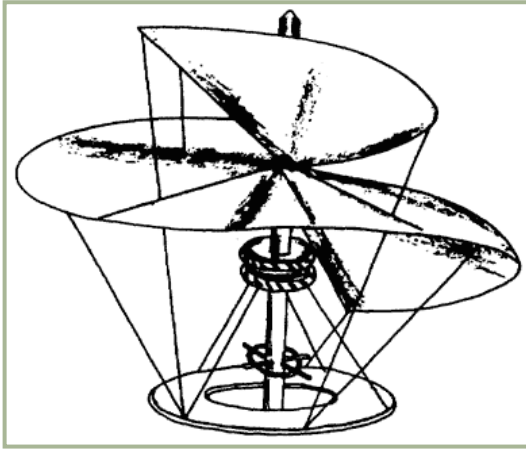


4

**ДИНАМИКА ПОЛІТА
ВЕРТОЛІТА**

4. ДИНАМИКА ПОЛЁТА ВЕРТОЛЁТА

Если бы разработка вертикально взлетающих аппаратов была настолько же простой, как сама идея, то вертолет наверняка был бы первым ЛА в истории. Первооткрывателем идеи вертолёта был Леонардо да Винчи, который создал эскиз винтокрыла, названного им «Хеликсптерон», еще в начале XVI века. В названии аппарата Да Винчи использовал греческое слово Helix, обозначающее «спираль», скомбинированное с греческим словом «Pteron», обозначающим «крыло». Отсюда родился современный термин, обозначающий ЛА с подвижным вращающимся крылом – вертолет. В русском языке такие ЛА принято называть вертолётами.



4-1: «Хеликсптерон» Леонардо да Винчи

Разработка винтокрылого вертикальновзлетающего ЛА была связана с рядом трудностей и, в первую очередь, с отсутствием подходящего двигателя, который мог бы обеспечить полет. Когда достаточно мощные и легкие авиационные двигатели были разработаны, мечта о вертолёте стала реальностью.

На вертолет распространяются те же законы физики и аэродинамики, что и на самолет. Но управление вертолетом сложнее и пилоту приходится иметь дело с такими понятиями, как: крутящий момент, гироскопическая прецессия, асимметрич-

ность подъемной силы, срыв потока на «отступающей» по потоку лопасти (при движении вперед) и обратное перетекание.

В этой главе описаны базовые понятия, касающиеся управления вертолетом, скорости, реактивного момента, гироскопической прецессии, асимметрии подъемной силы, срыва потока с лопастей, вихревого кольца, висения, эффекта земли, скоса потока и авторотации.

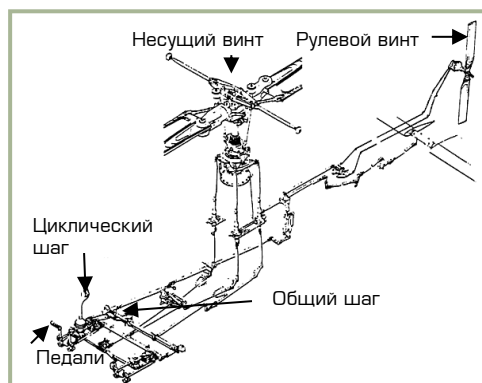
Четыре силы, действующие на вертолет

Сила тяжести и сопротивление воздуха действуют на вертолет, как и на все ЛА. Однако подъемная и пропульсивная (толкающая вперед) силы создаются несущим винтом (ротором). В простейшем понимании - несущий винт для вертолёта то же самое, что и крыло с винтом для самолета. Кроме того, наклоняя вектор тяги несущего винта, пилот вертолёта может выполнять полет в сторону или назад.



4-2: Силы, действующие на вертолет

Управление



4-3: Схема проводки управления классического вертолета

На приведенном рисунке показана схема проводки управления классического вертолёта. Сюда входят: несущий винт, ручки управления циклическим и общим шагом, педали, и рулевой винт. Ручка общего шага управляет общим шагом всех лопастей несущего винта, одновременно и на одинаковое значение увеличивая или уменьшая подъемную силу винта в целом. Ручка циклического шага управляет автоматом перекоса, за счет чего шаг лопастей изменяется циклически, создавая пропульсивную силу, которая определяет направление поступательного движения вертолёта. Шаг отдельно взятой лопасти в каждый момент времени

складывается из общего шага и циклического шага. Педали вертолёта управляют шагом рулевого винта, увеличивая или уменьшая шаг его лопастей и позволяя выполнять разворот вертолёта в горизонтальной плоскости.

Скорость

Лопастей несущего винта вертолёт должны двигаться в воздухе с относительно высокой скоростью, чтобы создавать достаточную подъемную силу. Несущий винт вращается со скоростью, достаточной для создания потребной подъемной силы, в то время как рулевой винт, вращаясь, создает силу, удерживающую вертолёт от разворота под воздействием реактивного момента от несущего винта.

Вертолёт может перемещаться вперед и ограниченно вбок и назад. Вертолёт также может находиться в режиме висения с нулевой поступательной скоростью.

Реактивный момент несущего винта

Проблема реактивного момента характерна для одновинтовых (классических) схем вертолётов. Несущий винт вертолёт вращается в одну сторону и создает реактивный момент, который стремится развернуть фюзеляж вертолёт в другую сторону. Этот эффект следует из третьего закона Ньютона: «действие равно противодействию». У вертолёт реактивный момент несущего винта уравнивается компенсирующим моментом от тяги хвостового винта.

На вертолёт с двумя несущими винтами и, в частности, при использовании соосной схемы реактивный момент одного винта компенсируется противоположным моментом от другого винта.

Рулевой винт

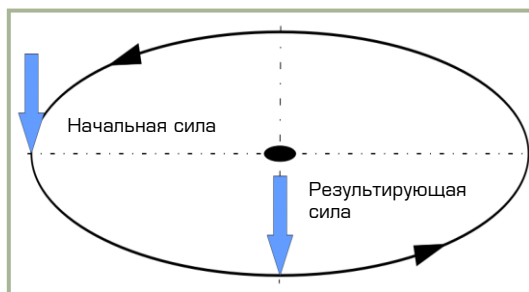


Приведенный рисунок показывает направление вращения несущего винта, направление реактивного момента и положение рулевого (хвостового) винта. Рулевой винт установлен на конце хвостовой балки вертолёт и предназначен для компенсации реактивного момента от несущего винта. Он вращается от привода основного двигателя вертолёт с постоянной скоростью и создает силу, действующую в горизонтальной плоскости в направлении, противоположном реактивному моменту несущего винта.

4-4: Компенсация рулевым винтом реактивного момента несущего винта

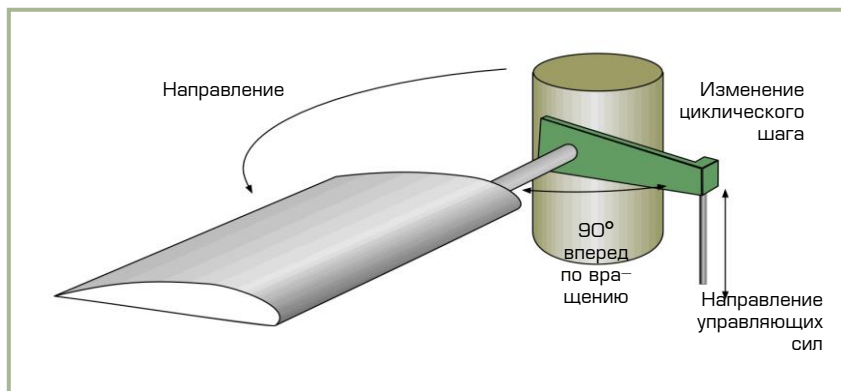
Гироскопическая прецессия

Управление вектором тяги винта через гироскопическую прецессию винта справедливо рассматривать только для схемы винтов фирмы «Белл» имеющих один осевой шарнир лопасти.



4-5: Гироскопическая прецессия

Результирующая от начальной силы, приложенной к вращающемуся телу, прикладывается в точке, находящейся в 90 градусах от точки приложения начальной силы в направлении вращения тела. Этот эффект называют гироскопической прецессией. Например, если сила, действующая вниз, прикладывается к винту в точке 9-ти часов, как на рисунке, то результирующая сила будет действовать в точке 6-ти часов.



4-6: Угловое смещение управляющих связей винта

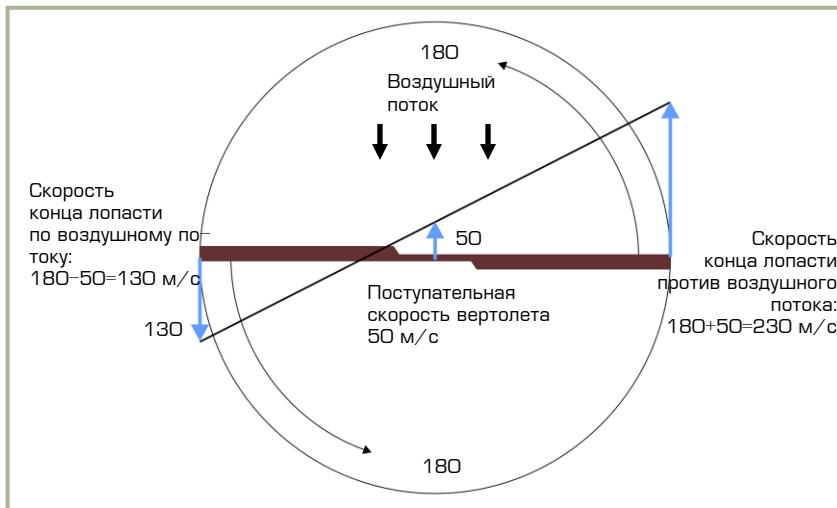
Угловое смещение управляющих связей винта требуется как раз из-за этого эффекта, для того, чтобы пилот мог направлять вектор тяги в желаемом направлении. На картинке показан поводок лопасти несущего винта, вынесенный вперед по вращению винта на угол 90 градусов. Если бы не было такого углового смещения, то пилоту пришлось бы постоянно перемещать ручку циклического шага на 90 градусов вперед по вращению винта относительно желаемого направления движения.

Например, если пилот хотел бы двигаться вперед, ручку ему пришлось бы перемещать вправо.

Ассиметрия подъемной силы

Поверхность, находящаяся под окружностью, которую описывают законцовки лопасти несущего винта, называется ометаемой поверхностью. В режиме висения подъемная сила, возникающая на каждой лопасти, одинакова в любой точке окружности. Ассиметрия подъемной силы возникает при поступательном движении вертолета на встречных к потоку лопастях относительно идущих по потоку.

Когда вертолет находится в режиме висения, скорость концов лопастей лежит в диапазоне около 180 м/с в пределах всей окружности вращения. Ассиметрия подъемной силы возникает из-за разностей скоростей на лопастях, идущих навстречу воздушному потоку (опережающих лопастях) и идущих по потоку (отстающих лопастях). При движении по потоку к собственной скорости лопасти прибавляется скорость потока, равная скорости вертолета; при отступании по потоку из скорости лопасти вычитается скорость потока.



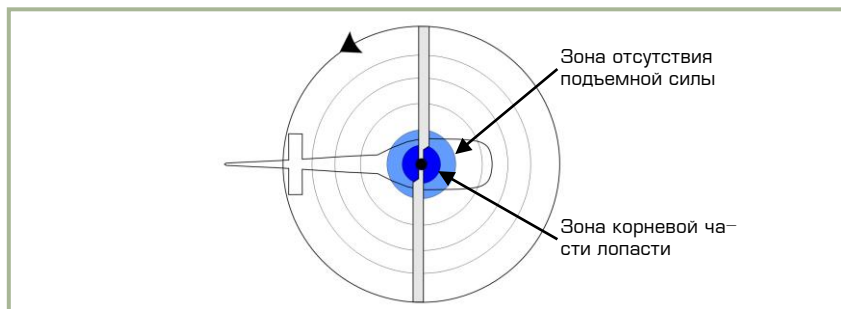
4-7: Разница скоростей на концах лопастей несущего винта при поступательном движении вертолета

Рисунок иллюстрирует значение скорости концов лопастей при поступательном движении вертолета. На рисунке вертолет движется вперед со скоростью 50 м/с, скорость концов лопастей составляет примерно 180 м/с. Следовательно, мы имеем результирующую скорость конца лопасти, идущей навстречу потоку $180 + 50 = 230$ м/с, а результирующая скорость конца лопасти, идущей по потоку, составляет $180 - 50 = 130$ м/с. В результате этого возникает различная подъемная сила на опережающих и отстающих лопастях.

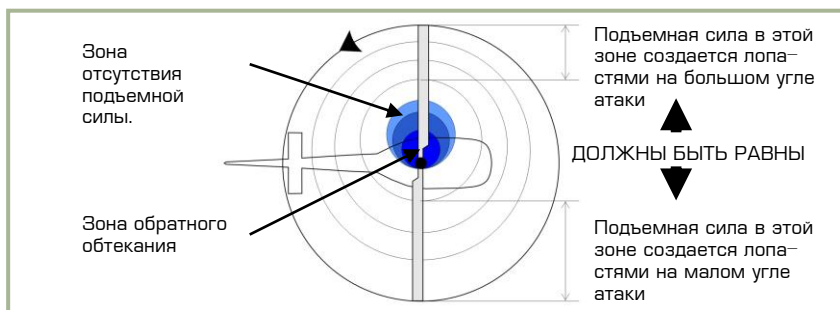
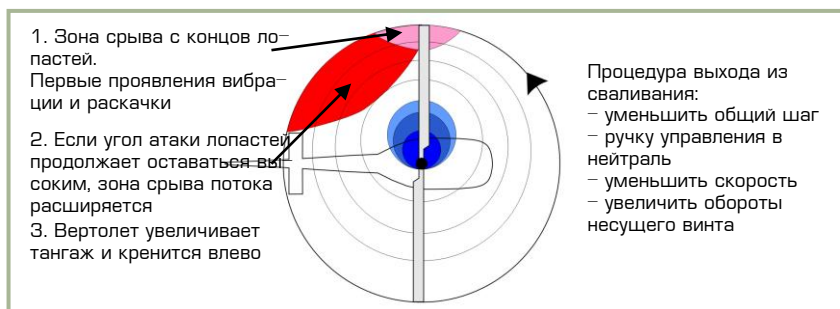
Для компенсации асимметрии подъемной силы на вертолётах установлен автомат перекоса, который циклически изменяет шаг лопастей. Он уменьшает шаг опережающих лопастей и увеличивает шаг отстающих лопастей для компенсации асимметрии подъемной силы. При увеличении поступательной скорости полета летчик должен постоянно корректировать циклический шаг, чтобы держать вертолёт прямо. Изменение циклического шага производится во всем диапазоне скоростей вертолёта.

Срыв потока с лопастей винта

Срыв потока происходит на лопастях винта, движущихся по потоку и с большим углом атаки при поступательном движении вертолёта. Это основной фактор, ограничивающий максимальную скорость вертолётов. Также как срыв потока с крыла ограничивает минимальную скорость самолета - срыв потока с лопасти винта вертолёта ограничивает максимальную скорость вертолёта, так как результирующая скорость отстающей лопасти падает с увеличением скорости вертолёта. В идеальном случае, отстающая лопасть должна создавать подъемную силу, равную подъемной силе, создаваемой опережающей лопастью. Поскольку скорость отстающей лопасти меньше, чем опережающей, то угол атаки отстающей лопасти должен быть увеличен, чтобы уравнивать подъемную силу по всей области диска несущего винта. При увеличении скорости вертолёта, угол атаки отстающей лопасти все больше увеличивается, а ее скорость падает, пока не наступает срыв потока.



4-8: Подъемная сила в режиме висения


4-9: Распределение подъемной силы в нормальном полете

4-10: Зоны распределения подъемной силы винта при срыве потока

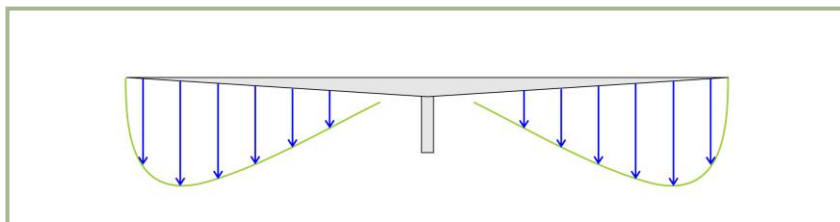
Эффект срыва потока с лопастей проявляется в общем случае как повышение вибрации вертолѐта, задирание носа и кренение. Если ручка управления (циклического шага) продолжает удерживаться впереди и общий шаг не уменьшен, явления срыва потока усугубляются и вибрация заметно возрастает. В такой ситуации контроль над вертолѐтом может быть потерян.

Вихревое кольцо

Режим вихревого кольца возникает при снижении вертолѐта и попадании несущего винта в возмущенный воздушный поток, в результате чего происходит резкий «провал» подъемной силы.

Чаще всего это происходит при вертикальном или близком к вертикальному снижении, происходящем со скоростью более 3 м/с, при низкой поступательной скорости и работающем двигателе с недостаточным запасом мощности для уменьшения скорости снижения. Эти условия создаются при наличии попутного ветра или при попадании вертолѐта в слутный след от другого вертолѐта.

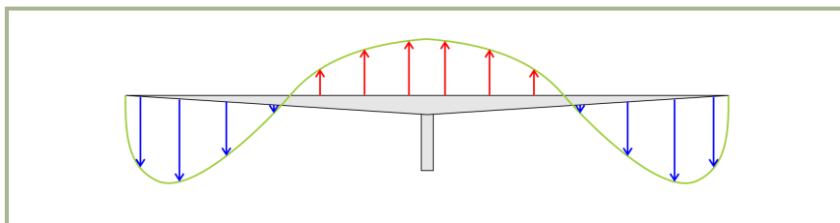
В таких условиях вертолёт снижается с высокой скоростью, превышающей скорость отбрасываемого потока воздуха от внутренних секций несущего винта. В результате, на внутренних секциях винта возникает эффект обратного перетекания, то есть во внутренней части поверхности ометания винта воздушный поток перемещается не вниз, а вверх, что приводит к образованию вторичного вихревого кольца (первичное вихревое кольцо существует в районе концов лопастей несущего винта всегда), которое приводит к значительному падению подъемной силы.



4-11: Эпюра скоростей воздушного потока, отбрасываемого несущим винтом на висении

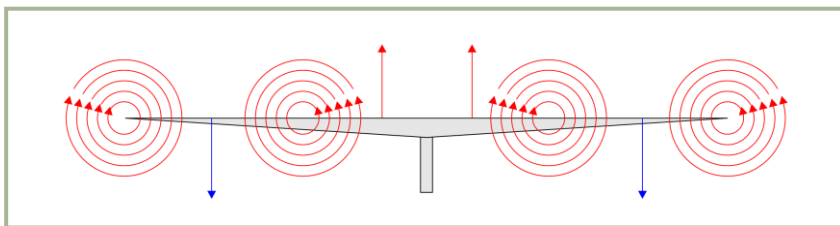
Скорость отбрасываемого винтом потока воздуха максимальна у наружных секций винта и падает к внутренним секциям из-за меньшей скорости движения внутренних частей лопастей.

Приведенный ниже рисунок показывает направление скорости потока по диаметру винта при возникновении вихревого кольца.



4-12: Эпюра скоростей в режиме вихревого кольца

В режиме вихревого кольца скорость снижения вертолётa значительна, начинается обратное перетекание потока снизу-вверх через внутренние секции воздушного винта. На рисунке такие потоки отмечены красными стрелками.



4-13: Вихревая система, возникающая в режиме вихревого кольца

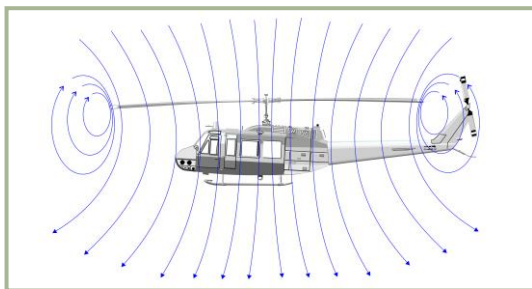
Если пилот вертолѐта не предпринимает попыток выхода из опасного режима при ранних его проявлениях, в условиях недостатка мощности винт попадает в режим вихревого кольца.

В режиме вихревого кольца возможна потеря управляемости вертолѐтом из-за значительной турбулентности и неустойчивости потока по диаметру несущего винта.

Режим вихревого кольца нестабилен. На ранних стадиях выход из него возможен увеличением шага и мощности. Если мощности двигателя недостаточно, увеличение шага винта может только ухудшить ситуацию. Если вертолѐт втянулся в режим вихревого кольца и не имеет запаса мощности, то единственным способом для выхода является отклонение ручки управления от себя для увеличения поступательной скорости. Оба приведенных выше способа требуют наличия достаточной высоты для восстановления нормального полета.

Висение

Висением вертолѐта называется режим, в котором вертолѐт находится неподвижно относительно точки в воздухе, обычно на сравнительно небольшой высоте. При висении несущий винт вертолѐта должен создавать подъемную силу, равную весу вертолѐта. Величина подъемной силы изменяется общим шагом винта.



4-14: Схема воздушного потока от несущего винта без учета влияния земли

На висении несущий винт отбрасывает значительный объем воздуха, который захватывается над винтом и по сторонам от него. Для висения требуется большая мощность, чем для прямолинейного горизонтального полета.

В режиме висения фюзеляж и крыло вертолѐта создают сопротивление потоку воздуха, отбрасываемому винтом, что приводит к потерям тяги. Из-за этого требуется большая мощность и расход-

дуется большее количество топлива. В дополнение ко всему, на малой высоте

несущий винт и двигатели работают в условиях запыления, что влечет за собой увеличение износа.

Эффект земли

Эффект земли проявляется в увеличении подъемной силы несущего винта при висении вертолёта над поверхностью. Эффект начинает сказываться при высоте висения, равной радиусу несущего винта и ниже; для стандартного вертолёта эта высота составляет 5-10 метров.



4-15: Схема воздушных потоков с учетом эффекта земли

К увеличению подъемной силы и эффективности винта вблизи земли приводят различные факторы. Первый и наиболее важный фактор – уменьшение размера первичных вихрей у законцовок лопастей. В обычной ситуации первичные вихри создаются благодаря входящему и отбрасываемому от винта потокам; перетекание наверх части отбрасываемого вниз потока уменьшает подъемную силу винта; когда размер этих вихрей, а, значит, и перетекающего воздуха уменьшается – подъемная сила винта увеличивается. Вторым важным фактором является то, что воздушный поток тормозится благодаря экрану - земле и создает зону повышенного давления под вертолётом, воздействующую на винт и увеличивающую подъемную силу. Максимальный коэффициент увеличения подъемной силы за счет эффекта земли составляет 1,2 на нулевой высоте.

Косая обдувка

Эффективность несущего винта возрастает с увеличением поступательной скорости движения и при наличии встречного ветра. При движении вертолёта вперед исчезает проблема «дефицита» воздуха, который должен отбрасывать винт, характерная для висения; воздух поступает в достаточном количестве с увеличением скорости вертолёта. Уже на скорости приблизительно около 40 км/ч несущий винт захватывает необходимый объем нетурбулентного воздуха. В этот момент подъемная сила возрастает и вертолёт при той же мощности начинает набирать высоту.


4-16: Косая обдувка несущего винта

В нормальном полете поток воздуха, проходящий через заднюю часть диска винта, приобретает большую скорость, чем поток, проходящий через переднюю. Это явление называется косой обдувкой несущего винта. Разница в скоростях объясняется увеличением траектории поступления потока воздуха (на которой он успевает приобрести большую скорость) при подсосывании его задней частью несущего винта.

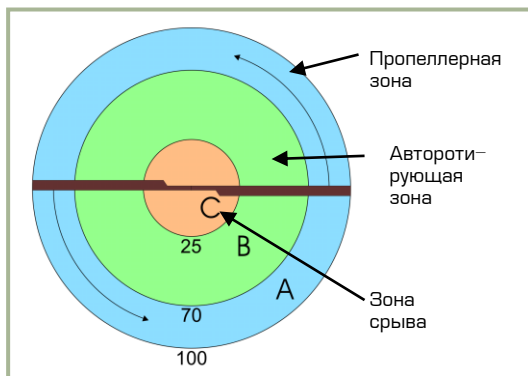
На скоростях перехода от висения к горизонтальному полету, при смене осевой обдувки на косую (примерно от 20 до 40 км/ч), из-за разницы в сопротивлении лопастей в передней и задней частях винта может наблюдаться заметная тряска и кренение вправо для вертолетов с направлением вращения винта против часовой стрелки.

Авторотация

При отказе двигателей или каких-либо других повреждениях вертолета, не позволяющих использовать тягу двигателей, вертолет может совершить безопасное приземление в режиме авторотации. Трансмиссия вертолета устроена так, что позволяет вращаться винтам при остановке двигателей. В этом случае для раскрутки несущего винта используется энергия воздушного потока, и такой полет называется авторотацией.


4-17: Посадка в режиме авторотации

В режиме авторотации пилот вертолѐта начинает разменивать потенциальную энергию ЛА (его высоту) на кинетическую (скорость), необходимую для осуществления вращения несущего винта. Для этого пилот направляет вертолѐт в пологое снижение и поддерживает обороты винта на достаточном уровне. На рисунке показана схема планирования вертолѐта на авторотации.



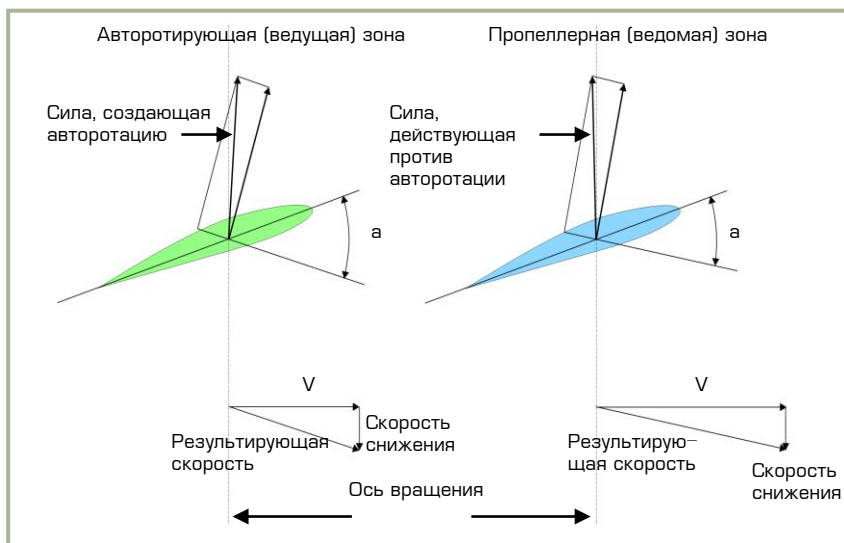
4-18: Зоны винта при авторотации

Для понимания сил, действующих на несущий винт в режиме авторотации, его делят на три зоны, в каждой из которых действия сил различаются.

Зона А называется пропеллерной или ведомой, она располагается во внешнюю сторону от 70 % радиуса винта. Анализ сил, действующих на эту зону, показывает, что аэродинамическая сила наклонена слегка назад от оси вращения. Следовательно, эта зона тормозит винт.

Зона В называется авторотирующей или ведущей. Она располагается кольцом от 25 % до 70 % на радиусе винта. Эта зона работает на сравнительно большом угле атаки, аэродинамическая сила в этой области наклонена слегка вперед. Именно этот небольшой наклон силы обеспечивает поддержание вращений винта на необходимых оборотах.

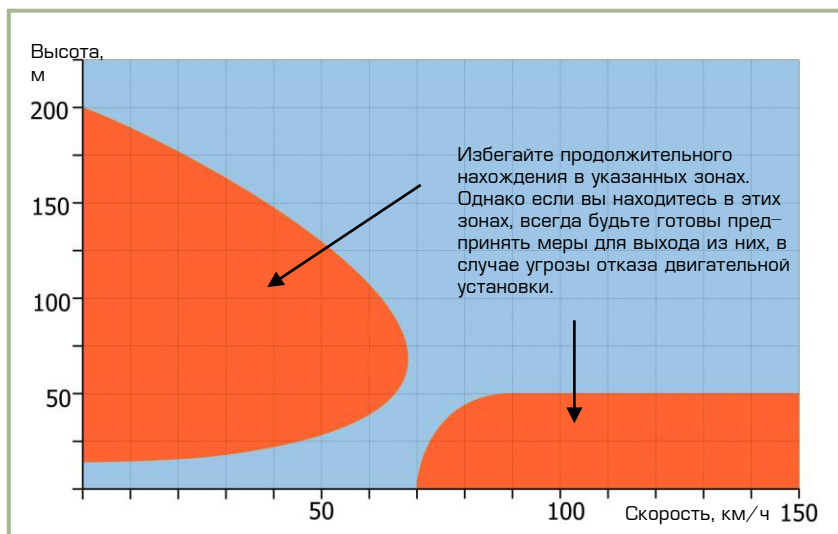
Зона С находится внутри от 25 % радиуса винта и называется зоной срыва. Винт в этой зоне работает на срывных углах атаки и создает только сопротивление.



4-19: Силы, действующие на лопасти винта при авторотации

В режиме авторотации пилот должен выдерживать экономическую скорость, а также угол планирования в пределах $14-16^\circ$. Для приблизительного расчета удаления площадки, на которую можно спланировать, рекомендуется применять следующее правило: удаление площадки примерно равно четырем высотам. Перед приземлением для погашения вертикальной скорости необходимо энергично увеличить общий шаг винта и выполнить так называемый «подрыв». При этом необходимо точно определить высоту начала «подрыва». В общем случае для вертолётов рекомендуют производить «подрыв» на высоте двух вертикальных скоростей. Например, если у вертолётa вертикальная скорость снижения составляет 5 метров секунду, то «подрыв» необходимо начинать на высоте 10 метров от земли.

В нижеприведенной диаграмме в масштабе скорость – высота показаны опасные зоны, в которых не рекомендуется пилотировать вертолёт, так как при отказах двигателей безопасная посадка на авторотации не гарантируется.



4-20: Диаграмма скорость - высота

Выводы

Вес, подъемная сила, тяга и сила сопротивления – четыре основные силы, действующие на вертолёт. Циклический шаг для управления направлением полета, общий шаг для управления высотой полета, педали для управления рулевым винтом, - три основных управляющих органа вертолёта.

Реактивный момент несущего винта является неотъемлемой проблемой для одновинтовых вертолётов, и отсутствует у двухвинтовых и соосных вертолётов. Гироскопическая прецессия проявляется в направлении 90° по вращению винта к точке приложения силы. Ассиметрия подъемной силы проявляется при поступательном движении вертолёта на опережающих и отстающих лопастях несущего винта.

Попадание в режим вихревого кольца возможно на винте, использующем от 20 до 100 % мощности двигателя и малой горизонтальной скорости (менее 20 км/ч). В режиме висения несущий винт вертолёта требует большего объема воздуха, захватываемого из окружающего пространства, и большей мощности двигателя.

Эффект земли заметно увеличивает подъемную силу вблизи земли на расстоянии около половины диаметра винта. Косая обдувка винта проявляется на скоростях более 20 км/ч и способствует увеличению тяги. Авторотация дает возможность безопасно приземлить вертолёт при отказе двигательной установки.



5

ДИНАМИКА ВЕРТОЛЕТА СООСНОЙ СХЕМЫ

5. ДИНАМИКА ВЕРТОЛЁТА СООСНОЙ СХЕМЫ

Сегодня в мировом вертолётостроении используются, в основном, три схемы вертолётов: одновинтовая, соосная и продольная, причем подавляющее большинство винтокрылых машин построено по одновинтовой схеме. Пионеры вертолётостроения хорошо знали принципиальные преимущества соосной схемы летательного аппарата. Однако зарубежным конструкторам удалось до массового производства и широкой эксплуатации только вертолёт одновинтовой схемы с рулевым винтом. Эта схема и стала называться классической. В России одновинтовые вертолёт также получили широкое распространение.

Области применения соосных вертолёт определялись их характерными особенностями - малыми габаритами, высокими тяговооруженностью и маневренностью, аэродинамической симметрией. Эти особенности обеспечили им удобное базирование на малоразмерных взлетно-посадочных площадках кораблей различного назначения. В условиях взлета и посадки на качающуюся палубу и полета над морем ярко проявились уникальные качества соосных вертолёт. На кораблях Военно-Морского Флота нашли применение вертолёт Ka-25 и Ka-27. В гражданской авиации эксплуатировались Ka-26 и Ka-32.

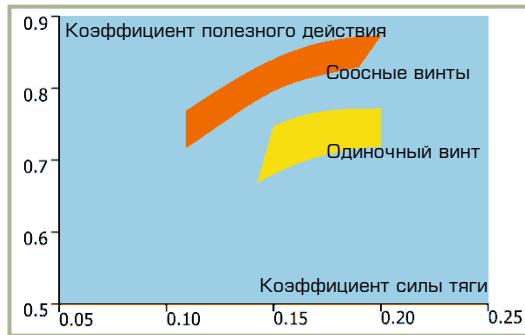
В начале 80-х годов фирма КАМОВ создала новый вертолёт соосной схемы Ka-50, спроектированный для выполнения боевых задач. Летные испытания подтвердили высокие летно-технические и маневренные характеристики летательного аппарата и показали его преимущества по сравнению с боевыми вертолёт, построенными по одновинтовой схеме. В свете этого особенно важно провести объективный сравнительный анализ особенностей вертолёт соосной и классической одновинтовой схемы.

Компенсация реактивных моментов несущих винтов

Особенности соосных вертолёт связаны с реализацией принципиально нового способа компенсации реактивного момента несущих винтов по сравнению с одновинтовыми вертолёт. Реактивные моменты винтов соосного вертолёт взаимно уравновешиваются непосредственно на оси их вращения. На вертолёт одновинтовой схемы для компенсации реактивного момента несущего винта необходимо создание боковой силы рулевого винта, приложенной к фюзеляжу.

Конструкторами соосных вертолёт, по существу, был создан новый тип несущей системы без реактивного момента. Реактивные моменты на винтах компенсируются автоматически на протяжении всего полета без какого-либо вмешательства летчика. В силу этого изменение мощности на винтах соосного вертолёт не приводит к разбалансировке вертолёт в путевом отношении. В установившемся полете верхний и нижний винты соосного вертолёт имеют нулевой суммарный реактивный момент. При перемещении педалей возникает разница реактивных моментов, благодаря которой осуществляется управление вертолёт по курсу.

Способ компенсации реактивного момента, используемый на одновинтовом вертолёт, требует в полете постоянного внимания летчика и регулирования тяги рулевого винта в целях балансировки вертолёт.

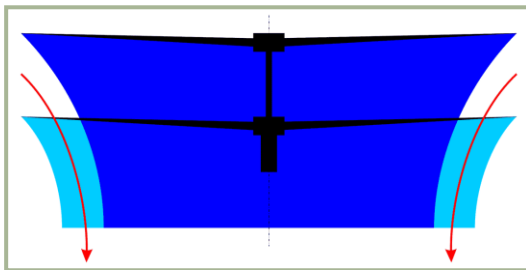


5-1: Аэродинамическое совершенство соосных и одновинтовых вертолётов на висении

Энергетические возможности

С энергетической точки зрения оптимальными для летательного аппарата являются такие решения, при которых мощность силовой установки идет преимущественно на полезные нужды. Для вертолёта это - создание необходимых подъемной и пропульсивной сил на заданном режиме полета.

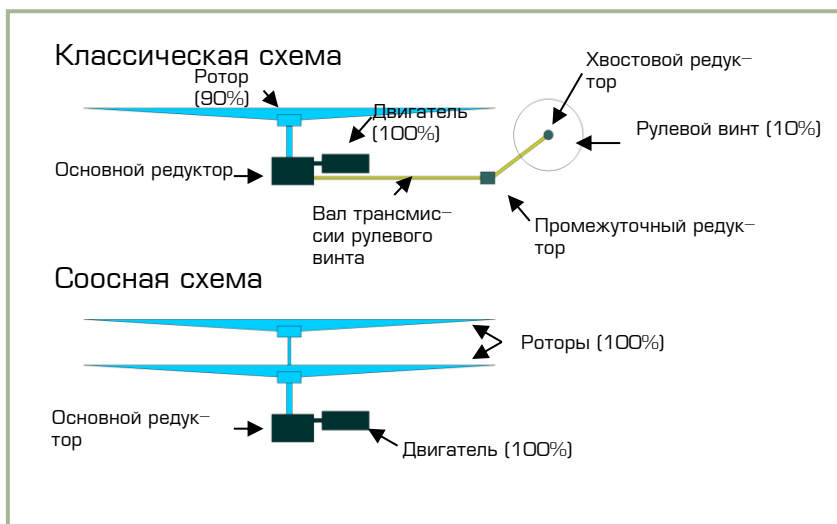
На одновинтовом вертолёте часть мощности расходуется на привод рулевого винта, который создает силу тяги, потребную для компенсации крутящего момента несущего винта. Эти затраты составляют до 10-12 % от мощности, приходящей на вал несущего винта, и являются чистыми потерями.



5-2: Схема потока воздуха через плоскости несущих винтов

На соосном вертолёте вся свободная мощность силовой установки используется для привода несущих винтов, то есть для создания подъемной силы. При этом реактивные моменты взаимно уравновешены. Следовательно, на компенсацию реактивных моментов нет прямых затрат мощности. Кроме того, в режиме висения соосные винты оказывают друг на друга положительное влияние, что также приводит к экономии

мощности. Поскольку струя от верхнего винта сужается в плоскости нижнего винта на 15-20 %, то нижний винт имеет возможность осуществлять дополнительный подсос воздуха. Это в целом увеличивает сечение струи и снижает затраты мощности на создание подъемной силы. Кроме того, благодаря противоположному направлению вращения винтов, на соосной несущей системе существенно уменьшаются затраты энергии на закручивание струи, что также приводит к снижению дополнительных потерь мощности.



5-3: Схема трансмиссии и распределения мощности вертолетов классической и соосной компоновки

Результаты летных испытаний и данные других экспериментов свидетельствуют, что коэффициент полезного действия соосных несущих винтов в среднем в 1,06-1,1 раза (на 6-10 %) выше, чем одиночных. Учитывая экономию мощности, идущей на компенсацию реактивного момента (10-12 %), получаем, что в целом коэффициент полезного действия соосных вертолетов на 16-22 % выше, чем одновинтовых. Перечисленные энергетические особенности обеспечивают соосной схеме существенные преимущества в потолке висения и вертикальной скороподъемности.

На первый взгляд кажется, что за счет наличия двухвинтовой колонки соосные вертолеты должны иметь большее лобовое сопротивление, чем одновинтовые летательные аппараты. Однако при летных испытаниях это преимущество одновинтовых вертолетов в потребной мощности не проявилось, что можно объяснить следующими факторами:

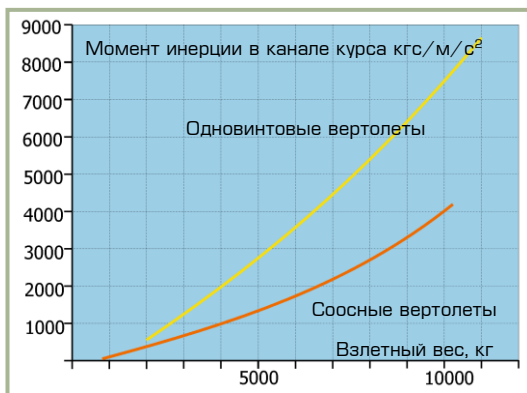
- благоприятным взаимным влиянием соосных несущих винтов в поступательном движении (эффект «бипланной коробки», обеспечивающий заметную экономию части располагаемой мощности силовой установки, которая идет на создание подъемной силы и эквивалентной потребной индуктивной мощности);
- дополнительными затратами мощности на привод рулевого винта на одновинтовых вертолетах;
- дополнительным сопротивлением рулевого винта одновинтового вертолета, особенно с учетом интерференции рулевого винта и хвостовой балки вертолета;

- дополнительным вредным сопротивлением фюзеляжа одновинтового вертолёт в полете со скольжением, так как летчику предпочтительнее пилотировать вертолёт без крена;
- рядом мер, существенно уменьшающих на соосном вертолёте лобовое сопротивление (например, на Ка-50 - убирающееся в полете шасси).

Массогабаритные характеристики

Соосная конструкция позволяет уменьшить габариты и массу вертолёт, что дает ему ряд преимуществ.

Для сравнительной оценки массогабаритных характеристик соосных и одновинтовых вертолёт с рулевым винтом целесообразно рассмотреть два случая: первый, когда соосный и одновинтовой вертолёт имеют одну и ту же полетную массу и одинаковую располагаемую мощность силовой установки, и второй, когда соосный и одновинтовой вертолёт имеют одинаковые диаметры винтов.



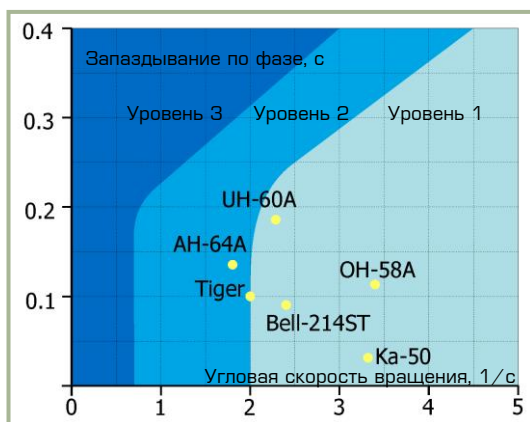
5-4: Моменты инерции соосных и одновинтовых вертолетов

В первом случае, использование соосной несущей системы позволяет уменьшить габаритные размеры вертолёт на 35-40 % по сравнению с одновинтовым. Во втором случае, меньшее аэродинамическое качество и дополнительные потери мощности на привод рулевого винта у одновинтового вертолёт обуславливают меньшее значение полетной массы. Из-за наличия рулевого винта габаритные размеры одновинтового вертолёт на 20 % больше соосного. Компактность планера соосного вертолёт и сосредоточение тяжелых агрегатов вблизи центра масс приводят к заметному уменьшению моментов инерции относительно вертикальной и поперечной осей, что играет важную роль в обеспечении высоких характеристик управляемости и маневренности.

Устойчивость и управляемость

Важнейшей особенностью соосного вертолёта, существенно улучшающей характеристики устойчивости и управляемости, является его аэродинамическая симметрия. В процессе развития и становления авиационной конструкции конструкторы неоднократно обращались к аэродинамически симметричным схемам. Аэродинамическая симметрия летательного аппарата обеспечивает целый ряд важных пилотажных свойств и, главное, простоту управления. Весьма наглядным в этом плане является пример развития самолётостроения: проектировались и строились только симметричные самолёты.

Вертолёт одновинтовой схемы является аэродинамически несимметричным летательным аппаратом с присущим только ему рядом характерных особенностей. В вертолётостроении с этим смирились как с неизбежной платой за простоту технического решения. Однако история развития вертолётостроения показала, что эта простота - лишь кажущаяся. Создание работоспособного рулевого винта и трансмиссии, имеющих приемлемые ресурсы и характеристики - это чрезвычайно сложная проблема, и в настоящее время являющаяся актуальной.



5-5: Уровни управляемости вертолетов на висении и в полете с малой скоростью

Аэродинамическая симметрия вертолёта соосной схемы обеспечивается отсутствием реактивного момента на его корпусе, относительной близостью верхнего и нижнего винтов и благоприятным влиянием их друг на друга, что приводит к малой разности тяг в сбалансированном положении. Направленные в противоположные стороны боковые силы винтов уравновешивают друг друга, а поперечный момент, возникающий из-за малого разнесения винтов, невелик. Благодаря отсутствию рулевого винта на соосном вертолёте нет постоянно действующей переменной боковой силы. Конструкция соосных вертолётов обеспечивает гармоничное сочетание эффективности управления и аэродинамического демпфирования, что влечет за собой улучшение характеристик управляемости. На рисунке 5-5 представлены оценки характеристик управляемости ряда вертолётов в поперечном канале по стандарту Авиационного

управления армии США ADS-33C «Требования к ручному управлению для военных вертолётов» для режима висения и полета на малой скорости. График зависимости постоянной времени запаздывания от характерной частоты отображает различные уровни управляемости вертолётов. Видно, что вертолёт Ка-50 по своим характеристикам соответствует уровню управляемости 1 (отличные характеристики управляемости) «Требований» ADS-33C. При этом он имеет существенные преимущества перед другими вертолётными по величине запаздывания и по частоте.

Благодаря аэродинамической симметрии на соосном вертолёте практически отсутствуют связи между продольным и боковым движением, обеспечивается независимость каналов управления и простота пилотирования. Управление таким вертолётном доступно летчикам средней квалификации.

Аэродинамическая симметрия в значительной степени меняет «лицо» вертолёта. Отсутствие переменного (по режимам полета) момента рыскания и боковой силы, действующих на фюзеляж, улучшает характеристики устойчивости и управляемости, повышает безопасность полета и облегчает решение боевых задач в экстремальных условиях. На соосном вертолёте отсутствуют связи между изменением мощности двигателей (общим шагом винтов), путевым и поперечным управлением. На одновинтовом вертолёте все маневры, в процессе которых меняется режим работы двигателей (разгоны и торможения, изменения высоты полета, «горки» и пикирования, боевые развороты и др.), сопровождаются путевой перебалансировкой и возникновением необходимости парирования возникающих боковых сил креном и скольжением. Из-за отсутствия симметрии, а также постоянного изменения взаимосвязи между движением в вертикальной и горизонтальной плоскостях пилотирование одновинтового вертолёта усложняется, что требует большей тщательности обучения.

Соосные вертолёты по простоте управления сопоставимы с самолетами для первоначального обучения. В то же время по летным характеристикам устойчивости, управляемости и маневренности они имеют превосходство над одновинтовыми вертолётными.

Маневренность

В процессе маневрирования решаются две задачи: выход на заданное направление и обеспечение требуемой разности высот по отношению к цели. Конечно, на практике эти задачи решаются в комплексе, но для лучшего понимания физической природы явлений рассмотрим их раздельно.

Маневры с изменением направления движения могут быть выполнены как под действием перегрузки (об этом мы поговорим отдельно), так и без нее. Маневры, при которых продольная ось вертолёта ориентируется в заданном направлении, как правило, путем ввода вертолёта в глубокое скольжение, называются «плоскими». Специфическая особенность вертолёта - способность производить «плоские» развороты, реализуемая на висении и при перемещениях с малыми скоростями полета. Наиболее известным «плоским» маневром является разворот вертолёта по курсу на режиме висения. Нужно отметить, что интенсивность современного боя и необходимость достижения тактического превосходства в боевой обстановке требуют расширения диапазона скоростей полета, на которых может быть использован «плоский» маневр.

Благодаря своим конструктивным особенностям соосный вертолёт имеет неограниченные возможности в реализации «плоского» разворота, намного превосходящие возможности одновинтовых вертолётов. Особенности конструкции обеспечивают концентрацию на соосном винте всех важнейших функций: создание подъемной и пропульсивной (движущей) сил, продольного, поперечного и путевого управления, а также управления общим шагом.

Путевое управление вертолётom с соосным несущим винтом осуществляется при использовании разницы моментов вращения на верхнем и нижнем винтах. Это приводит к тому, что система управления в целом становится практически независимой от угла скольжения. Именно это обстоятельство, а также отсутствие рулевого винта позволяет соосному вертолёту выполнять «плоский» разворот с большими углами скольжения.

Для одновинтового вертолётa «плоский» разворот принципиально невозможен. На одновинтовом вертолётe допустимые углы скольжения существенно ограничиваются наличием рулевого винта. Дело в том, что изменение угла скольжения приводит к изменению угла атаки рулевого винта, условий его работы и махового движения его лопастей, особенно на больших скоростях полета. Увеличение амплитуды махового движения лопастей рулевого винта сверх допустимой является прямой угрозой безопасности полета. Это обусловлено тем, что на рулевых винтах отсутствуют автоматы перекоса, а предотвращение чрезмерного роста амплитуды махового движения обеспечивается только регулятором взмаха, возможности которого ограничены. Поэтому при росте амплитуды махового движения сверх допустимой возможны удары лопастей рулевого винта о балку. Кроме того, с ростом амплитуды махового движения растут нагрузки в элементах конструкции рулевого винта, что также накладывает ограничения на углы скольжения.

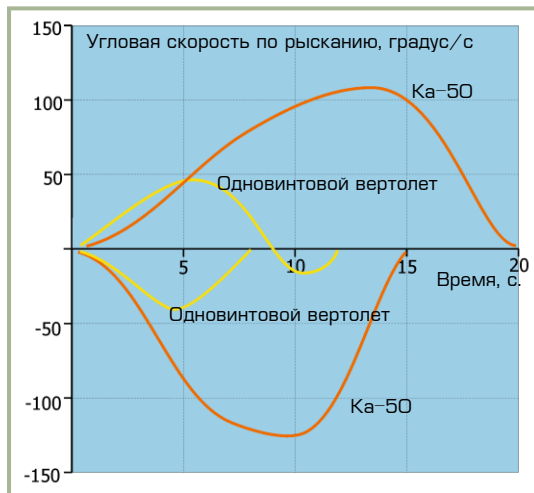
На соосных вертолётax допустимы значительные углы скольжения. Как уже отмечалось, это объясняется отсутствием рулевого винта и независимостью системы путевого управления от угла скольжения. Хвостовое оперение соосного вертолётa не накладывает каких-либо ограничений на величину угла скольжения, так как рассчитано на изменение угла скольжения в диапазоне до 180°.

«Плоский» разворот был отработан на боевом вертолётe Ка-50. При этом в диапазоне скоростей от 90 до 100 км/ч этот маневр можно выполнять в пределах скольжений (поворотов по курсу) до 180° как вправо, так и влево, а на больших скоростях (до 230 км/ч) - в пределах 90°, при этом крен вертолётa близок к нулю. «Плоский» разворот на большие углы является сугубо боевым маневром и обеспечивает направление неуправляемого оружия вертолётa в сторону цели в кратчайшее время. Использование «плоского» разворота дает боевому вертолёту преимущество в бою против любого противника - как наземного, так и воздушного. Именно из-за отсутствия рулевого винта на соосном вертолётe имеется возможность выполнять маневры с большей эффективностью, используя отклонения педалей до упора с максимально возможным темпом и созданием угловых скоростей рыскания без каких-либо ограничений.

На одновинтовом вертолётe эффективность путевого управления избыточна. Это связано с необходимостью обеспечения путевой балансировки во всем диапазоне изменения мощности силовой установки. Однако эта эффективность не может быть полностью реализована в полете. Ограничение угловых скоростей вращения на этих вертолётax вызвано необходимостью предотвращения попадания рулевого винта в режим вихревого кольца, а также условиями прочности хвостовой балки, рулевого винта и трансмиссии.

На соосных вертолётах путевое управление является сбалансированным, при этом обеспечивается оптимальная степень эффективности путевого управления. Руль направления увеличивает эффективность путевого управления соразмерно возрастающим аэродинамическим моментам планера при увеличении скорости полета. Пилотируя соосный вертолёт, летчики быстро привыкают к новым условиям и убеждаются, что на нем можно выполнять маневры, недоступные одновинтовому вертолёту.

На режимах снижения, близких к режиму самовращения, и при неизменной частоте вращения несущих винтов у соосных вертолётов отмечается некоторое снижение эффективности путевого управления. Необходимая степень эффективности путевого управления на этих режимах обеспечивается также благодаря рулям направления. Для увеличения эффективности путевого управления на соосных вертолётах используется также перенастройка частоты вращения несущих винтов с уменьшением ее на 3-4 %.



5-6: Угловая скорость вращения вертолета относительно вертикальной оси на режиме висения

Отсутствие рулевого винта на соосном вертолёте дает летчику возможность осуществлять управление по курсу путем отклонения педалей до упора с максимально возможным темпом, что обеспечивает кратчайшее время разворота на данный угол. Это видно на рисунке, где отражены параметры движения при выполнении соосным и одновинтовым вертолётами разворотов на режиме висения. Соосный вертолёт имеет большое преимущество перед одновинтовым по темпу нарастания и по максимальной величине угловой скорости разворота, а также больший запас путевого управления на висении, в том числе и на статическом потолке, независимо от барометрической высоты. Это преимущество переходит в значительное тактическое превосходство и обеспечивает выигрыш в дуэльной ситуации.

На одновинтовом вертолёте с ростом высоты полета или с ростом температуры наружного воздуха из-за уменьшения избытка мощности силовой установки и увеличения шага рулевого винта существенно уменьшается располагаемый ход путевого управления, а следовательно, и эффективность разворота: на потолке висения, где используется вся располагаемая мощность, одновинтовой вертолёт не может совершать развороты без потери высоты.

Маневры с использованием перегрузок

Маневры с использованием вертикальных и тангенциальных перегрузок обеспечивают изменение траектории и скорости полета вертолёта. По принятой терминологии, обычно эти маневры подразделяются на вертикальные («горки», пикирования и др.), горизонтальные (виражи, форсированные виражи, разгоны, торможения и др.) и пространственные (восходящие и нисходящие спирали, боевые развороты, повороты на «горке», развороты на пикировании).

Маневренные возможности вертолётов характеризуются, с одной стороны, допустимым уровнем перегрузок, а с другой - способностью эффективно их реализовывать. Параметры несущей системы для соосных и одновинтовых вертолётов одного класса определяют из одинакового уровня допустимых перегрузок. Сравнение же располагаемых перегрузок требует особого рассмотрения.

Маневры в вертикальной плоскости. При выполнении таковых существенно изменяется скорость полета, что сказывается на характеристиках маневренности. Вывод вертолёта на заданную вертикальную перегрузку обеспечивается, как правило, увеличением угла тангажа и, соответственно, угла атаки несущего винта. При этом темп роста перегрузки прямо связан с темпом роста угла тангажа, то есть с возможностями системы продольного управления, ее эффективностью и мощностью. Чем выше эффективность продольного управления, тем быстрее изменяются угол тангажа и перегрузка. При этом за время роста перегрузки скорость полета не успевает существенно уменьшиться, что увеличивает эффективность маневра. В случае недостаточной эффективности управления при выполнении маневра скорость полета уменьшается быстрее, чем растет перегрузка, могут возникнуть проблемы при достижении заданных перегрузок.

Эффективность и мощность продольного управления у соосного вертолёта значительно выше, чем у одновинтового. Это обеспечивается меньшими моментами инерции и большими располагаемыми моментами управления, что объясняется большим значением плеч сил, приложенных к втулкам верхнего и нижнего винтов относительно центра масс аппарата.

Ввод соосного вертолёта в пикирование выполняется эффективнее и безопаснее, чем одновинтового. Дело в том, что при вводе в пике требуется дать ручку от себя, при этом вертикальная перегрузка существенно уменьшается, происходит соответствующее искривление траектории и растет угловая скорость фюзеляжа на пикирование. В процессе гашения этой угловой скорости для перехода в установившееся пикирование пилот берет ручку на себя.

При этом маховое движение лопастей развивается быстрее, чем изменяется угловая скорость фюзеляжа. Если изменение угловой скорости фюзеляжа оказывается недостаточным из-за малой эффективности продольного управления (как, например, у одновинтового вертолёта), то вследствие встречного относительного движения

хвостовой балки и лопастей возможно их опасное сближение и даже соударение. На вертолётках соосной схемы подобные явления невозможны. Таким образом, выполнение маневров с уменьшением вертикальной перегрузки на соосном вертолётке является более эффективным и безопасным.

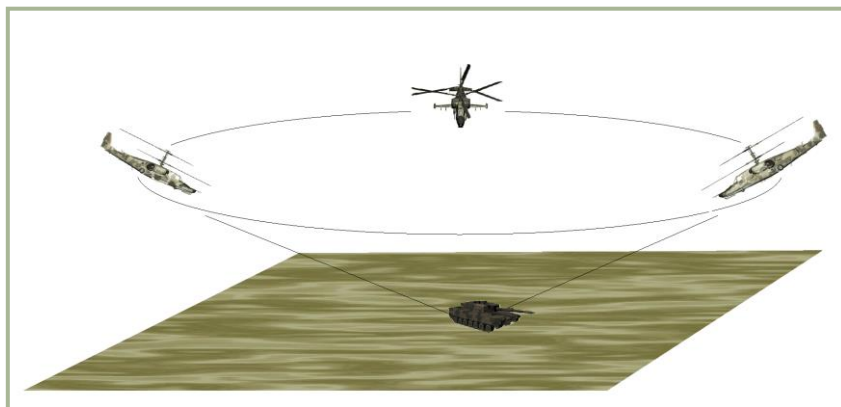
Маневры в горизонтальной плоскости. Среди горизонтальных маневров целесообразно выделить маневры прямолинейные и криволинейные. Наиболее часто выполняются разгоны и торможения в горизонтальной плоскости, особенно при выполнении боевой задачи в полетах у земли. Возможность быстрого перемещения у земли из одной точки в другую резко повышает живучесть вертолётки при выполнении им боевых задач.

В качестве примера рассмотрим разгоны с режима висения (направление любое - вперед, назад, вправо, влево). Эти маневры можно оценить следующими параметрами: максимальным ускорением разгона при использовании избытка мощности, максимально допустимыми скоростями перемещения и временем выхода на эти скорости.

Большой избыток мощности из-за отсутствия рулевого винта и более высокое аэродинамическое качество соосных винтов по сравнению с одиночными позволяют соосному летательному аппарату выполнять разгон с режима висения с максимальным ускорением и гораздо быстрее достигать заданной скорости. Это также повышает боевые возможности винтокрылой машины.

Максимально допустимые скорости полета вбок и назад тоже характеризуют маневренность, так как в итоге определяют быстроту перемещения вертолётки из одной точки в другую, что особенно важно в условиях боя. Скорость перемещения соосного вертолётки в любом направлении с режима висения ограничивается только максимальными располагаемыми ходами в системе управления винтами. На одновинтовом вертолётке наличие рулевого винта накладывает существенное ограничение на скорость перемещения вбок с режима висения вследствие возможности попадания рулевого винта в режим вихревого кольца.

Следует особо остановиться на криволинейных маневрах в горизонтальной плоскости. Здесь необходимо отметить возможность выполнения на соосных вертолётках принципиально нового маневра - «воронки». Тактический смысл применения «воронки» заключается в том, что при ее выполнении вертолёт может длительное время держать в зоне прицеливания наземные цели и производить по ним стрельбу, несмотря на отрицательный угол тангажа.



5-7: Маневр «Воронка»

«Воронка» - сугубо боевой маневр, который выполняется на скорости 100-180 км/ч с отрицательным углом тангажа до 30-35° и, по существу, является боковым виражом, при котором углы крена и тангажа меняются местами. При выполнении маневра составляющая тяги винта, параллельная горизонтальной плоскости, направлена к центру «воронки». Эта сила уравнивается инерционными силами, возникающими при движении вертолёта по траектории, близкой к круговой, с углом скольжения 90°.

Таким образом, выполнение «воронки» на соосном вертолёте основано на его способности совершать глубокие скольжения и перемещения вбок с большими скоростями.

Боевым маневром, который применяется для быстрого изменения направления движения, является форсированный вираж. Он может быть эффективен при атаке наземных целей и в воздушном бою, при атаке на встречных курсах. На соосных вертолётах обеспечивается большая интенсивность выполнения форсированных виражей. Это объясняется отсутствием ограничений по угловой скорости вращения и возможностью выполнения форсированного виража с глубоким (до 60°) скольжением.

Соосные вертолёты имеют преимущества и при выполнении всех пространственных маневров, особенно при выполнении маневров типа поворота на «горке», когда необходимо развивать большие угловые скорости и использовать глубокие скольжения.

Кроме вышеперечисленных маневров, на соосных вертолётах успешно выполняются такие фигуры высшего пилотажа, как: косая петля, кувырок, восходящая бочка и другие.

Авторотация

Анализ статистических материалов, полученных на основе летных испытаний, показывает, что при одинаковой нагрузке на квадратный метр ометаемой несущим

винтом площади минимальные вертикальные скорости снижения на режиме авторотации у соосных вертолётов несколько меньше, чем у одновинтовых вертолётов. Это объясняется наличием на соосной несущей системе бипланного эффекта, уменьшающего индуктивные потери мощности.

Сравнение показывает, что минимальная вертикальная скорость боевого соосного вертолёта, имеющего нагрузку на ометаемую площадь 57 кгс/м^2 , на 8-10 % больше, чем вертикальная скорость одновинтового вертолёта с нагрузкой 43 кгс/м^2 . Однако на посадочных характеристиках вертолётов эта разница не сказывается по следующим причинам:

- благодаря аэродинамической симметрии соосного вертолёта, отсутствию в каналах управления перекрестных связей типа «общий шаг - педали» не происходит существенной разбалансировки машины в пространстве при переходе от моторного полета на режим авторотации;
- посадочные скорости соосных вертолётов на режиме авторотации примерно на 15 км/ч меньше, чем одновинтовых. Это объясняется более низким (на 20-30 м) энергичным выравниванием машин с большими (до 10°) углами тангажа, что обеспечивается более высокой мощностью продольного управления и меньшими габаритами планера. Меньшие посадочные скорости увеличивают безопасность посадки, особенно на пересеченной местности.

Путевая управляемость соосных вертолётов на режиме авторотации обеспечивается за счет развитого вертикального хвостового оперения и разности крутящих моментов на винтах.

Полет в режиме "вихревого кольца"

На фирме КАМОВ, в ЛИИ, ГНИКИ ВВС, ЦАГИ был проведен большой объем модельных и летных исследований соосных вертолётов и винтов на режиме «вихревого кольца». Из полученных данных следует:

- верхние границы зон «вихревого кольца» для соосных и одиночного винтов практически совпадают. При этом правая и нижняя границы зоны, где признаки этого режима достаточно слабы, для соосных винтов несколько шире;
- верхняя граница зоны «вихревого кольца» существенно зависит от нагрузки на квадратный метр ометаемой площади несущего винта. При этом с увеличением нагрузки растет допустимое в летной эксплуатации значение вертикальной скорости снижения винтокрылой машины. На соосных вертолётках с нагрузкой более $40\text{-}50 \text{ кг/м}^2$ допустимая вертикальная скорость снижения на малых скоростях планирования такая же, как у одновинтовых вертолётов (не менее 5 м/с);
- попадание соосного вертолёта в режим «вихревого кольца» и вывод машины из него являются безопасными, как и у одновинтового вертолёта. Для вывода винтокрылой машины любой схемы из режима «вихревого кольца» необходимо иметь определенный запас высоты.

Безопасность полетов

В вопросах обеспечения безопасности полета решающее значение имеет человеческий фактор. Соосные вертолёты безопаснее одновинтовых, так как они более просты в управлении, имеют лучшие характеристики управляемости и маневренности, высокое аэродинамическое качество.

Соосный вертолёт с меньшими, по сравнению с одновинтовым вертолётom того же класса, габаритами более безопасен при маневрировании вблизи препятствий и на малых высотах. Ввиду того, что габариты соосной машины определяются диаметрами несущих винтов, в процессе полета вблизи препятствий повреждение хвостового оперения соосного вертолёта маловероятно. Однако даже повреждение или потеря хвостового оперения, например, при грубой посадке, не оказывает существенного влияния на безопасное завершение полета, так как путевая управляемость обеспечивается соосными винтами.

При сравнении безопасности полета соосных и одновинтовых вертолётов часто обращают внимание на опасность соударения лопастей на вертолётax соосной схемы. Необходимо отметить, что проблема сближения лопастей с элементами конструкции одинаково актуальна как для соосных, так и для одновинтовых вертолётов и решается известными методами.

Несущие винты соосных вертолётов конструируются с учетом обеспечения требуемой безопасности полета. Кроме того, в процессе проектирования вертолётa предусматриваются конструктивные запасы между лопастями нижнего винта и элементами конструкции вертолётa. На основе измерений и обобщения результатов испытаний соосных вертолётов на всех эксплуатационных режимах, в том числе и при выполнении фигур высшего пилотажа, выработаны конструктивные меры по предотвращению опасного сближения лопастей верхнего и нижнего винтов, а также лопастей нижнего винта с элементами конструкции планера.



6

ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ КАБИНЫ

6. ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ КАБИНЫ

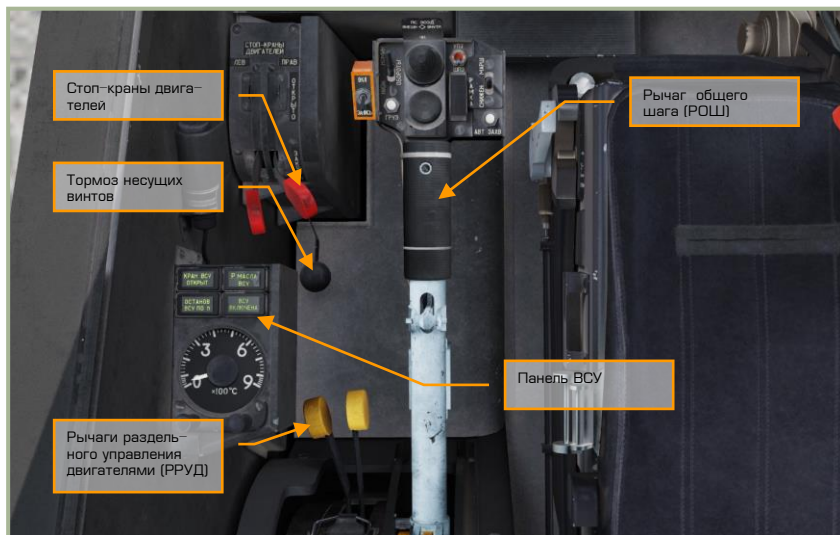
Схемы приборных досок и пультов управления в кабине летчика



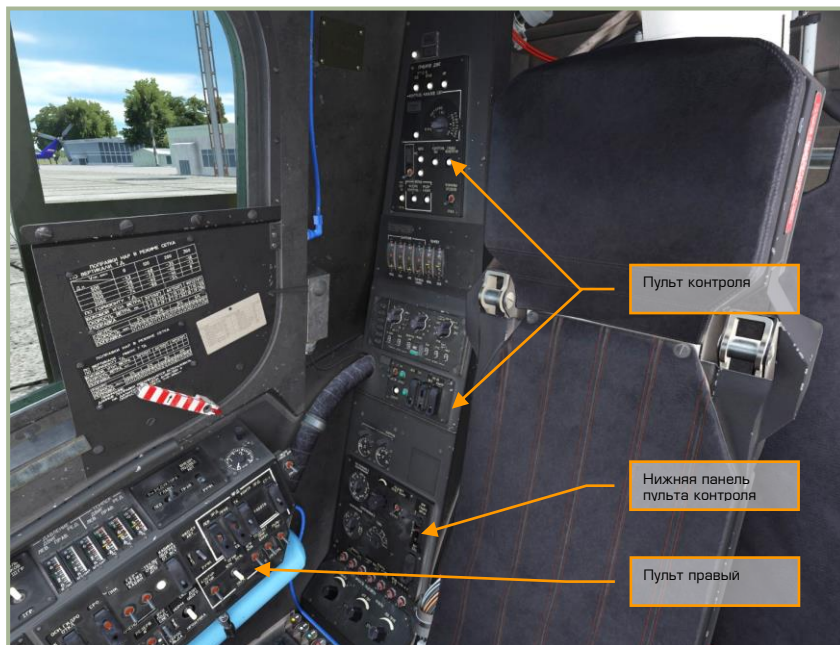
6-1: Схема расположения приборных досок, панелей и пультов управления

В кабине размещены приборные доски, панели и панели для установки приборов, индицирующих информацию о параметрах полета, работе оборудования вертолёта и его двигателей, а также органов управления и сигнализации систем вертолёта.

Основные пилотажные приборы размещены на приборных досках, которые имеют противобликовые козырьки.

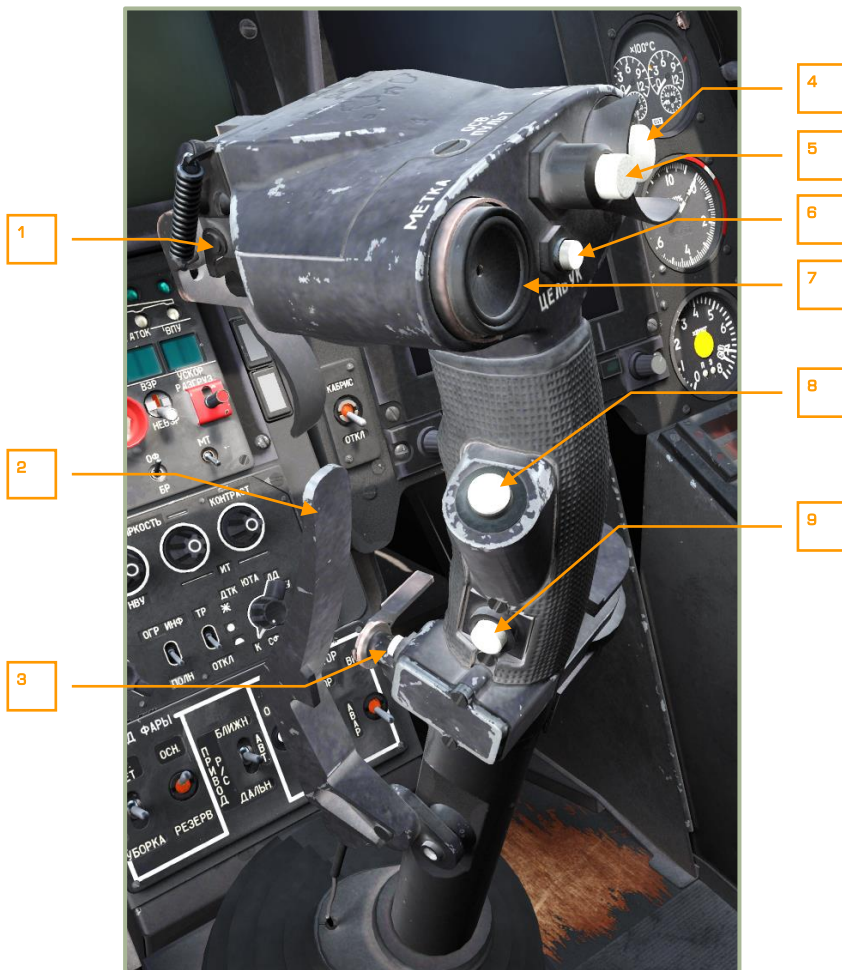


6-2: Схема расположения ручек и рычагов управления двигателями и тормоз несущих винтов



6-3: Схема расположения панелей и пультов управления

Ручка продольно-поперечного управления



6-4: Ручка продольно-поперечного управления (ППУ)

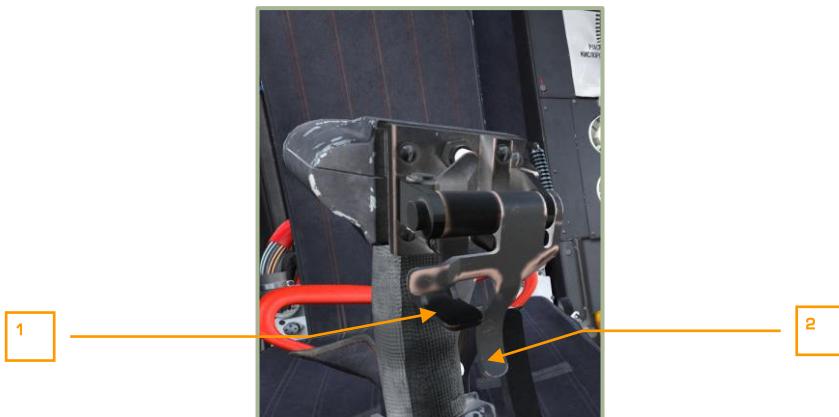
1. Блок гашеток ОГОНЬ РС – ВПУ.
2. Рычаг колесного тормоза [W]. Парковочный тормоз - [LShift + W].
3. Кнопка ВИСЕНИЕ – включение режима автопилота ВИСЕНИЕ [LAlt + T].
4. Кнопка РАДИО – включение радиостанции на передачу (не реализовано).
5. Кнопка ОСВ ПУЛЬТ – освещение пультов и приборов кабины [LShift + K].

6. Кнопка ЦЕЛЬ УКАЗ – целеуказание для К-041 [O].
7. Кнопка МЕТКА – перемещение метки линии визирования И-251 [;], [;], [;], [;].
8. Кнопка ТРИММЕР – снятие усилий с ручки триммерным механизмом. При отпускании кнопки автопилот запоминает и удерживает текущее угловое положение вертолёта [T].
9. Кнопка ОТКЛ АП – аварийное отключение каналов автопилота [LAlt + A].

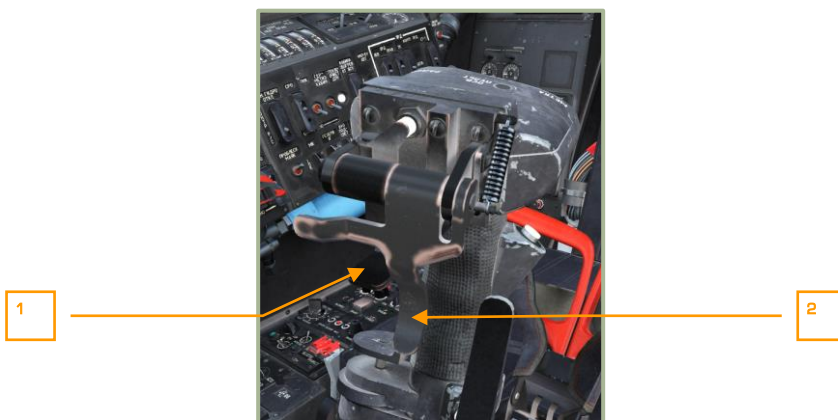
Блок гашеток РС - ВПУ

Блок гашеток располагается на обратной от летчика стороне ручки ППУ и предназначен для подачи сигналов стрельбы на соответствующие системы оружия.

По умолчанию гашетка встроенной пушечной установки (ВПУ) заблокирована большой гашеткой РС. Гашетка РС предназначена для подачи сигналов об открытии огня выбранным типом подвесного оружия (ПТУР, НАР, бомбовое вооружение, подвесные пушечные контейнеры).



6-5: Гашетки РС и ВПУ в положении ОГОНЬ РС (по умолчанию)



6-6: Гашетки РС и ВПУ в положении ОГОНЬ РС (по умолчанию)

1. ВПУ – стрельба из встроенной пушечной установки [Space]. Гашетка заблокирована.
2. РС – стрельба из подвешеного оружия [RAlt + Space]. Гашетка в рабочем положении.

Для стрельбы из ВПУ необходимо откинуть вверх большую гашетку РС [C], в результате чего в СУВ подается сигнал о применении ВПУ и разблокируется малая гашетка ВПУ.



6-7: Гашетки РС и ВПУ в положении ОГОНЬ ВПУ (гашетка РС откинута вверх)

1. ВПУ – стрельба из встроенной пушечной установки [Space]. Гашетка разблокирована.
2. РС – стрельба из подвешеного оружия [RAlt + Space]. Гашетка откинута вверх.

Рычаг общего шага



6-8: Рычаг общего шага (РОШ)

1. Переключатель управления перенастройкой оборотов свободной турбины (обороты винта). Низкие обороты [RAIt + Num-]. Номинальные обороты [RAIt + Num+].
2. Кнопка ГРУЗ (не используется).
3. Кнопка ФАРА. Управление поисково-посадочными фарами [RCtrl + ;], [RCtrl + .], [RCtrl + /], [RCtrl + /].
4. Переключатель РАМКА – переключатель размера рамки цели для И-251В Шквал [I], [I].
5. Кнопка выбора подвесок:
 - ВНЕШН – внешние подвески [Y].
 - ВНУТР – внутренние подвески [I].
 - 4П – все подвески [U].
 - ПС ВОЗД – подвески ракет воздух-воздух [LCtrl + U].

6. Переключатель УПЗ-ШПЗ. Узкое поле зрения – широкое поле зрения И-251В Шквал [-], [=].
7. Переключатель СНИЖЕН – МАРШ. Переключатель режимов автопилота СНИЖЕНИЕ – МАРШРУТ [D], [R].
8. Кнопка АВТ ЗАХВ. Захват цели автоматом И-251В Шквал [Enter].
9. Гашетка стопора рычага общего шага [F]. Гашетка выполняет две функции:
 - Отжимает тормоз РОШ. Тормоз нужен для предотвращения сдвига рычага под действием вибрации или случайного сдвига.
 - При отпускании гашетки подается сигнал в ПрПНК для фиксации нового значения высоты при полете в режиме стабилизации высоты.

Рычаги раздельного управления двигателями

Рычаги раздельного управления двигателями (РРУД) расположены на пульте управления двигателями под левой рукой летчика. Рычаги имеют общую ось вращения и перемещаются в вертикальной плоскости.

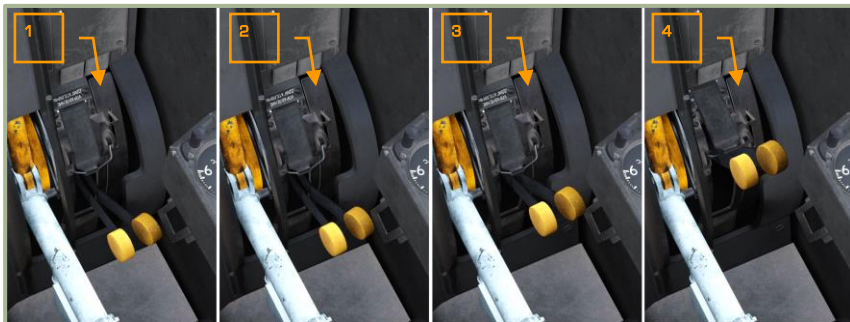
Рычаги за счет своих пружинящих свойств могут быть зафиксированы в положениях МАЛ ГАЗ, ОТКАЗ РО, АВТОМАТ, МАКСИМАЛ. Для фиксации их в положениях АВТОМАТ и ОТКАЗ РО на рычагах имеются фиксирующие сухари, а на корпусе пластины с пазами под сухари. Кроме того, на пластинах в районе пазов ОТКАЗ РО нанесена красная полоса облегчающая установку соответствующего рычага в положение ОТКАЗ РО при отказе регулятора оборотов двигателя.

Для фиксации рычагов в положения МАЛ ГАЗ и МАКСИМАЛ на сухарях и кромках пластин имеются треугольные шлицы.

Для удобства установки рычагов в положение АВТОМАТ на пульте имеется откидной упор, фиксирующийся пружиной.

На пластинах нанесены следующие надписи, соответствующие положениям рычагов:

- На левой пластине белой краской МАЛ ГАЗ и АВТОМАТ.
- На правой пластине красной краской – ОТКАЗ РО (напротив красной полосы).
- На верхней накладке нанесена надпись УРАВЛЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯМИ, надпись развернута на 180 градусов (вниз головой) для удобства чтения летчика.



Четыре фиксированных положения РРУД:

1. Малый газ.
2. Отказ РО.
3. Автомат.
4. Максимальный.

В игре перемещение рычагов РРУД выполняется двумя возможными способами:

1. Кнопками [Page Up], [Page Down] для обоих двигателей сразу.
Правый двигатель [RShift + Page Up], [RShift + Page Down].
Левый двигатель [RAlt + Page Up], [RAlt + Page Down].
Каждое нажатие кнопок перемещает рычаги на одну позицию вверх или вниз соответственно.
2. Аналоговыми осями назначаемыми в опциях УПРАВЛЕНИЕ.

В режиме МАЛЫЙ ГАЗ выполняются все стартовые процедуры и большинство контрольно-проверочных операций.

Режим ОТКАЗ РО необходим в случае отказа регулятора оборотов двигателей, при их повреждении или выходе из строя, во избежание перераскрутки двигателей.

Режим АВТОМАТ основной полетный режим при штатной работе силовой установки. Все полеты должны выполняться в этом режиме, кроме отдельных случаев нештатных ситуаций.

Режим МАКСИМАЛ предназначен для выведения на максимальный режим работы одного двигателя в случае отказа второго.

Левая и правая приборные доски

Приборная доска левая



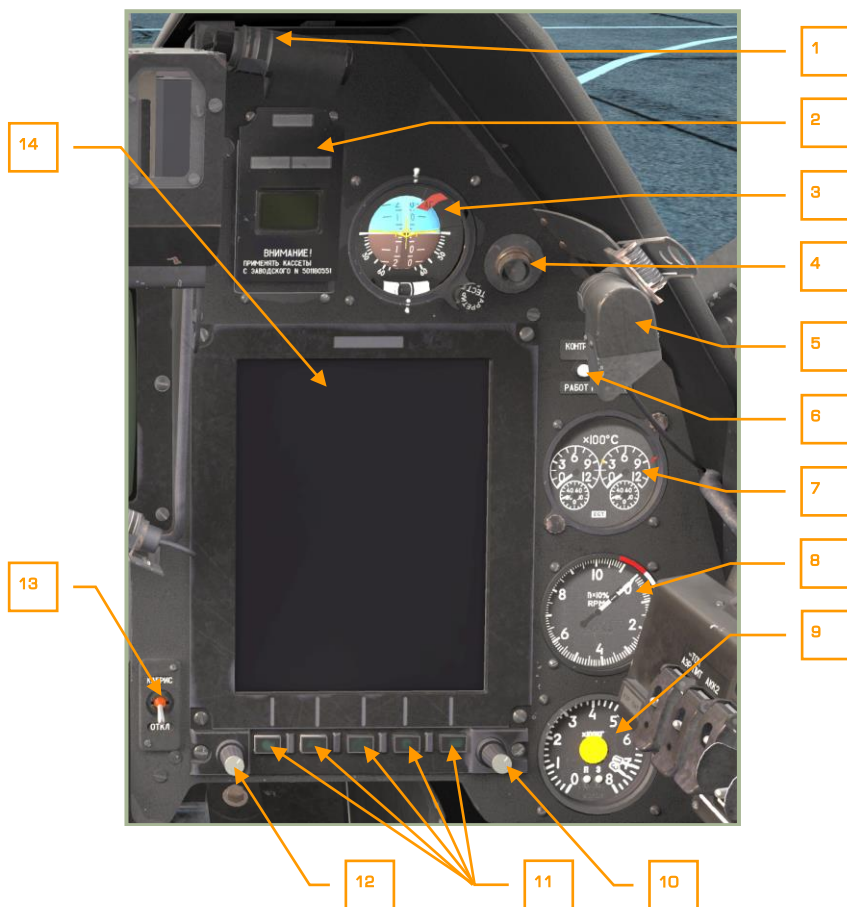
6-9: Приборная доска левая

1. Центральный сигнальный огонь [M].
2. Табло светосигнальное.

3. Вариометр ВАР-30ПВ.
4. Индикатор командный пилотажный ИКП-81.
5. Высотомер механический ВМ-15ПВ.
6. Прибор навигационный плановый ПНП-72-16.
7. Переключатель автоматического или ручного введения ЗК и ЗПУ.
8. Переключатель режима работы лазера. Лазерный дальномер – лазерный целеуказатель.
9. Сброс подсвета лазерного целеуказателя.
10. Индикатор шага винта ИШ1-15.
11. Авиационные часы АЧС-1.
12. Щиток управления шасси.
13. Индикатор частоты вращения винта.
14. Указатель радиовысотомера.
15. Указатель скорости УСВИ-400.
16. Табло-кнопка сигнализации выхода за допустимые пределы частоты вращения винта (зебра) [B].
17. Переключатель режима работы бортового комплекса обороны.
18. Кнопка контроля светосигнальных табло [LShift + L].
19. Акселерометр дистанционный АДП-1.

ПРИМЕЧАНИЕ. На рисунке положение подвижных шкал, индексов и стрелок на приборах не привязано к конкретной летной ситуации.

Приборная доска правая



6-10: Приборная доска правая

1. Светильник ночной подсветки.
2. Табло системы «Экран».
3. Авиагоризонт АГР-81.
4. Сопловой насадок системы кондиционирования кабины.
5. Светильник ночной подсветки.

6. Кнопки встроенного контроля указателя температуры газов двигателей.
При работающих двигателях используется РАБОТ [LCtrl + P].
При неработающих двигателях используется НЕ РАБОТ [LAlt + P].
7. Указатель температуры выходящих газов двигателей.
8. Сдвоенный указатель частоты вращения двигателей.
9. Индикатор топливомера.
10. Манипулятор курсора системы АБРИС.
11. Кнопки управления системы АБРИС.
12. Ручка регулировки яркости дисплея АБРИС.
13. Выключатель системы АБРИС.
14. Дисплей системы АБРИС.

Индикатор командный пилотажный ИКП-В1

Индикатор командный пилотажный (ИКП) предназначен для индикации пространственного положения вертолѐта и его отклонения от заданной траектории полета в горизонтальной и вертикальной плоскостях.

Индцирует:

- Угловое положение вертолѐта относительно горизонтальной плоскости (по крену и тангажу).
- Команды директорного управления (по крену и тангажу).
- Отклонение скорости вертолѐта от заданной.
- Отклонение высоты полета от заданной.
- Боковое отклонение вертолѐта от линии заданного пути или точки висения.
- Скольжение вертолѐта.
- Неисправности директорного управления, датчика авиагоризонта.


6-11: Индикатор командный пилотажный ИКП-81

1. Планка отклонения от линии заданного пути.
2. Бленкер отказа директорных планок по крену и тангажу.
3. Планка отклонения от заданной скорости.
4. Символ силуэта самолета.
5. Бленкер отказа авиагоризонта.
6. Кнопка ТЕСТ. Первое нажатие открывает крышку [LCtrl + LShift + LAlt + A], второе нажатие включает тестовый режим [LAlt + LShift + A].
7. Шкала углов тангажа.
8. Планка команды по тангажу.
9. Планка команды по крену.
10. Стрелка отклонения от заданного значения высоты.
11. Кремельера установки нулевого тангажа. Для установки тангажа кремальере необходимо вращать влево [LAlt + LShift + ,] или вправо [LAlt + LShift + .].
12. Указатель скольжения («шарик»).

Прибор навигационный плановый ПНП-72-16

Прибор навигационный плановый (ПНП) предназначен для индикации курса вертолёта, навигационных параметров, контроля положения вертолёта в горизонтальной плоскости при полете по маршруту и заходе на посадку относительно линии заданного пути и навигационных точек: поворотных пунктов маршрута (ППМ), оперативных точек (ОТ), аэродромов (АЭР).

Прибор индицирует следующие параметры:

- Текущий курс (ТК) вертолёта. Шкала имеет отметки через 5°.
- Заданный курс (ЗК), задаваемый индексом ЗК автоматически от ПНК или вручную.
- Заданный путевой угол (ЗПУ), задаваемый стрелкой ЗПУ автоматически от ПНК или вручную. Кроме того, ЗПУ на текущую навигационную точку индицируется на счетчике ЗПУ.
- Дальность до ППМ из ПНК. Индицируется на счетчике дальности.
- Курсовой угол радиостанции (КУР) от АРК-22, индицируемый стрелкой по шкале КУР.
- Боковое отклонение от линии заданного пути (ЛЗП) или точки висения.
- Продольное отклонение от точки висения.

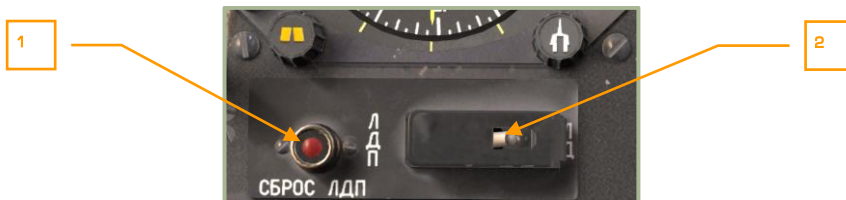


6-12: Прибор навигационный плановый ПНП-72-16

1. Флаг отказа инерциальной курсо-вертикали (ИКВ). Бленкер КС.
2. Счетчик дальности до ППМ.
3. Индекс заданного курса (ЗК).
4. Стрелка курсового угла радиостанции (КУР).
5. Флажок отказа ЦВМ-Н. Бленкер К.
6. Планка отклонения от точки висения в продольном направлении.
7. Кнопка ТЕСТ [LCtrl + LAlt + H].

8. Кремальера ЗК. Для задания курса необходимо вращать кремальеру влево [LCtrl + LShift + ,] или вправо [LCtrl + LShift + .].
9. Индекс отсчета текущего курса.
10. Счетчик ЗПУ. Цифровое значение заданного путевого угла в градусах.
11. Стрелка заданного путевого угла (ЗПУ).
12. Планка отклонения от точки висения в поперечном направлении.
13. Переключатель ЗПУ-ЗК РУЧН – АВТ [LCtrl + H]. Задаёт режим работы стрелки ЗПУ и индекса ЗК на ПНП. В автоматическом режиме ЗПУ и ЗК работают от навигационных данных ПНК. В ручном режиме летчик имеет возможность выставить ЗПУ и ЗК вручную с помощью соответствующих кремальер на ПНП.
14. Флажок отказа ЦВМ-Н. Бленкер Г.
15. Шкала текущего курса.
16. Неподвижная (внешняя) шкала КУР.
17. Кремальера ЗПУ. Для задания путевого угла необходимо вращать кремальеру влево [LCtrl + LAlt + ,] или вправо [LCtrl + LAlt + .].

Панель режимов работы лазерного дальномера - целеуказателя



6-13: Панель режимов работы лазерного дальномера - целеуказателя

1. Кнопка СБРОС ЛДП – сброс лазерного подсвета цели [LAlt + LShift + O].
2. Переключатель ЛД-ЛДП [LShift + O]. Выбор режима работы лазера: лазерный дальнометр (ЛД) – лазерный подсвет (ЛДП). В нормальном режиме – ЛД. ЛДП используется при лазерном подсвете цели для авиационных тактических ракет типа X-25МЛ, X-29Л или управляемых авиабомб с лазерными головками самонаведения. Подсвет осуществляется в координации с носителем соответствующих АСП в течение 20 секунд по нажатию кнопки АВТ ЗАХВ. Положение переключателя не влияет на работу автоматической системы наведения ПТУР Вихрь.

Индикатор шага винта ИШ 1-15

Индикатор шага винта предназначен для контроля общего шага несущих винтов. При отклонении рычага общего шага (РОШ) вверх до упора стрелка указателя отклоняется полностью вправо до деления 15°.



6-14: Индикатор шага винта ИШ1-15

Высотомер механический ВМ-15ПВ

Высотомер предназначен для измерения высоты полета вертолётa. Высотомер имеет две стрелки: большую, один оборот которой соответствует 10 000 м, и малую, один оборот которой соответствует 1 000 м. Оцифровка шкалы прибора – через 1 000 м, цена одного деления – 100 м (по большой стрелке).

Высотомер имеет кремальеру для изменения начала отсчета высоты – установки высоты аэродрома (QFE); механически связанная с ней шкала (в нижней части прибора) проградуирована в мм. ртутного столба. При установке кремальерой стрелок высотомера на ноль на шкале прибора должно индцироваться атмосферное давление аэродрома вылета.

На высотомере также имеется индекс заданной высоты (маленький желтый треугольный индекс на краю шкалы), облегчающий выдерживание в полете заданной высоты.



6-15: Высотомер механический VM-15PB

1. Большая стрелка (тысячи метров).
2. Шкала установки высоты аэродрома в мм ртутного столба. Красная риска – нормальное давление 760 мм.
3. Кремальера установки высоты аэродрома (QFE). Для задания высоты необходимо вращать кремальеру влево [RShift + -] или вправо [RShift + =].
4. Индекс заданной высоты (устанавливается вручную).
5. Малая стрелка (метры).

Вариометр ВАР-30ПВ

Вариометр ВАР-30ПВ предназначен для измерения вертикальной скорости подъема (снижения) вертолёта и ее индикации, а также для контроля выполнения горизонтального полета.



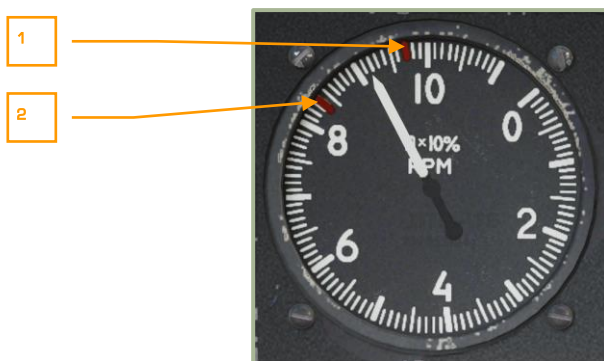
6-16: Вариометр ВАР-30ПВ

Указывает измеренную вертикальную скорость. Единицы измерения: м/с. Пределы измерения: ± 30 м/с.

Индикатор частоты вращения винтов

Индикатор частоты вращения несущих винтов индицирует частоту вращения несущих винтов в процентах, измеренную тахометром несущих винтов.

Для сигнализации летчику о падении частоты вращения несущих винтов ниже допустимого предела 85 % или превышении 98 % на левой приборной доске высвечивается в проблесковом режиме табло-кнопка «НВ» (зебра), а в телефоны летчика выдается звуковой сигнал.



6-17: Индикатор частоты вращения винтов

1. Максимально допустимое значение частоты вращения несущих винтов в полете – 98 %.
2. Минимально допустимое значение частоты вращения несущих винтов в полете – 83 %.

Указатель скорости

Указатель скорости предназначен для измерения и индикации приборной скорости полёта вертолёта. Пределы измерения — от 20 до 350 км/ч. Для значений приборной скорости от 20 до 50 км/ч используется шкала с увеличенными промежутками между делениями. Шаг делений по всему диапазону 10 км/ч. Указатель скорости однако не способен показывать приборную скорость для значений ниже 50-70 км/ч или при движении хвостом вперёд.


6-18: Указатель скорости

Акселерометр дистанционный

Акселерометр предназначен для индикации замеренного значения нормальной перегрузки вертолёта (белая стрелка), а также для фиксации значений максимальной и минимальной достигнутых перегрузок в полете (красные стрелки).

Отсчет показаний значения перегрузки производится от цифры 1 (сила тяжести на земле). Максимальное индицируемое значение положительной перегрузки – 4 g. Максимальное индицируемое значение отрицательной перегрузки – минус 2 g.

Для сброса зафиксированных значений перегрузок используется кнопка, находящаяся справа - внизу шкалы прибора.


6-19: Указатель акселерометра

1. Достигнутая минимальная перегрузка.
2. Текущая нормальная перегрузка.
3. Достигнутая максимальная перегрузка.
4. Кнопка сброса зафиксированных значений перегрузок [[LShift + -](#)].

Указатель радиовысотомера

Радиовысотомер (РВ) предназначен для измерения и индикации истинной (геометрической) высоты полета в диапазоне от 0 до 300 м и представляет собой радиолокационную станцию непрерывного излучения с частотной модуляцией излучаемого сигнала.



6-20: Указатель радиовысотомера

1. Индекс установки опасной высоты желтого цвета.
2. Кнопка ТЕСТ для проверки РВ [LAlt + LShift + R]. На исправном радиовысотомере, при нажатии кнопки ТЕСТ стрелка указывает значение высоты 15 метров.
3. Бленкер. Выпадает при нерабочем состоянии указателя.
4. Совмещенная ручка-сигнальная лампа ОПАСНАЯ ВЫСОТА для установки и индикации опасной высоты. Желтая сигнальная лампа в виде треугольника загорается при достижении значения опасной высоты при снижении. Для установки значения используется вращение влево [LShift + ,] или вправо [LShift + .].

Указатель имеет стрелку и шкалу от 0 до 300 м, с разбивкой в диапазонах:

- От 0 до 20 м – через 1 м.
- От 20 до 50 м – через 2 м.
- От 50 до 200 м – через 10 м.
- От 200 до 300 м – через 50 м.

При полете на истинной высоте более 300 м стрелка указателя уходит в сектор выше 300 м с выпадением бленкера, сигнализирующего нерабочее состояние указателя.

Включение РВ происходит при включении ПрПНК (К-041), при этом примерно через 10 секунд стрелка указателя переместится из нуля в максимальное значение и обратно, исчезнет бленкер. Во время перемещения стрелки с максимального значения

высоты до нуля, при прохождении индекса опасной высоты сработает сигнализация опасной высоты, загорится сигнальная лампа на ручке ОПАСНАЯ ВЫСОТА и раздается предупреждающий звуковой сигнал.

Авиационные часы АЧС-1

Часы АЧС-1 предназначены для показания текущего времени в часах, минутах и секундах; измерения времени полета в часах и минутах; измерения в минутах и секундах коротких промежутков времени до одного часа.



6-21: Авиационные часы АЧС-1

1. Циферблат времени полета для показания времени нахождения ЛА в полете.
2. Циферблат обычных часов для отсчета текущего времени суток.
3. Секундомер для замера и отсчета коротких промежутков времени.
4. Сигнальный индикатор.
5. Правая головка часов.
6. Левая головка часов.

Механизм суточных часов работает непрерывно. Механизм времени полета может включаться и выключаться с помощью нажатия левой головки [RAlt + RCtrl + RShift + C]. Механизм секундомера может включаться и выключаться с помощью нажатия правой головки [RAlt + RShift + C].

Для установки стрелок на точное время необходимо в момент прохождения секундной стрелкой цифры 12 повернуть правую головку по часовой стрелке [RCtrl + RShift + .], при этом стрелки часов остановятся. Затем вытянуть левую головку на себя до упора правой кнопкой мыши [RShift + M], и вращая ее, перевести стрелки на текущее время [LAlt + ,], [LAlt + .].

При подаче сигнала точного времени необходимо правую головку повернуть против часовой стрелки [RCtrl + RShift + ,].

Показания времени полета отсчитываются на верхней шкале циферблата часов. Работа механизма времени полета определяется тремя положениями сигнального индикатора, покрытого красным и белым покрытием. Пуск механизма времени полета осуществляется нажатием на левую головку [RAlt + RCtrl + RShift + C]; на индикаторе появится красный цвет, и стрелки часов начнут перемещаться. Остановка механизма времени полета производится вторым нажатием левой головки; на индикаторе появится сочетание красного и белого цветов. Возврат стрелок в нулевое положение осуществляется третьим нажатием левой головки.

Показания секундомера отсчитываются на нижней шкале циферблата часов, механизм которого управляется правой головкой. При первом нажатии на правую головку механизм секундомера приходит в действие, остановка механизма производится вторичным нажатием на ту же головку. Возврат стрелок в нулевое положение, когда они остановлены, осуществляется третьим нажатием на правую головку.

Заводят часы вращением левой головки против хода часовой стрелки до отказа. Полный завод пружины обеспечивает работу механизма в течение двух суток.

Система ЭКРАН

Обобщенная система встроенного контроля и предупреждения экипажа ЭКРАН-32-03.



6-22: Универсальное сигнальное табло (УСТ) системы ЭКРАН

1. Сигнальное табло.
2. Транспарант ОТКАЗ.
3. Транспарант ПАМЯТЬ.
4. Транспарант ОЧЕРЕДЬ.

Обобщенная система встроенного контроля и предупреждения экипажа ЭКРАН-32-03 (в дальнейшем ЭКРАН) входит в состав единой системы внутрикабинной сигнализации и предназначена для:

- Контроля работы всех систем и агрегатов вертолѐта и выдачи летчику информации об отказах в них или отклонений их параметров от нормы при выполнении полета с их документированием.
- Проверки оборудования встроенными средствами контроля, выдачи информации экипажу и документирования результатов контроля при наземной подготовке.

В состав ЭКРАНа входит универсальное сигнальное табло (УСТ), установленное на правой приборной доске.

Включение ЭКРАНа производится установкой выключателя ВМГ ГИДРО ЭКРАН [LCtrl + LShift + N] на нижней панели пульта контроля в нижнее положение, электроснабжение при аварийном режиме производится от аккумулятора.

ЭКРАН работает в двух режимах:

- ПК – полетный контроль.
- НК – наземный контроль (не реализован в симуляторе).

Режим ПК начинается с момента включения ЭКРАНа, заканчивается с обесточиванием вертолѐта и обеспечивает:

- Выдачу на УСТ текстовой информации об отказах и аварийных режимах работы агрегатов и систем или рекомендаций летчику (например ПРОВЕДИ КОРРЕКЦ КООРДИНАТ), при этом для привлечения внимания летчика единая система внутрикабинной сигнализации включает центральный сигнальный огонь (ЦСО) в проблесковом режиме, а также речевое сообщение.
- Запоминание поступающей информации для последующей выдачи ее в порядке очередности (приоритетности) на УСТ по вызову летчика или при распечатке.
- Документирование на специальную пленку поступающей на УСТ информации с отображением времени ее поступления, исчисляемого с момента включения ЭКРАНа.
- Автоматическую распечатку на пленку в виде цифровых кодов последних 64-х сигналов, возникших в полете с момента отрыва и до приземления вертолѐта.

Режим ПК по объему контролируемых параметров можно условно подразделить на 4 этапа:

1. От момента включения ЭКРАНа и до запуска двигателей.
2. После запуска двигателей и до взлета, а также после приземления и до обесточивания вертолѐта.
3. Полет.
4. Распечатка на пленку последних возникших в полете 64-х сигналов через 8 секунд после посадки вертолѐта.

Для включения голосового воспроизведения всех сигналов, которые в штатном режиме отображаются только на панели УСТ, необходимо включить выключатель

РЕЧЕВОЙ ИНФОРМАТОР на панели управления речевым информатором в нижней части центрального пульта.

Первый этап

На первом этапе от момента включения ЭКРАНа и установки одного из стоп-кранов двигателей в положение ОТКРЫТО и до установки любого из РУД в положение АВТОМАТ во избежание преждевременного появления сигналов в процессе запуска двигателей задействованы только цепи следующих параметров двигателей и редукторов:

- ДАВЛЕНИЕ МАСЛА ПРИВОДОВ;
- ДАВЛЕНИЕ МАСЛА ЛЕВ/ПРАВ РЕД;
- ВИБРАЦИЯ ПРЕДЕЛЬН ЛЕВ/ПРАВ ДВ;
- ТЕМПЕР МАСЛА РЕД ЛЕВ/ПРАВ;
- СТРУЖКА ЛЕВ/ПРАВ ДВ;
- ДАВЛЕНИЕ МАСЛА ЛЕВ/ПРАВ ДВ;
- ДАВЛЕНИЕ МАСЛА ГЛАВ РЕД;
- ТЕМПЕР МАСЛА ГЛАВ РЕД;
- СТРУЖКА ГЛАВ РЕД.

Второй этап

На втором этапе от момента установки любого из РУД в положение АВТОМАТ и до взлета (срабатывания концевого выключателя на шасси) задействуются все цепи контролируемых систем, агрегатов и режимов, кроме включаемых при взлете. После посадки (выполнения распечатки и появления на УСТ кадра ДОКУМЕНТ) второй этап работы ЭКРАН продолжается до обесточивания вертолётa.

Третий этап

Третий этап ПОЛЕТ начинается при отрыве вертолётa (срабатывании концевого выключателя шасси) регистрацией времени взлета, исчисляемого от момента включения ЭКРАНа и появления на УСТ кадра РЕЙС. На этапе ПОЛЕТ к ЭКРАНУ подключаются и документируются цепи всех контролируемых систем агрегатов и режимов, при этом на УСТ индицируется только часть информации; другая часть документируется в памяти системы ЭКРАН, а 11 аварийных сигналов, высвечиваемых на красных табло системы САС, без отображения на УСТ сопровождаются звуковыми сообщениями, повторяемыми дважды.

Сигналы, выдаваемые на УСТ со сменой кадра, сопровождаются речевыми сообщениями «СМОТРИ ЭКРАН», а при установке переключателя ВКЛ – АВАР на панели управления речевым информатором в положение АВАР – речевыми сообщениями, соответствующими поступившим сигналам.

Заканчивается этап через 8 секунд после посадки (обжати шасси).

Четвертый этап

Четвертый этап – автоматическая распечатка из памяти на пленку цифровым кодом последних 64-х сигналов, возникших на этапе ПОЛЕТ. Начинается этап через 8 секунд после посадки с появлением на УСТ кадра ДОКУМЕНТ. Распечатка длится около 20-и секунд, на этом четвертый этап заканчивается и продолжается второй этап до обесточивания вертолёта.

Документирование сигналов на пленку и в память производится на всех этапах работы, а распечатка сигналов из памяти возможна только для сигналов, возникших на этапе ПОЛЕТ.

Очередность

Сигналы на УСТ подаются с приоритетной очередностью. В случае поступления сразу нескольких сигналов высвечивается сигнал с наибольшим приоритетом и транспарант ОЧЕРЕДЬ.

Каждое новое появление в памяти очередного сигнала также сопровождается высвечиванием ЦСО в проблесковом режиме. Просмотр сигналов в очереди осуществляется последовательными нажатиями на центральный сигнальный огонь (ЦСО).

После первого нажатия на ЦСО исчезает его проблесковый режим свечения, после второго нажатия – сигнал, высветившийся на УСТ, уходит в память; при этом высвечивается транспарант ПАМЯТЬ, а на УСТ выводится следующий сигнал. После просмотра сигналов в памяти, транспарант ПАМЯТЬ отключается, а на УСТ остается последний сигнал.

Цифровые коды сигналов

Цифровые сигналы выводятся на распечатку последовательно в формате: код сигнала (трехзначное число) – время поступления сигнала (четырёхзначное число).

В примере ниже первый сигнал имеет код 132, время поступления 00 мин, 17 секунд с момента включения ЭКРАНА, второй сигнал имеет код 066, время поступления 03 минуты, 20 секунд.



6-23: Цифровые коды сигналов, поступающих на распечатку через 8 с после посадки

1. Цифровой код сигнала.
2. Время – десятки минут.
3. Время – единицы минут.



4. Время – десятки секунд.
5. Время – единицы секунд.

Служебные сообщения на УСТ в режиме ПК

САМОКОНТ	Начало встроенного контроля.
ЭКРАН ГОДЕН	Окончание встроенного контроля – ЭКРАН исправен.
ЭКРАН ОТКАЗ	Окончание встроенного контроля – обнаружен отказ.
РЕЙС	Начало этапа ПОЛЕТ.
ДОКУМЕНТ	Начало режима ДОКУМЕНТ.

Таблица сигналов на УСТ в режиме ПК

Номер в каталоге	Приоритет	Сообщение	Описание
1	1	ПРИНЯТЬ ЦУ	Информация о наличии новой цели от системы внешнего целеуказания.
2	2	ОСНОВНАЯ ГИДРО	Отказ основной гидросистемы.
3	3	ОБЩАЯ ГИДРО	Отказ общей гидросистемы.
4	4	ВЫПУСТИ ШАССИ	Стойки шасси не вышли (не встали на упоры). Полет происходит на предельно малой высоте со снижением и $V_{пр} < 30.0$ км/ч.
5	5	ДАВЛЕНИЕ МАСЛА ГЛАВ РЕД	Минимальное давление масла главного редуктора.
6	6	ТЕМП МАСЛА ГЛАВ РЕД	Перегрев масла главного редуктора.
7	7	СТРУЖКА ГЛАВ РЕД	Стружка в масле главного редуктора.
10	8	ВКЛЮЧИ ЗАП КОД ОТВЕТЧИК	Включи запасной код СРО.
11	9	СЕТЬ НА АККУМУЛ	Бортсеть на аккумуляторе.
30	24	РАБОТАЙ С ИТ	Отказ К-041, канал ИТ «Шквала» работает.
31	25	ВКЛЮЧИ РУ	Отказ ЦВМ-Б или УВВ при пуске ПТУР.

		РАБОТАЙ С КИ-ИТ	
34	28	ВКЛЮЧИ РЗН	Отказ ЦВМ-Н или УВВ. Включи резервирование навигационных задач.
14	12	ОТКАЗ СУО-РС	Отказ СУО РС.
247, 250	13	ОТКАЗ ППУ	Отказ привода НППУ. Отказ СУО НППУ.
16	14	ПЕРЕДНИЙ БАК 110	Мало топлива в переднем баке.
17	15	ЗАДНИЙ БАК 110	Мало топлива в заднем баке.
20	16	ОБЛЕДЕН ВКЛЮЧИ ПОС ВИНТ	Обледенение.
21	17	РАДИО ВЫСОТОМ	Отказ радиовысотомера.
22	18	КУРСО- ВЕРТИК	Отказ инерциального комплекса курсо-вертикали.
23	19	ОТКАЗ ЭЗУ-Ц	Отказ ЭЗУ ЦВМ-Ц.
24	20	ВКЛЮЧИ СЕТКУ РАБОТАЙ С НПУ	Отказ блока связи К-041 при подвижной пушке.
25	21	РАБОТАЙ С НПУ	Отказ канала управления подвижной пушкой К-041.
26	22	ОТКАЗ ТЕЛЕКОДА	Отказ телекода ВЦУ.
40	31	ВКЛЮЧИ ПРЕОБРАЗ	Включи преобразователь вручную.
44	35	ОТКАЗ ЛР-РЭП	Отказ всех каналов системы предупреждения об облучении.
45	36	ДАВЛЕНИЕ МАСЛА ЛЕВ РЕД	Минимальное давление масла левого редуктора.
46	37	ТЕМПЕР МАСЛА ЛЕВ РЕД	Перегрев масла левого редуктора.



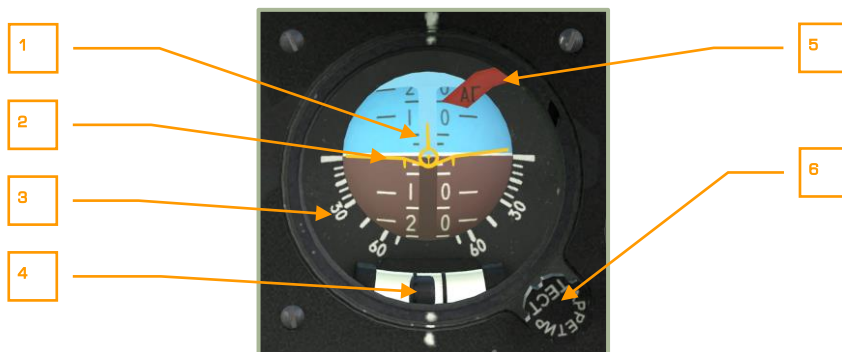
47	38	СТРУЖКА ЛЕВ РЕД	Стружка в левом редукторе.
50	39	ДАВЛЕНИЕ МАСЛА ПРАВ РЕД	Минимальное давление масла правого редуктора.
51	40	ТЕМПЕР МАСЛА ПРАВ РЕД	Перегрев масла правого редуктора.
52	41	СТРУЖКА ПРАВ РЕД	Стружка в правом редукторе.
53	42	ДАВЛЕНИЕ МАСЛА ПРИВОДОВ	Минимальное давление масла коробки приводов.
54	43	ВКЛЮЧИ БЛОКИР СУО	Потребители СУО отключены.
55	44	РЕЗЕРВ АВИА ГОРИЗОНТ	Отказ резервного авиагоризонта.
56	44	ОТКАЗ ОБОГРЕВА ПВД ЛЕВ	Отказ обогрева ПВД левого.
57	44	ОТКАЗ ОБОГРЕВА ПВД ПРАВ	Отказ обогрева ПВД правого.
60	45	ИК-ВСП	Отказ комплекса высотно-скоростных параметров.
61	46	ДИСС	Отказ ДИСС.
41	32	НЕСХОД ИЗДЕЛИЯ	Несход боеприпаса.
42	33	ОТКЛЮЧИ СОЭП-РЭП	Выключить Л-140.
62	47	КАНАЛ КУРСА	Отказ канала курса.
63	48	НЕТ СЧИСЛЕН КООРД	Отсутствие счисления координат.
64	49	СБОЙ РАСЧЕТА МАРШРУТА	Сбой расчета параметров полета по маршруту.

65	50	ЭЗУ-Н	Отказ ЭЗУ-Н.
66	51	ПРОВЕДИ КОРРЕКЦ КООРД	Вход в зону ориентира коррекции координат (R~18 км от ОР).
67	52	ЛЕВ ГЕНЕР	Отказ левого генератора.
70	53	ПРАВ ГЕНЕР	Отказ правого генератора.
71	54	ЛЕВ ВЫПРЯМИТ	Отказ левого выпрямителя.
72	55	ПРАВ ВЫПРЯМИТ	Отказ правого выпрямителя.
73	56	ЭЛЕКТРОН РЕГУЛЯТ ЛЕВ ДВ	Отказ электронного регулятора левого двигателя.
74	57	ЭЛЕКТРОН РЕГУЛЯТ ПРАВ ДВ	Отказ электронного регулятора правого двигателя.
43	34	ОТКАЗ ЛТЦ-РЭП	Отказ УВ-26.
35	29	РАЗГЕРМ КАБИНЫ	Разгерметизация кабины.
76	59	НЕТ НАДДУВА ГИДРО	Нет давления наддува гидросистемы.
36	29	ОТКАЗ СКВ	Отказ кондиционирования и вентиляции кабины.
37	30	ОТКАЗ ПОС ВИНТОВ	Отказ ПОС винтов.
77	60	ПРЕДЕЛ ВИБРАЦИЯ ЛЕВ ДВ	Предельная вибрация левого двигателя.
100	61	ПРЕДЕЛ ВИБРАЦИЯ ПРАВ ДВ	Предельная вибрация правого двигателя.
142	62	ОТКАЗ РЕГИСТР	Отказ регистратора.
102	63	ЭЗУ-Б	Включи резервирование боевых задач.

103	64	СТРУЖКА ЛЕВ ДВ	Стружка в масле левого двигателя.
104	65	СТРУЖКА ПРАВ ДВ	Стружка в масле правого двигателя.
105	66	ДАВЛЕНИЕ МАСЛА ЛЕВ ДВ	Минимальное давление масла левого двигателя.
106	67	ДАВЛЕНИЕ МАСЛА ПРАВ ДВ	Минимальное давление масла правого двигателя.
107	68	НЕТ СТОПОРА ППУ	Отказ стопора подвижной пушечной установки.

Авиагоризонт АГР-81

Авиагоризонт предназначен для индикации пространственного положения вертолёта по крену и тангажу, бокового скольжения и выдачи сигналов крена и тангажа в регистрирующую аппаратуру. Установлен на вертолёт в качестве резервного.



6-24: Авиагоризонт АГР-81

1. Шкала тангажа.
2. Подвижный силуэт самолета.
3. Шкала крена.
4. Индикатор скольжения (шарик).
5. Бленкер АГ.
6. Ручка арретира/тест контроля.

Крен индицируется вращением подвижного силуэта самолета относительно неподвижной шкалы крена. При повороте силуэта по часовой стрелке индицируется правый крен, а при повороте силуэта против часовой стрелки индицируется левый крен. Отсчет углов крена производится по шкале, которая имеет отметки через 5° в диапазоне углов 0...30°, далее через каждые 15°. Отметки 30° и 60° оцифрованы.

Тангаж индицируется подвижной шкалой тангажа относительно центра силуэта самолета. При перемещении шкалы вниз от нулевого положения индицируется кабрирование, вверх - пикирование. Шкала имеет отметки 5-10-15-20 и далее через каждые 5°. Отметки 10-20-30-40-50-60-70 оцифрованы.

Скольжение индицируется шариком, перемещающимся в трубке. Смещение шарика влево от центра (обозначенного рисками) индицирует правое скольжение и наоборот.

После включения питания выключателем РЕЗЕРВ АГ, следует разарретировать авиагоризонт по истечении 60 секунд. Время приведения оси в вертикальное положение – до 30 секунд.

Функции ручки арретира/тест контроля:

- Для проведения теста нажать ручку арретира/тест контроля.
- Арретирование. Вытянуть ручку арретира/тест контроля на себя. При необходимости, зафиксировать в вытянутом положении поворотом ручки по часовой стрелке.
- Установка шкалы тангажа. Поворот ручки арретира/тест контроля.

Курсовая/глиссадная планки не задействованы и уходят из поля зрения прибора после включения питания.

Бленкер АГ выпадает при отказе прибора, проведении тест-контроля и в случае, если авиагоризонт заарретирован.

Увод авиагоризонта обусловлен следующими составляющими:

- Собственным постоянным и случайным дрейфом.
- Суточным вращением Земли.
- Перемещением вертолётa относительно Земли.
- Дрейфами, возникающими из-за небаланса массы (зависят от ускорений объекта).

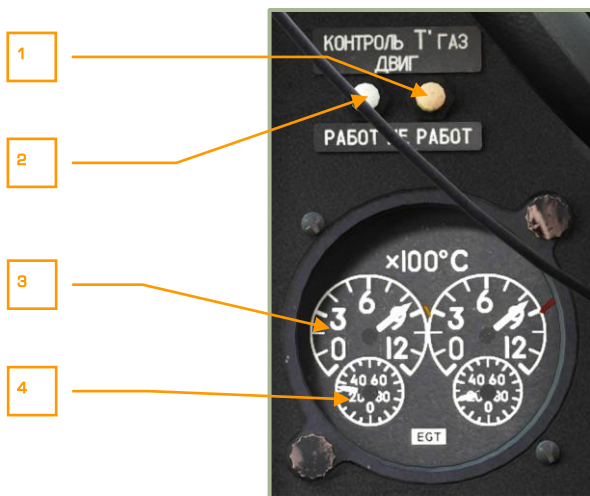
Радиальная коррекция выставляет ось гироскопа по кажущейся вертикали. Кажущаяся вертикаль – векторная сумма гравитационного ускорения и собственных ускорений объекта.

Радиальная коррекция отключается при действии на объект ускорений, эквивалентных отклонению вектора кажущейся вертикали от оси гироскопа на угол 8 или более градусов.

Увод гироскопа – от 0 до 5 градусов в минуту.

Указатель температуры выходящих газов двигателей

Указатель температуры выходящих газов двигателей предназначен для индикации температуры газов двигателей перед турбинами.



6-25: Указатель температуры выходящих газов

1. Кнопка контроля указателя температуры газов двигателей при неработающих двигателях – НЕ РАБОТ [LAlt + P]. При нажатии кнопки стрелки указателя температуры должны установиться на отметках шкал более 800°C.
2. Кнопка контроля указателя температуры газов двигателей при работающих двигателях – РАБОТ [LCtrl + P]. При нажатии кнопки стрелки указателя температуры должны установиться на отметках шкал не более 150°C.
3. Большая шкала указателя температуры газов двигателей. Шкала проградуирована в сотнях градусов Цельсия.
4. Малая шкала указателя температуры газов двигателей. Шкала проградуирована в десятках градусов Цельсия.

Считывать показания температуры следует последовательно: сотни градусов с больших шкал, десятки градусов с малых шкал.

Сдвоенный указатель частоты вращения двигателей

Указатель частоты вращения двигателей предназначен для индикации частоты вращения турбокомпрессоров двигателей. Шкала прибора проградуирована в процентах. 100 % по указателю соответствуют 19 537 об/мин двигателя.



6-26: Сдвоенный указатель частоты вращения двигателей

Взлетный режим – 97 %.

Номинальный режим – 95 %.

1-й крейсерский – 93 %.

2-й крейсерский – 92 %.

Малый газ – 72...78 %.

Индикатор топливомера



6-27: Индикатор топливомера

1. Стрелка указателя остатка топлива в переднем баке.
2. Стрелка указателя остатка топлива в заднем баке.
3. Кнопка КОНТРОЛЬ ТОПЛИВОМЕРА [LCtrl + LAlt + LShift + P].
4. Сигнальные лампы переднего и заднего баков, П и З.

Индикатор топливомера предназначен для индикации остатка топлива в переднем и заднем баках вертолётa. Шкала прибора проградуирована от 0 до 800 кг.

Максимальный вес топлива, заправляемого в передний бак составляет 705 кг, в задний – 745 кг.

При минимальном аварийном остатке топлива в одном из основных баков (110 кг) мигает лампа ЦСО, на УСТ системы ЭКРАН высвечивается информация ПЕРЕДНИЙ БАК 110 КГ или ЗАДНИЙ БАК 110 КГ.

При нажатии на кнопку КОНТРОЛЬ ТОПЛИВОМЕРА происходит отклонение стрелок на заданную величину относительно текущего остатка топлива и зажигаются сигнальные лампы П или З.

Табло светосигнальное



6-28: Табло светосигнальное САС левой приборной доски

Перечень уведомляющих сообщений на табло системы САС левой приборной доски

п ст ПРЕД ЛЕВ ДВИГ	Превышение оборотов левого двигателя.
--------------------	---------------------------------------

п ст ПРЕД ПРАВ ДВИГ	Превышение оборотов правого двигателя.
п _у	Максимально допустимая перегрузка.
ВИБРАЦИЯ ЛЕВ ДВИГ	Превышение предельной вибрации левого двигателя.
ВИБРАЦИЯ ПРАВ ДВИГ	Превышение предельной вибрации правого двигателя.
V _{max доп}	Превышение допустимой приборной скорости полета.
ГЛАВ РЕД	Минимальное давление масла главного редуктора. Перегрев масла главного редуктора. Стружка в масле главного редуктора.
ПОЖАР	Пожар в левом двигателе. Пожар в правом двигателе. Пожар во вспомогательной силовой установке. Пожар в отсеке гидравлики. Пожар в редукторном отсеке.
ОТКАЗ СРО	Отказ ответчика.
АТАКА БЕРЕГИСЬ	Облучение вертолёта лазерными средствами наведения.
ВЫПУСТИ ШАССИ	Невыпуск или неустановка шасси на замки.

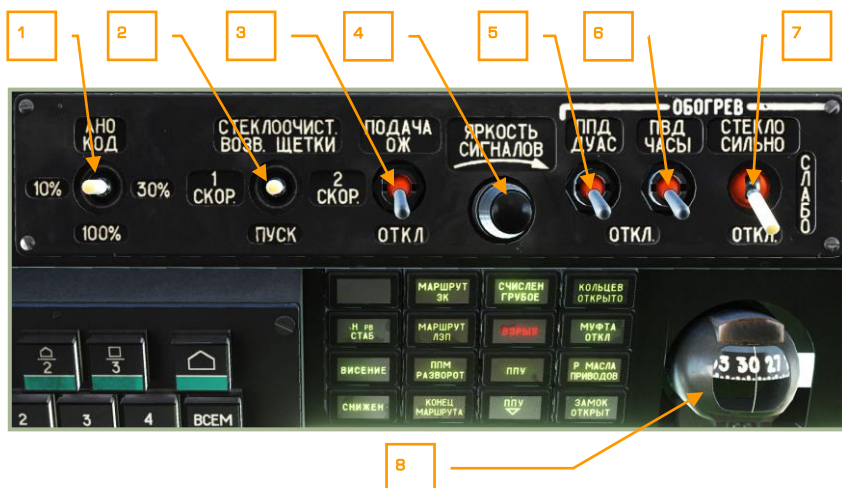
Щиток управления шасси



6-29: Щиток управления шасси

1. Индикаторы положения шасси. Верхние (красные) светоиндикаторы индицируют убранное положение шасси. Нижние (зеленые) светоиндикаторы индицируют выпущенное положение шасси.
2. Переключатель гидравлической системы шасси АВАР. В верхнем нормальном положении выпуск и уборка шасси осуществляется от общей гидросистемы. В случае повреждения общей гидросистемы для выпуска шасси необходимо подключить основную гидросистему; для этого открыть красную крышку [LCtrl + G] и переключить переключатель в нижнее положение [LAlt + G].
3. Кран шасси УБОРКА – ВЫПУСК [G].

Верхний пульт



6-30: Верхний пульт. Левая часть.

1. Переключатель регулировки яркости свечения БАНО [RAIt + L] (левый – красного цвета, правый – зеленого цвета) и подачи кодированных сигналов с помощью БАНО и ХС [LAIt + L].
2. Переключатель стеклоочистителя лобового стекла кабины [LCtrl + LAIt + W].
3. Выключатель подачи омывающей жидкости.
4. Регулятор яркости подсветки сигналов табло.
5. Выключатель подогрева приемника полного давления и датчиков угла атаки и сноса [LAIt + LShift + S].
6. Выключатель подогрева приемника воздушного давления и часов [LCtrl + LShift + S].
7. Переключатель мощности обогрева лобового стекла.
8. Магнитный компас.

Перечень уведомляющих сообщений на табло системы САС левой части верхнего пульта

Н рв СТАБ	Включение стабилизации геометрической высоты.
ВИСЕНИЕ	Включение режима висения.
СНИЖЕН	Включение режима вертикального снижения.
МАРШРУТ ЗК	Включение путевого способа выхода в НТ.
МАРШРУТ ЛЗП	Включение маршрутного способа выхода в НТ.
ППМ РАЗВОРОТ	Сигнализация о пролете ППМ и развороте на очередной участок маршрута.
КОНЕЦ МАРШРУТА	Пролет заключительного по программе ППМ (НТ).
СЧИСЛЕНИЕ ГРУБОЕ	Индикация о счислении координат вертолёта в курсо-воздушном режиме.
ВЗРЫВ (красный)	Переключатель ВЗРЫВ-НЕВЗРЫВ при аварийном сбросе на ПУИ-800 установлен в положение ВЗРЫВ.
ППУ	Сигнализация о расстопоренном положении пушечной установки.
ППУ ▽	Пушечная установка отклонена вниз от положения прицельной метки, не реализовано.
КОЛЬЦЕВ ОТКРЫТО	Открытое положение крана кольцевания топливной системы.
МУФТА ОТКЛ	Отключение коробки приводов от главного редуктора.
Р масла ПРИВОДОВ	Нормальное давление масла в коробке приводов при закрытых стоп-кранах.
ЗАМОК ОТКРЫТ	Открытое положение грузового замка транспортировки грузов на внешней подвеске.



6-31: Верхний пульт. Правая часть.

1. Выключатель противообледенительной системы винтов [LCtrl + LAlt + LShift + S].
2. Выключатель противообледенительной системы двигателей [LAlt + I], [LCtrl + LAlt + I].
3. Лампа контроля обогрева ПВД (левая и правая).
4. Кнопка контроля обогрева ПВД.
5. Переключатель вентиляторов системы кондиционирования кабины.

Перечень уведомляющих сообщений на табло системы САС правой части верхнего пульта

БОЕВАЯ СЕТЬ ВКЛ	Выключатель главный на ПУИ-800 включен.
ТРЕНАЖ	Включение режима ТРЕНАЖ на ПВР (для управляемого оружия).
ОБЗОР (желт.)	Отказ изделия ОБЗОР-800М (нашлемная система целуказания).
РАНЕТ (желт.)	Отказ изделия РАНЕТ.
К-ЦВМ	Высвечивается по окончании режима контроля ЦВМ. Выключается свечение при отключении режима контроля ЦВМ на ППК.

ЦВС (желт.)	Отказ одной и более ЦВМ.
ПРЕОБРАЗ	Включение преобразователя ПОС-500Б.
И-251В (желт.)	Отказ изделия ШКВАЛ.
ПОС ЛЕВ ДВИГ	Включение противообледенительной системы левого двигателя.
ПЗУ ЛЕВ ДВИГ	Включение пылезащитного устройства левого двигателя.
ОГРАН РЕЖ ЛЕВ (желт.)	Достижение предельно допустимой величины оборотов турбокомпрессора или температуры газов левого двигателя.
ПОС ВИНТ	Включение противообледенительной системы винтов.
ПОС ПРАВ ДВИГ	Включение противообледенительной системы правого двигателя.
ПЗУ ПРАВ ДВИГ	Включение пылезащитного устройства правого двигателя.
ОГРАН РЕЖ ПРАВ (желт.)	Достижение предельно допустимой величины оборотов турбокомпрессора или температуры газов правого двигателя.
ОБОГРЕВ ВУО	Включен обогрев визуального указателя обледенения.
БАК ПЕРЕДНИЙ	Наличие давления за насосом переднего бака.
КРАН ЛЕВ ЗАКРЫТ (желт.)	Закрытое положение перекрывного крана левого двигателя.
БАК ЛЕВ ВНЕШН	Наличие давления за насосом левого внешнего бака.
БАК ЛЕВ ВНУТР	Наличие давления за насосом левого внутреннего бака.
БАК ЗАДНИЙ	Наличие давления за насосом заднего бака.
КРАН ПРАВ ЗАКРЫТ	Закрытое положение перекрывного крана правого двигателя.
БАК ПРАВ ВНЕШН	Наличие давления за насосом правого внешнего бака.
БАК ПРАВ ВНУТР	Наличие давления за насосом правого внутреннего бака.

Пульт режимов целеуказания ПРЦ

Пульт ПРЦ располагается с левой стороны верхнего пульта. Пульт входит в состав аппаратуры внешнего целеуказания, которая входит в состав ПрПНК и предназначена для обеспечения передачи и приема информации об обнаруженных целях. Пульт ПРЦ предназначен для выбора типа цели, приема-передачи целей адресатам и управления внешним целеуказанием.



6-32: Пульт режимов целеуказания ПРЦ

1. Кнопка-табло «Бронетехника»/1 [LShift + 1]. Ввод и стирание типа/номера цели. Тип - подвижная малоразмерная цель, бронетехника.
2. Кнопка-табло «ПВО»/2 [LShift + 2]. Ввод и стирание типа/номера цели. Тип – средства ПВО.
3. Кнопка-табло 1 [LCtrl + 1]. Адресация информации первому вертолёту.
4. Кнопка-табло 2 [LCtrl + 2]. Адресация информации второму вертолёту.
5. Кнопка-табло 3 [LCtrl + 3]. Адресация информации третьему вертолёту.
6. Кнопка-табло СТИР [LShift + T]. Стирание введенной информации.
7. Кнопка-табло «Прочая цель»/3 [LShift + 3]. Ввод и стирание типа/номера цели. Тип – прочие объекты.
8. Кнопка-табло «Точка выхода» [LShift + 4]. Ввод и стирание точки выхода к цели.
9. Кнопка-табло 4 [LCtrl + 4]. Адресация информации четвертому вертолёту.
10. Кнопка-табло ВСЕМ [LCtrl + 5]. Адресация информации всем вертолётам.
11. Кнопка-табло ВЫХОД [LShift + Y]. Включение режима ВЫХОД на цель.
12. Кнопка-табло ПРД/ПАМ [LShift + U]. Включение режимов передачи или запоминания информации.

Пульт управления УВ-26

Пульт управления УВ-26 располагается с правой стороны верхнего пульта. Пульт предназначен для управления системой постановки пассивных помех путем выброса тепловых ИК патронов с целью защиты от ракет с тепловой головкой самонаведения (Игла, «Стингер», AIM-9, P-60, P-73 и т.д.).



6-33: Пульт управления УВ-26

1. Индикационное табло. Индицирует цифровые индексы параметров выброса ловушек или остаток ловушек.
В случае если переключатель НАЛИЧ-ПРОГР находится в положении НАЛИЧ – индицируется остаток ловушек. Максимальное количество ловушек -128. В случае если переключатель НАЛИЧ-ПРОГР находится в положении ПРОГР – первый числовой индикатор показывает кодовое число СЕРИЯ, второй числовой индикатор показывает кодовое число ЗАЛП и третий числовой индикатор показывает кодовое число ИНТЕРВАЛ.
2. Лампа - индикатор выбора блоков выброса ловушек левого борта.
3. Трехпозиционный переключатель БОРТ для выбора к работе блоков ловушек левого, правого или обоих бортов [RAlt + Delete], [Rshift + Delete].
4. Кнопка СЕРИЯ [RShift + Insert]. Устанавливает количество серий залпов. Количество устанавливается кодовым числом из ряда 1...4,5(12),6,7(15),8. Для всех кодовых чисел, кроме 0, 5 и 7 количество серий равно кодовому числу. Для кодового числа 5 - количество серий 12, для кодового числа 7 - количество серий 15.

При установке кодового числа 0 происходит непрерывный выброс всего комплекта ловушек.

5. Кнопка ЗАЛП [RCtrl + Insert]. Устанавливает количество патронов в залпе. Количество устанавливается кодовым числом из ряда 1...8. Для всех кодовых чисел количество патронов в залпе равно кодовому числу.
6. Кнопка СТОП [Delete]. Останавливает работу системы выброса ловушек.
7. Лампа - индикатор выбора блоков выброса ловушек правого борта.
8. Переключатель НАЛИЧИЕ – ПРОГР [RCtrl + J]. В положении НАЛИЧИЕ на индикационное табло выводится количество оставшихся ловушек, в положении ПРОГР индицируются кодовые числа параметров выброса ловушек.
9. Кнопка ИНТЕРВАЛ [RAlt + Insert]. Устанавливает интервал между залпами. Значение интервала устанавливается кодовым числом из ряда: 1...6,7(0,25),8,9(0,5). Для всех кодовых чисел, кроме 0, 7 и 9 значение интервала в секундах равно кодовому числу. Для кодового числа 7 – значение интервала 0,25 с, для кодового числа 9 – значение интервала 0,5 с. При выборе кодового числа 0 значение интервала равно 0,125 с.
10. Кнопка СБРОС ПРОГР [RCtrl + Delete]. Сбрасывает параметры набранной программы выброса ловушек в значения по умолчанию 110.
11. Кнопка ПУСК [Insert]. Запускает заданную программу выброса ловушек.

Примеры кодовых чисел:

110 – серия 1, в залпе 1, интервал 0. При однократном нажатии на кнопку «Пуск» будет произведен выброс одной ловушки в зависимости от положения трехпозиционного переключателя БОРТ. Если переключатель БОРТ находится в среднем положении, будет произведен выброс по одной ловушке с каждого борта. Это - программа по умолчанию в системе постановки помех.

622 – серия 6, в залпе 2, интервал 2. При однократном нажатии на кнопку «Пуск» будет производиться залп из 2-х ловушек, через каждые 2 секунды, 6 раз. Если переключатель БОРТ находится в среднем положении, будет произведен выброс ловушек по этой программе с обоих бортов.

529 – серия 12 (смотри подсказку на кнопке), в залпе 2, интервал 0,5 (смотри подсказку на кнопке). При однократном нажатии на кнопку «Пуск» будет производиться залп из 2-х ловушек, через каждые 0,5 секунды, 12 раз. Если переключатель БОРТ находится в среднем положении, будет произведен выброс ловушек по этой программе с обоих бортов.

Параметры скрипта панели УВ-26:
\\Scripts\Aircrafts\Ka-50\Cockpit\Devices_specs\UV_26.lua

Компас магнитный жидкостный КИ-13

Компас магнитный жидкостный КИ-13 предназначен для определения компасного курса вертолёта и применяется в качестве автономного дублирующего прибора.

Принцип действия основан на взаимодействии постоянных магнитов компаса с магнитным полем земли.

Шкала имеет разбивку через 5 градусов с оцифровкой через 30 градусов.



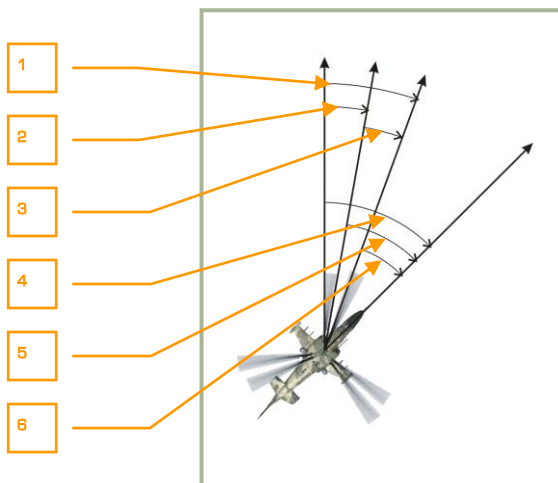
6-34: Компас магнитный жидкостный КИ-13

Краткие технические данные:

- Инструментально-шкаловая погрешность компаса $\pm 1^\circ$.
- Застой картушки – не более 1° .
- Увлечение картушки на разворотах – не более 35° .
- Время полного успокоения картушки – не более 17 с.
- Рабочий диапазон температур $\pm 60^\circ\text{C}$.

Примечание:

Т.к. магнитный компас индицирует не истинный курс ЛА, а компасный, для вычисления истинного курса необходимо вводить поправку магнитного склонения в данном регионе, а также поправку девиации компаса.

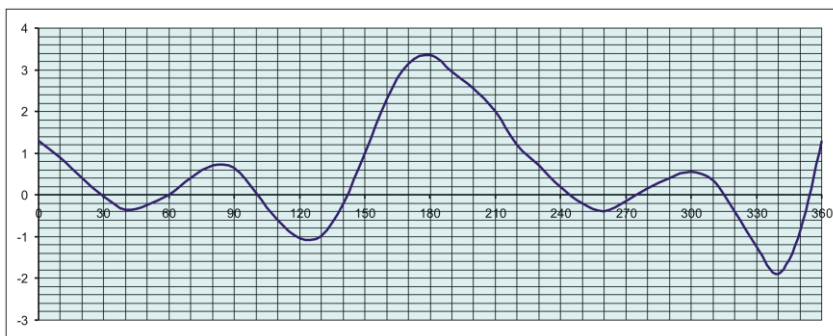


6-35: Курсы ЛА

1. Полная поправка (вариация).
2. Поправка магнитного склонения.
3. Поправка девиации компаса.
4. Истинный курс.
5. Магнитный курс.
6. Компасный курс.

На черноморском побережье Кавказа поправка магнитного склонения составляет в среднем 5 градусов.

Девиация компаса вызывается действием на стрелку компаса магнитного поля вертолёта.



6-36: Девиация магнитного компаса KI-13 в вертолёте Ka-50

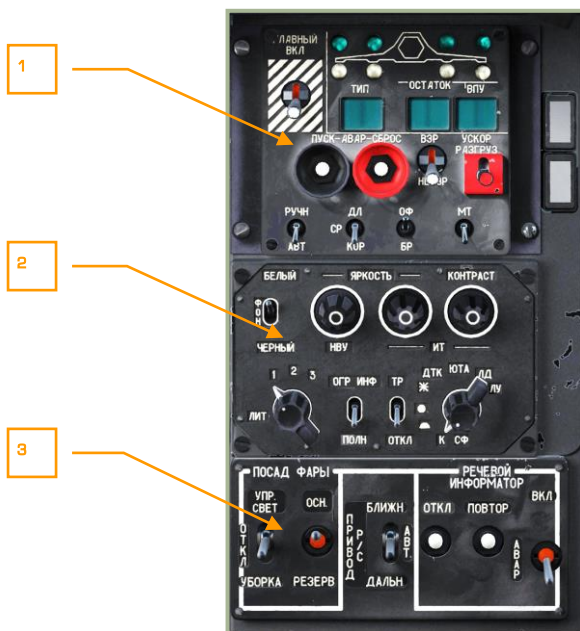
Данная таблица описывает величину девиации магнитного компаса KI-13 в кабине вертолёта Ka-50 применительно к симулятору.

Вертикальная ось – значение поправки девиации магнитного компаса в градусах.

Горизонтальная ось – компасный курс вертолёта.

Для того чтобы вычислить поправку, необходимо по горизонтальной оси найти текущее значение компасного курса и провести вертикаль до соприкосновения с кривой. Значение точки соприкосновения, отчитываемой по вертикальной оси, и будет являться величиной поправки.

Центральный пульт

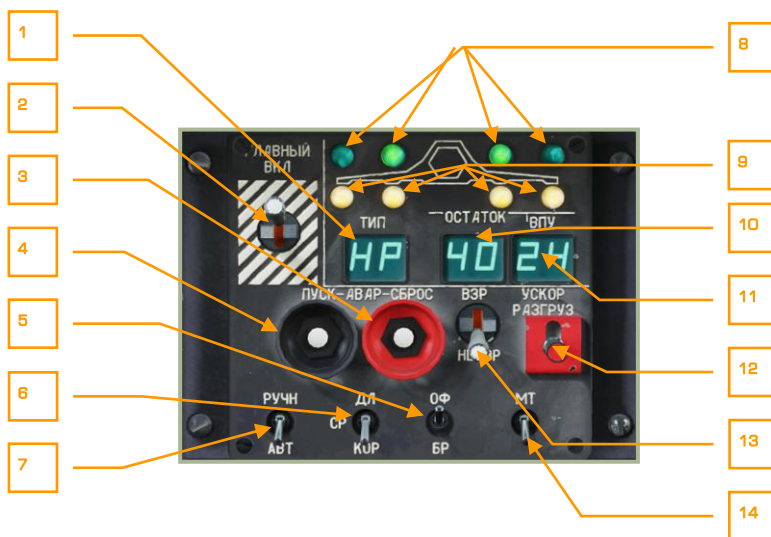


6-37: Центральный пульт

1. Пульт ПУИ-800М управления и индикации системы управления оружием.
2. Пульт управления режимами ПУР.
3. Панель управления освещением и речевым информатором.

Пульт управления и индикации ПУИ

Пульт управления и индикации (ПУИ) обеспечивает приведение в готовность к применению, выбор режимов применения, а также контроль наличия на борту вооружения и остатка боеприпасов (боекомплекта). Расположен в верхней части центрального пульта.



6-38: Пульт управления и индикации ПУИ-800

1. Индикатор типа оружия, выбранного к применению. Индицирует символы типа выбранного оружия или подвесных топливных баков: НР – неуправляемые ракеты, ПС – противотанковые снаряды (ПТУР), АВ – авиабомбы, ПБ – подвесные топливные баки, ПП – подвесные пушечные контейнеры.
2. Главный выключатель системы СУО [LAlt + W]. Предназначен для включения цепей боевых систем.
3. Кнопка управления сбросом оружия [LAlt + R].
4. Кнопка управления аварийным пуском изделия «72» (не используется).
5. Переключатель выбора типа патронной ленты для пушки [LCtrl + C]. Имеется два вида снарядов: осколочно-фугасные ОФ и бронебойно-зажигательные БР.
6. Переключатель выбора режима применения оружия [S], [LShift + S]. Применительно к пушке имеет три положения: длинная очередь ДЛ, средняя очередь СР и короткая очередь КОР.
7. Переключатель выбора режима работы СУО [A]. Имеет два положения: ручной РУЧН и автоматический АВТ.

8. Индикаторы готовности оружия к применению. Четыре штуки, зеленого цвета.
9. Индикаторы наличия подвешенного оружия и топливных баков. Четыре штуки, желтого цвета.
10. Индикатор остатка боекомплекта изделия НАР Б8В20А и ПС (ПТУР).
11. Индикатор остатка боекомплекта пушки.
12. Включатель ускоренной разгрузки УПП (ПТУР) [RCtrl + W].
13. Переключатель выбора аварийного сброса ВЗРЫВ – НЕ ВЗРЫВ [LAlt + LShift + W]. При включении ВЗРЫВ, взводится контактный взрыватель АСП для подрыва боеприпасов при падении на землю. При включении НЕ ВЗРЫВ, взрыватели не взводятся.
14. Переключатель изменения темпа стрельбы пушки. Имеется два режима: малый темп МТ и большой темп БТ [LShift + C].



Пульт управления режимами ПУР

Пульт управления режимами (ПУР) обеспечивает регулировку качества и объема отображения информации на индикаторе на лобовом стекле (ИЛС), индикаторе телевизионном ИТ-23В и наשלемном визирном устройстве. Пульт расположен в центральной части центрального пульта.



6-39: Пульт управления режимами ПУР

1. Потенциометр регулировки яркости наשלемного визирного устройства НВУ. Увеличение яркости [RAlt + RCtrl + RShift +]], уменьшение - [RAlt + RCtrl + RShift + []].
2. Переключатель выбора цвета символов на телевизионном индикаторе ИТ-23В [RCtrl + RShift + B]. Возможен выбор белого или черного цвета индикации в зависимости от условий освещения.

3. Переключатель объема информации на ИЛС и ИТ-23В [RCtrl + S]. С его помощью можно ограничить объем выводимой информации на индикаторах в случае необходимости.
4. Галетный переключатель ЛИТ. 1, 2, 3 – установка литеры для КАПК. Влево - [RAlt + RCtrl + RShift + I], вправо - [RAlt + RCtrl + RShift + O].
5. Потенциометр регулировки яркости экрана ИТ-23В. Влево - [RAlt + RCtrl +], вправо - [RAlt + RCtrl +]].
6. Потенциометр регулировки контраста экрана ИТ-23В. Влево - [RCtrl + RShift +], вправо - [RCtrl + RShift +]].
7. Переключатель включения трассера. TP – ОТКЛ. Не реализовано.
8. Галетный переключатель СФ. К, , , * - переключение светофильтров в КАПК. ДТК, ЮТА, ЛД, ЛУ – переключение каналов КАПК в режиме ВПС (юстировка каналов прицельного комплекса). Не реализовано.

Панель управления освещением, переключением каналов АРК и речевым информатором

Пульт управления освещением, задачей курса на приводные маяки и речевым информатором расположен в нижней части центрального пульта и состоит из трех блоков: управления внешним освещением, переключения каналов АРК и управления речевым информатором.



6-40: Пульт управления освещением, переключением каналов АРК и речевым информатором

1. Переключатель основной и резервной фары [RCtrl + L].
2. Выключатель света фар [RShift + L], [RCtrl + RAIt + L].
3. АРК. Переключатель маяков ДАЛЬН – АВТ – БЛИЖН [LAIt + =] для АРК.
4. Речевой информатор. Система «АЛМАЗ». Кнопка ОТКЛ. Отключение речевых сообщений текущих отказов [LShift + LAIt + V].

5. Речевой информатор. Система «АЛМАЗ». Кнопка ПОВТОР [LAlt + V]. Повтор сообщений текущих отказов.
6. Речевой информатор. Система «АЛМАЗ». Аварийный режим работы с голозовым воспроизведением всех сообщений, выводимых на УСТ системы ЭКРАН [LCtrl + V].

Блок управления внешним освещением состоит из двух переключателей.

Фары предназначены для поиска и освещения места посадки вертолѐта при отсутствии осветительных средств ночью. Установлены внизу фюзеляжа. Свет фар включается переключателем УПР СВЕТ-ОТКЛ-УБОРКА.

Основная фара включается при установке переключателя ОСН-РЕЗЕРВ в положение ОСН, резервная – при положении РЕЗЕРВ.

Управление выпуском, уборкой и поворотом обеих фар осуществляется кнопкой ФАРА на рычаге общего шага, независимо от положения переключателя ПОСАД ФАРЫ ОСН-РЕЗЕРВ.

Блок переключения каналов АРК имеет один трехпозиционный переключатель.

Переключатель ДАЛЬН-АВТ-БЛИЖН предназначен для переключения АРК на дальний или на ближний приводной радиомаяк. Автоматический режим переключения маяков не функционирует.

Блок управления речевым информатором состоит из двух кнопок и переключателя:

- Кнопка ОТКЛ предназначена для отключения речевых сообщений информатора
- Кнопка ПОВТОР служит для повторения сообщений обо всех текущих отказах.
- Переключатель ВКЛ-АВАР переключает цепь питания речевого информатора с основной (ВКЛ) на аварийную (АВАР).

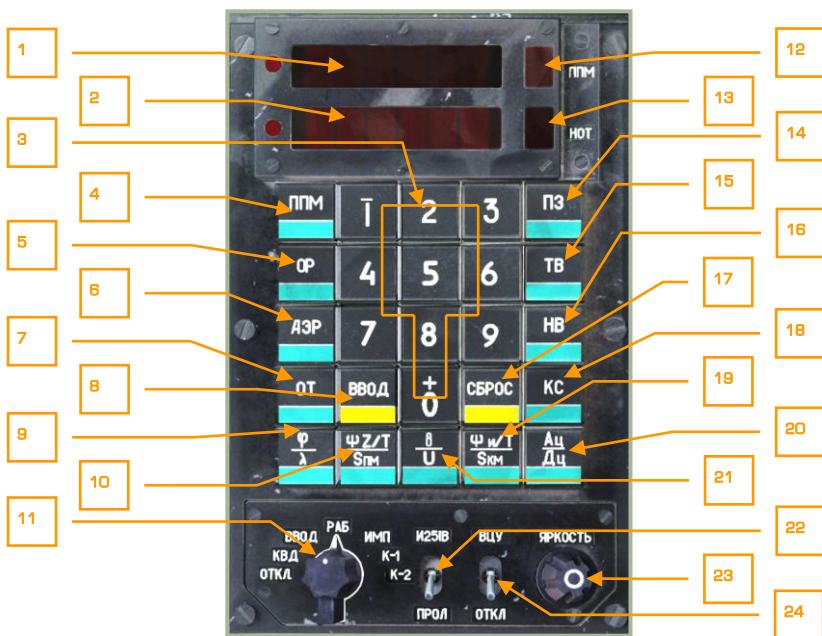
Правый пульт, передняя панель



6-41: Правый пульт, передняя панель, ПВИ и ПВЦ

1. Пульт ПВИ-800 из комплекта К-041
2. Пульт ПВЦ-800 из комплекта К-041

Пульт ввода и индикации ПВИ



6-42: Пульт ввода индикации ПВИ

1. Верхнее индикационное табло (ВИТ).
2. Нижнее индикационное табло (НИТ).
3. Кнопки набора числовой информации, 0...9 и знаков «+», «-» [RAIt + 0 – 9].
4. Кнопка-табло ППМ [RAIt + Q]. Выбор ППМ для навигации или ввод координат нового ППМ. Всего до 6 ППМ.



5. Кнопка-табло ОР [RAIt + V]. Выбор ориентира коррекции или ввод координат нового ориентира коррекции. Всего до 4-х ориентиров коррекции.



6. Кнопка-табло АЭР [RAIt + T]. Выбор аэродрома для возврата и ввод координат нового аэродрома. Всего до 2-х аэродромов.



7. Кнопка-табло ОТ [RAIt + U]. Выбор оперативной точки или ввод координат новой оперативной точки. Всего до 10 оперативных точек (0...9).



8. Кнопка-табло ВВОД [RAIt + I]. Выполнение ввода набранной информации в ЦВМ.
9. Кнопка-табло ф/л [RAIt + A]. Индикация текущих координат вертолёта и ввод координат начала карты во всех режимах.



10. Кнопка-табло Ψ:Z/T / S км [RAlt + S]. Индикация текущего заданного путевого угла на ППМ (подрезим – заданный курс), бокового уклонения от линии заданного пути (подрезим – линия заданного пути), времени полета и расстояния до очередного ППМ в режимах МАРШРУТ, ВОЗВРАТ, ВЫХОД. Индикация при включенном подрезиме ЗК:



Индикация при включенном подрезиме ЛЗП:



11. Галетный переключатель. Переключение влево - [RAlt + V], вправо - [RAlt + B].
- ОТКЛ – отключение всех режимов.
 - КВД – включение режима контроля введенных данных.
 - ВВОД – включение режима ввода информации в ЦВМ-Н, ЦВМ-Б.
 - РАБ – основное рабочее положение переключателя в полете.

- ИМП – включение режима ИМИТАЦИЯ МАРШРУТА ПОЛЕТА.
 - K-1 – включение режима ОПЕРАТИВНЫЙ КОНТРОЛЬ 1.
 - K-2 – включение режима ОПЕРАТИВНЫЙ КОНТРОЛЬ 2.
12. Одиночное индикационное табло номера ППМ.
 13. Одиночное индикационное табло (НОТ), индикация номер аэродрома, ориентира коррекции, оперативной точки, цели.
 14. Кнопка-табло ПЗ [RAIt + O]. Повторный запуск инерциальной курсо-вертикали (ИКВ).
 15. Кнопка-табло ТВ [RAIt + R]. Включение режима точной выставки. Выставка ИКВ с гироскопированием.
 16. Кнопка-табло НВ [RAIt + Y]. Включение нормальной выставки ИКВ.
 17. Кнопка СБРОС [RAIt + O]. Сброс набранных значений.
 18. Кнопка-табло КС [RAIt + P]. Индикация или ввод координат точки старта. По умолчанию координаты точки старта автоматически берутся из миссии. В этом случае в момент старта миссии координаты точки старта (КС) и текущие координаты вертолёта (ф/л) будут равны.



19. Кнопка-табло Фи/Т / S км [RAIt + F]. Индикация текущего истинного курса, времени полета и расстояния до конечного пункта маршрута в режимах МАРШРУТ, ВОЗВРАТ, ВЫХОД.



20. Кнопка-табло Ац/Дц [RAIt + G]. Индикация курсового угла и дальности до цели (ОТ) в режиме ВЫХОД.



21. Кнопка-табло δ/V [D + RAlt]. Индикация направления и скорости ветра. Индицируется метеорологическое направление ветра (откуда дует), отличается от навигационного (куда дует) на 180°.



22. Переключатель И-251В – ПРОЛ [RCtrl + V]. Выбор способа коррекции координат места вертолёта и определения координат цели. В случае выбора И-251В, коррекция координат вертолёта и определение координат цели производится с помощью системы И-251В «Шквал». В случае выбора ПРОЛ – методом пролета над точкой или целью.
23. Ручка ЯРКОСТЬ. Регулировка подсвета.
24. Переключатель ВЦУ-ОТКЛ [RCtrl + B]. Включение режима внешнего целеуказания.

Индикация навигационных параметров на ПВИ

Парам	Табло	Знак	Разряды ИТ						Диапазон Ед. изм.	Примечание
			1	2	3	4	5	6		
Ф	ВИТ	±	Градусы			Минуты		Десятые доли минут	±0...75°	Индигируется на протяжении этапа ПОЛЕТ при включенной кнопке-табло Ф/Λ (9)
			Десятки	Единицы '	Десятки	Единицы '				
Λ	НИТ	±	Градусы			Минуты		Десятые доли минут	±0...180°	
			Сотни	Десятки	Единицы '	Десятки	Единицы '			
Ψ:z/T	ВИТ	±	Градусы			Минуты времени			0...360° ±0...99,9 км	Индигируется в режимах МАРШРУТ, ВОЗВРАТ, ВЫХОД при включенной кнопке-табло Ψ:z/T / S км (10). Ψ – при ЗК; Z – при ЛЭП («+» уклонение вправо, «-» уклонение влево).
			Сотни	Десятки	Единицы '					
			Километры			Сотни	Десятки	Единицы	0...300 мин	
			Десятки	Единицы	Десятые доли '		* Единицы '	Десятые доли		
S км	НИТ		Километры					0...999,9 км	* Индикация при оставшемся времени полета менее 10 мин.	
			Сотни	Десятки	Единицы '	Десятые доли				
Ψ/T	ВИТ		Градусы			Минуты времени			0...360°	Индигируется в режимах МАРШРУТ, ВОЗВРАТ, ВЫХОД при включенной кнопке-табло Ψи/T / S км (19). * Индикация при оставшемся времени полета менее 10 мин.
			Сотни	Десятки	Единицы '	Сотни	Десятки	Единицы		
							* Единицы '	Десятые доли	0...300 мин	
S км	НИТ		Километры			Десятые доли		0...999,9 км		
			Сотни	Десятки	Единицы '					
δ	ВИТ		Градусы					0...360°	Индигируется на протяжении этапа ПОЛЕТ при включенной кнопке-табло δ/V (21).	
			Сотни	Десятки	Единицы '					
V	НИТ		Метры в секунду					0...50 м/с		
			Десятки	Единицы						
Ac	ВИТ		Градусы					0...360°	Индигируется в режиме ВЫХОД при включенной кнопке-табло Ac/Дц (20).	
			Сотни	Десятки	Единицы '					
Дц	НИТ		Километры			Десятые доли		0...999,9 км		
			Сотни	Десятки	Единицы '					

Пульт включения целеуказания ПВЦ

Пульт располагается под пультом ПВИ.

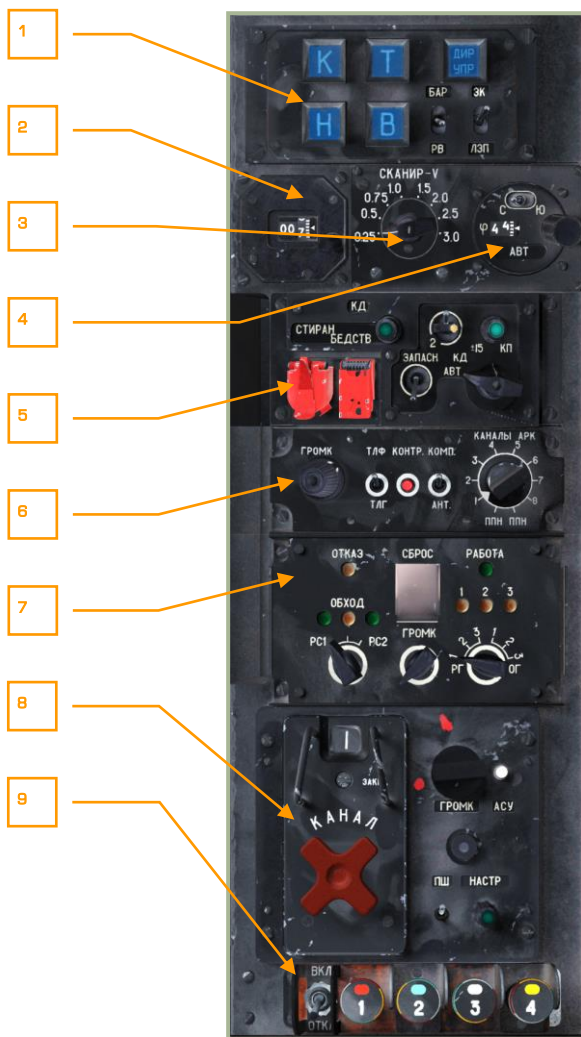


6-43: Пульт включения целеуказания ПВЦ

1. Галетный переключатель КТО Я [LCtrl + I]. Предназначен для установки назначенного номера вертолѐта: 1, 2, 3 или 4.
2. Галетный переключатель РЕЖИМ включения внешнего целеуказания (ВЦУ) [LCtrl + M], [LShift + M]:
 - ОТКЛ – отключение режима ВЦУ.
 - ПРИЕМ – режим приема команд ВЦУ.
 - ВЕДОМ – режим прием-передача команд ВЦУ. Режим ведомого.
 - КОМ – режим прием-передача команд ВЦУ. Режим командира группы.

Правый пульт, центральная панель

Пульт располагается под правой рукой летчика.



6-44: Правый пульт, центральная панель

1. Пульт пилотажных режимов ППР.
2. Задатчик магнитного склонения.

3. Переключатель скорости сканирования линии визирования КАПК И-251В ШКВАЛ, [LCtrl + LShift + M], [LCtrl + LAlt + M].
4. Пульт широтной коррекции.
5. Пульт управления ответчиком опознавания. Не реализован.
6. Пульт управления радиоконпаса АРК.
7. Пульт управления аппаратурой специальной связи. Не реализован.
8. Пульт управления радиостанцией Р-828.
9. Пульт управления сигнальными ракетами.

Пульт пилотажных режимов ППР-800



6-45: Пульт пилотажных режимов ППР

1. **Т** – Канал тангажа [LShift + P].
2. **К** – Канал крена [LShift + B].
3. **Н** – Канал направления [LShift + H].
4. **В** – Канал высоты [LShift + A].
5. **ДИР УПР** – Канал директорного управления [LCtrl + A].
6. Переключатель подрежимов стабилизации высоты [LCtrl + X], [LShift + X]:
БАР – барометрический;
РВ – радиовысоты (геометрической высоты);
 Нейтрально – отключение подрежимов.
7. Переключатель подрежимов автоматизированного полета по маршруту [LAlt + X], [LCtrl + LAlt + X]:
ЭК – стабилизация заданного курса;
ЛЗП – стабилизация линии заданного пути;
 Нейтрально – отключение подрежимов.

Пульт управления радиокompаса АРК-22



6-46: Пульт управления радиокompаса АРК-22

1. Кнопка встроенного контроля [LCtrl + LAlt + T]. При нажатии на кнопку стрелка КУР на ПНП отклоняется в заданное положение. При включении режима АНТ – раздается непрерывный звуковой сигнал.
2. Переключатель ТЛГ-ТЛФ (телеграф-телефон) [LCtrl + LAlt + J]. Прослушивание радиостанций, работающих в соответствующем режиме.
3. Ручка громкости звукового сигнала. Влево - [LCtrl + LAlt + =], вправо - [LCtrl + LAlt + -].
4. Переключатель АНТ-КОМП (выбор режима работы АНТЕННА – КОМПАС) [LCtrl + LAlt + I].
5. Переключатель каналов АРК. Влево - [LCtrl + =], вправо - [LCtrl + -]. Имеет 10 положений, 8 из которых позволяют включить фиксированную настройку на пару приводных радиостанций (ДАЛЬНИЙ – БЛИЖНИЙ). Два служебных положения используются при подключении пульта предварительной настройки (ПНП) наземными специалистами.

АРК совместно с наземной приводной радиостанцией представляет собой угломерную радиотехническую систему, предназначенную для автоматического определения и индикации направления на работающую радиостанцию в среднем диапазоне частот с возможностью звукового приема ее позывных или команд, передаваемых на ее рабочей частоте.

Радиокompас обеспечивает решение следующих навигационных задач:

- Полет на радиостанцию с визуальной индикацией курсового угла радиостанции (КУР).
- Заход на посадку по системе ОСП (приводных радиостанций) в комплексе с другими приборами.
- Непрерывное автоматическое определение и индикацию КУР.
- Звуковой прием позывных сигналов радиостанции.

Индикация КУР производится на ПНП и на странице ПНП АБРИС по положению стрелки КУР.

Для вывода индикации КУР на странице ПНП АБРИС необходимо в опциях для РМИ-1 или РМИ-2 указать источник сигнала АРК. Для этого на странице МЕНЮ

необходимо нажать кнопку ОПЦИИ, выбрать РМИ-1(2) и с помощью кнопки СМЕНА установить источник - АРК. После этого на странице ПНП АБРИС соответствующая стрелка РМИ-1(2) будет указывать КУР подобно стрелке КУР на ПНП.

Принцип работы АРК построен по классической схеме автоматического радиопеленгатора, основанной на одновременном приеме сигнала работающей радиостанции на ненаправленную и направленную неподвижные рамочные антенны. Сигналы с выхода этих антенн обрабатываются (частотная селекция, усиление, детектирование), сравниваются по фазе, в результате чего формируется сигнал курсового расогласования. Этот сигнал поступает на двигатель-редуктор, поворачивающий диаграмму направленности неподвижной рамочной антенны до согласованного положения, при котором ее диаграмма направленности своим минимумом приема направлена на пеленгуемую радиостанцию. Вращение диаграммы направленности электрически передается на вращение стрелки КУР на ПНП и в АБРИС.

Режимы работы АРК:

- КОМПАС – режим автоматической пеленгации.
- АНТЕННА – режим приема для прослушивания звуковых сигналов на ненаправленную антенну.
- КОНТРОЛЬ – режим проверки исправности АРК.

Основные параметры АРК.

- Рабочий диапазон частот от 150 до 1750 кГц.
- Количество фиксированных каналов настройки – 16.
- Дискретность настройки – 0,5 кГц.
- Погрешность определения курсового угла $\pm 1,5^\circ$.
- Скорость индикации не менее 30 град/сек.
- Время перестройки с одного канала на другой не более 2,5 с.

Настройка АРК на 16 каналов осуществляется наземными специалистами с пульта предварительной настройки (ППН), расположенного в задней части фюзеляжа. В игре предварительную настройку всех каналов на частоты радиостанций можно произвести в файле BS\Scripts\Plane\Cockpit\Ka-50\ARK\ARK.lua

Управление АРК летчиком осуществляется с пульта управления. Включение АРК происходит одновременно с включением выключателя К-041 на ПВР или от выключателя ПНК (пульт правый боковой) при подготовке и проверке.

В полете использовать АРК в соответствии с планом полета или как резервное средство навигации при отказе АБРИС. Переключение каналов используемых по маршруту радиостанций производить переключателем КАНАЛЫ АРК и ДАЛЬН-БЛИЖН на центральном пульте (панель управления освещением и речевым информатором).

Для прослушивания звукового сигнала от радиостанции необходимо установить переключатель КОМП-АНТ в положение АНТ. Уровень звука регулируется ручкой громкости звукового сигнала.

Для контроля выбора радиостанции можно использовать информацию из БД АБРИС. Для этого необходимо переключиться из страницы КАРТА в режим ИНФО, навести

курсор на выбранную радиостанцию и нажать ИНФО. При этом на экран будет выведена информация о радиостанции: тип, название, частота, позывной, телеграфный код Морзе, координаты и магнитное склонение. Звуковой сигнал маяка должен соответствовать телеграфному коду Морзе.

Список предустановленных каналов АРК

Канал	Положение переключателя ПРИВОД РС	Объект	Тип РС	Позывной	Частота kHz
1	ДАЛЬН	Краснодар-Центр	ДПРМ	МБ; ОЧ	625.0
1	БЛИЖН	Краснодар-Центр	БПРМ	М; О	303.0
2	ДАЛЬН	Майкоп-Ханская	ДПРМ	ДГ; РК	288.0
2	БЛИЖН	Майкоп-Ханская	БПРМ	Д; Р	591.0
3	ДАЛЬН	Крымск	ДПРМ	ЮО; КВ	408.0
3	БЛИЖН	Крымск	БПРМ	О; К	830.0
4	ДАЛЬН	Анапа-Витязево	ДПРМ	АН; АП	443.0
4	БЛИЖН	Анапа-Витязево	БПРМ	Н; П	215.0
5	ДАЛЬН	Моздок	ДПРМ	ДО; РМ	525.0
5	БЛИЖН	Моздок	БПРМ	Д; Р	1064.0
6	ДАЛЬН	Нальчик	ДПРМ	НЛ	718.0
6	БЛИЖН	Нальчик	БПРМ	Н	350.0
7	ДАЛЬН	Минеральные Воды	ДПРМ	МД; НР	583.0
7	БЛИЖН	Минеральные Воды	БПРМ	М; Н	283.0
8	ДАЛЬН	Кисловодск	ОПРС	КВ	995.0
8	БЛИЖН	Передовая	ОПРС	ПР	1210.0

Список частот по каналам для АРК располагается в файле \\Scripts\Aircrafts\Ka-50\Cockpit\ARK\ARK.lua
Список ОПРС \\Bazar\Terrain\Beacons.lua

При отсутствии пеленгования радиостанции:

Если позывные РС (телеграфный код), на которую настроен АРК, прослушиваются, проверить положение переключателя КОМП-АНТ и установить его в положение КОМП (звуковой сигнал пропадет).

Если позывные РС не прослушиваются, проверить положение ручки ГРОМК, установку переключателя каналов и положение переключателя ДАЛЬН-БЛИЖН. При правильной их установке возможной причиной может быть выход за пределы дальности действия РС, в этом случае переключить АРК на канал другой радиостанции в районе полета.

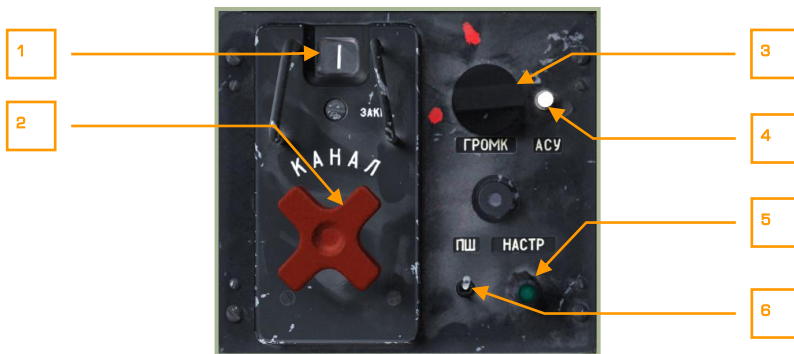
Пульт управления радиостанцией P-828

Радиостанция P-828 предназначена для связи в режиме частотной модуляции (ЧМ) с пунктами управления и отдельными объектами сухопутных войск. Радиостанция обеспечивает бесперерывную и бесподстроечную радиосвязь в пределах прямой видимости. Диапазон рабочих частот 20 - 60 МГц.

Пульт управления обеспечивает:

- Выбор одного из 10 предварительно настроенных каналов связи;
- Регулировку громкости.
- Подавление шумов при включенной системе подавления шумов «ПШ».

Радиостанция включается выключателем УКВ-1 на правом боковом пульте. Требуемый канал радиосвязи устанавливается переключателем каналов запоминающего устройства. Ведение передачи производится установкой галетного переключателя выбора режима работы на левом пульте в положение УКВ-1.



6-47: Пульт управления радиостанцией P-828

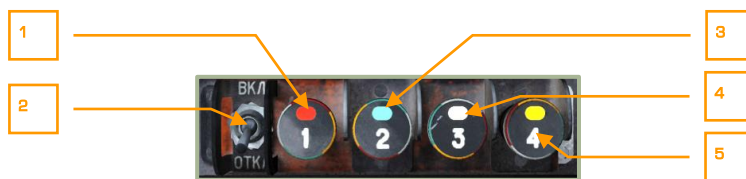
1. Окно индикатора выбранного канала связи.
2. КАНАЛ - переключатель каналов запоминающего устройства радиостанции. Влево - [RAIt + RCtrl + M], вправо - [RAIt + RCtrl + N].
3. ГРОМК - регулятор громкости. Влево - [LCtrl + LShift +]], вправо - [LCtrl + LShift + [].
4. АСУ - кнопка автоматического согласующего устройства [RCtrl + RShift + T].
5. НАСТР - сигнальная лампа настройки канала.
6. ПШ – выключатель системы подавления шумов [RAIt + RShift + R].

После установки необходимого канала связи нажать кнопку АСУ, при этом загорится сигнальная лампа настройки канала. После того, как лампа погаснет, канал связи настроен.

Пульт управления сигнальными ракетами

Пульт управления сигнальными ракетами служит для подачи питания и выброса сигнальных ракет четырех цветов: красного, зеленого, белого и желтого. Кассета с четырьмя ракетами располагается на законцовке левого крыла вертолёта.

Сигнальные ракеты применяются для подачи сигналов в случае отказа радиосредств или соблюдения режима радиомолчания.



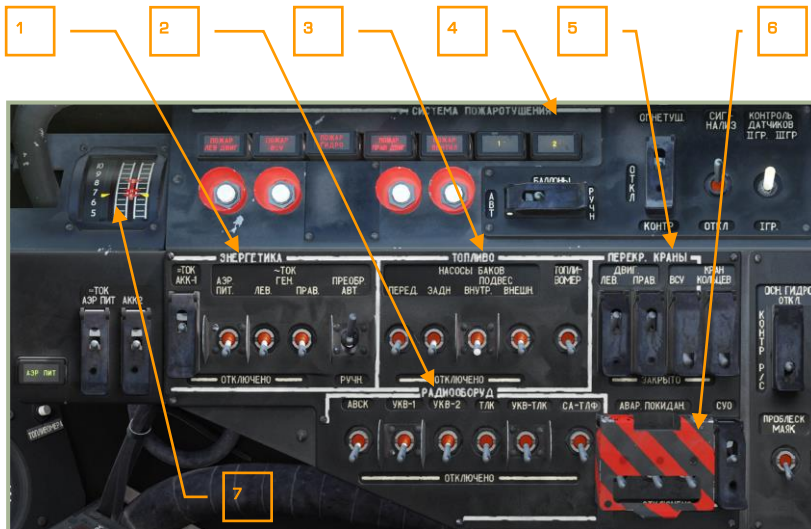
6-48: Пульт управления сигнальными ракетами

1. Кнопка выброса красной ракеты [LAlt + 1].
2. Выключатель питания системы выброса сигнальных ракет [RCtrl + 0].
3. Кнопка выброса зеленой ракеты [LAlt + 2].
4. Кнопка выброса белой ракеты [LAlt + 3].
5. Кнопка выброса желтой ракеты [LAlt + 4].

Пульт управления ответчиком опознавания, пульт управления аппаратурой специальной связи не реализованы в данной версии.

Правый боковой пульт

Расположен на правой стороне кабины.



6-49: Пульт правый боковой, левая часть

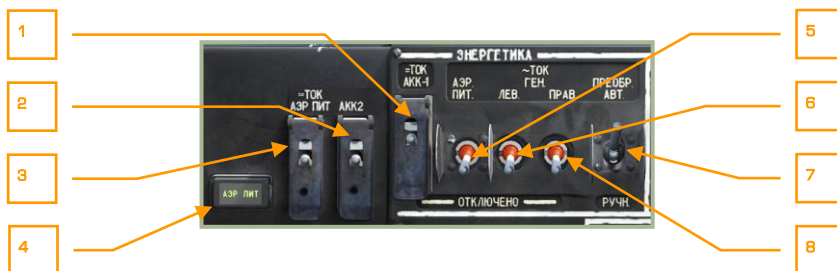
1. Панель ЭНЕРГЕТИКА.
2. Панель управления радиооборудованием.
3. ТОПЛИВО. Панель управления топливными насосами.
4. СИСТЕМА ПОЖАРОТУШЕНИЯ. Панель управления системами пожаротушения.
5. ПЕРЕКР. КРАНЫ. Панель управления перекрывными кранами.
6. АВАР. ПОКИДАН. Панель управления системами аварийного покидания.
7. Индикатор режимов работы двигателей.



6-50: Пульт правый боковой, правая часть

1. Панель индикаторов давления, температуры масла двигателей и редуктора.
2. Панель оборудования.
3. Панель управления освещением.
4. Панель управления электронными регуляторами двигателей.

Панель ЭНЕРГЕТИКА



6-51: Пульт правый боковой, панель ЭНЕРГЕТИКА

1. Выключатель ТОК АКК. Подключает первый бортовой аккумулятор. Крышка - [LCtrl + LAIt + LShift + E], выключатель - [LCtrl + LShift + E].
2. Выключатель =ТОК АКК2. Подключает второй бортовой аккумулятор. Крышка - [LCtrl + LAIt + LShift + W], выключатель - [LCtrl + LShift + W].
3. Выключатель =ТОК АЭР ПИТ. Подключает систему аэродромного питания постоянным током. Крышка - [LCtrl + LAIt + LShift + Q], выключатель - [LCtrl + LShift + Q].
4. Лампа-сигнализатор подключения аэродромного источника постоянного тока.
5. Выключатель АЭР ПИТ [LCtrl + LShift + R]. Подключает систему аэродромного питания переменным током.
6. Выключатель ТОК ГЕН. ЛЕВ [LCtrl + LShift + Y]. Включает левый генератор.
7. Трехпозиционный выключатель ПРЕОБР. АВТ. – РУЧН [LCtrl + LShift + I]. Включает режим работы преобразователя автоматический или ручной. Среднее положение – отключено.
8. Выключатель ТОК ГЕН. ПРАВ [LCtrl + LShift + U]. Включает правый генератор.

Панель управления радиооборудованием



6-52: Пульт правый боковой, панель управления радиооборудованием

1. Выключатель АВСК [L Ctrl + L Alt + Z]. Самолетное переговорное устройство СПУ-9 обеспечивает одновременное подключение к телефонам летчика радиостанций Р-800, Р-828, абонентского аппарата наземного персонала, аппаратуры речевых сообщений, системы аварийной сигнализации.
2. Выключатель УКВ-1 [R Alt + R Ctrl + P]. Ультракоротковолновая радиостанция Р-828.
3. Выключатель УКВ-2 [L Ctrl + L Alt + P]. Ультракоротковолновая радиостанция Р-800.
4. Выключатель ТЛК [L Ctrl + L Shift + O]. Аппаратура телекодовой связи внешнего целеуказания.
5. Выключатель СА-ТЛФ. Система не реализована.
6. Выключатель УКВ-ТЛК [L Ctrl + L Shift + P]. Аппаратура телекодовой связи. Аппаратура обеспечивает открытую и закрытую телекодovou связь по УКВ каналу для аппаратуры внешнего целеуказания.

Панель управления топливными насосами

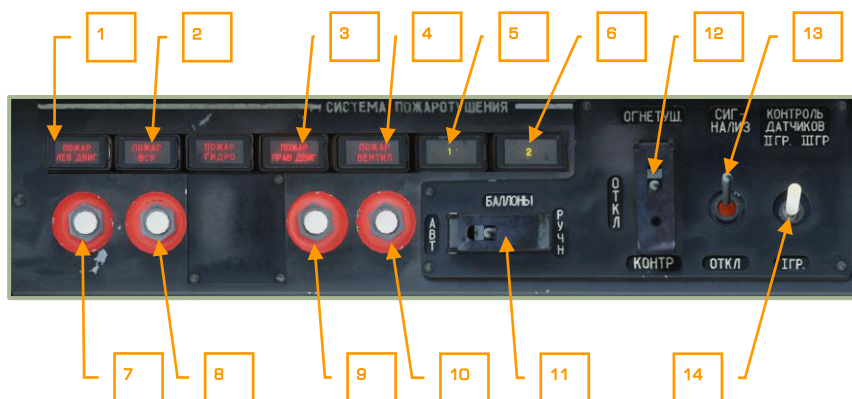


6-53: Пульт правый боковой, панель управления топливными насосами

1. Выключатель НАСОСЫ БАКОВ ЗАДН [L Ctrl + L Shift + D]. Включение насоса заднего бака.
2. Выключатель НАСОСЫ БАКОВ ПЕРЕД [L Ctrl + L Shift + A]. Включение насоса переднего бака.

3. Выключатель НАСОСЫ БАКОВ ПОДВЕС ВНУТР [LCtrl + LShift + F]. Включение насоса подвесных баков внутренних узлов подвески.
4. Выключатель НАСОСЫ БАКОВ ПОДВЕС ВНЕШН [LCtrl + LShift + G]. Включение насоса подвесных баков внешних узлов подвески.
5. Выключатель ТОПЛИВОМЕР. Включение топливомера [LCtrl + LShift + H].

Панель управления системами пожаротушения

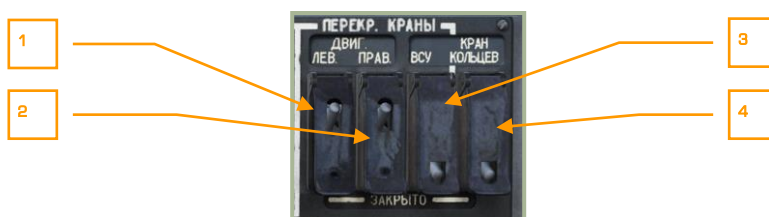


6-54: Пульта правый боковой, панель управления системами пожаротушения

1. Светосигнальное табло ПОЖАР ЛЕВ ДВИГАТЕЛЯ.
2. Светосигнальное табло ПОЖАР ВСУ.
3. Светосигнальное табло ПОЖАР ПРАВ. ДВИГАТЕЛЯ.
4. Светосигнальное табло ПОЖАР ВЕНТИЛ. Пожар в отсеке масляных радиаторов.
5. Светосигнальное табло «1». Срабатывание системы пожаротушения первой очереди.
6. Светосигнальное табло «2». Срабатывание ручной системы пожаротушения второй очереди.
7. Кнопка системы пожаротушения левого двигателя [LShift + F].
8. Кнопка системы пожаротушения ВСУ [LAlt + LShift + F].
9. Кнопка системы пожаротушения правого двигателя [RShift + F].

10. Кнопка системы пожаротушения в отсеке вентиляции [ALT + LCtrl + LShift + F].
11. Переключатель БАЛЛОНЫ. Выбор первого (АВТО) или второго (РУЧН) баллона. Крышка - [RAlt + RCtrl + RShift + Z], переключатель - [RCtrl + RShift + Z].
12. Переключатель ОГНЕТУШ – ОТКЛ - КОНТР. Переключатель рабочего режима ОГНЕТУШ, выключения ОТКЛ и контрольного режима КОНТР. Крышка - [LCtrl + LAlt + LShift + Z], переключатель - [LCtrl + LShift + Z].
13. Выключатель СИГНАЛИЗ [RAlt + RShift + Z]. Включает систему пожарной сигнализации.
14. Переключатель КОНТРОЛЬ ДАТЧИКОВ I ГР, II ГР, III ГР [RShift + Z].

Панель управления перекрывными кранами



6-55: Пульт правый боковой, панель управления перекрывными кранами

1. Выключатель ДВИГ. ЛЕВ. – ЗАКРЫТО. Крышка - [RAlt + RCtrl + RShift + J], выключатель - [RCtrl + RShift + J].
2. Выключатель ДВИГ. ПРАВ. – ЗАКРЫТО. Крышка - [RAlt + RCtrl + RShift + K], выключатель - [RCtrl + RShift + K].
3. Выключатель ВСУ – ЗАКРЫТО. Крышка - [RAlt + RCtrl + RShift + L], выключатель - [RCtrl + RShift + L].
4. Выключатель КРАН КОЛЬЦЕВ. – ЗАКРЫТО. Крышка - [RAlt + RCtrl + RShift + ;], выключатель - [RCtrl + RShift + ;].

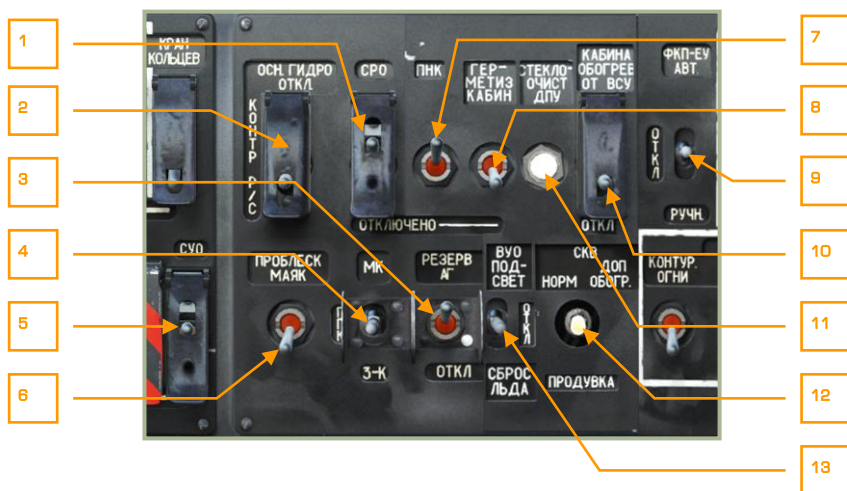
Панель индикаторов давления, температуры масла двигателей и редуктора



6-56: Пульта правый боковой, панель индикаторов давления, температуры масла двигателей и редуктора

1. Индикатор давления масла левого двигателя.
2. Индикатор давления масла правого двигателя.
3. Индикатор давления масла редуктора.
4. Индикатор температуры масла левого двигателя.
5. Индикатор температуры масла правого двигателя.
6. Индикатор температуры масла редуктора.

Панель оборудования



6-57: Пульт правый боковой, панель оборудования

1. Выключатель СРО - ОТКЛ. Самолетный радиолокационный ответчик. Крышка - [LCtrl + LAlt + LShift + I], выключатель - [LAlt + LShift + I]. Не реализовано.
2. Панель КОНТР Р/С. Выключатель ОЧН ГИДРО – ОТКЛ. Крышка - [LCtrl + LAlt + LShift + H], выключатель - [LAlt + LShift + H].
3. Выключатель РЕЗЕРВ АГ – ОТКЛ [RShift + N]. Включение резервного авиагоризонта.
4. Переключатель МК – ГПК – ЗК [LAlt + LShift + G], [LCtrl + LAlt + G]. Магнитный курс – гироскопический - заданный курс. Используется при выполнении коррекции курса ИКВ.
5. Выключатель СУО – ОТКЛЮЧЕНО. Включение питания системы управления оружием. Крышка - [LCtrl + LAlt + LShift + D], выключатель - [LAlt + LShift + D].
6. Выключатель ПРОБЛЕСК МАЯК [RShift + J].
7. Выключатель ПНК ВКЛ – ОТКЛ [LShift + N]. Включение ПНК при наземных проверках без задействования прицельной системы.
8. Выключатель ГЕРМЕТИЗ КАБИН – ОТКЛЮЧЕНО. Не реализовано.
9. Переключатель ФКП-ЕУ АВТ – ОТКЛ – РУЧН. Не реализовано.
10. Выключатель КАБИНА ОБОГРЕВ ОТ ВСУ – ОТКЛ. Не реализовано.
11. Кнопка СТЕКЛООЧИСТ ДПУ. Включение стеклоочистителя оптики И-251В Шквал.
12. Переключатель СКВ НОРМ – ДОП ОБОГР – ПРОДУВКА. Среднее положение – ОТКЛ. Не реализовано.
13. Переключатель ВУО ПОДСВЕТ – ОТКЛ – СБРОС ЛЬДА. Не реализовано.

Панель управления освещением



6-58: Пульт правый боковой, панель управления освещением

1. Переключатель СТРОЕВ. ОГНИ 10 % - 30 % - 100 % [RCtrl + J]. Переключается яркость свечения строевых огней.

2. Выключатель КОНТУР. ОГНИ [RAIt + J]. Включает контурные огни на нижнем винте.
3. Выключатель ПОДСВЕТ АГР ПКП [RAIt + RShift + K]. Включение ночной подсветки пилотажных приборов.
4. Выключатель ПОДСВЕТ ПРИБОРЫ [RShift + K].
5. Выключатель ПОДСВЕТ ПУЛЬТЫ [RCtrl + K].

Панель управления электронными регуляторами двигателей

На вертолёте установлено два электронных регулятора двигателей ЭРД-ЗВМА.

Каждый электронный регулятор двигателя (ЭРД) входит в состав электронной части системы регулирования двигателя, предназначен для регулировки расхода топлива при превышении частоты вращения турбокомпрессора и останова двигателя при превышении предельной частоты вращения свободной турбины.

Каждый регулятор функционально состоит из контура ограничения частоты вращения турбокомпрессора и автомата защиты свободной турбины, выполняет следующие функции.

По контуру турбокомпрессора:

- Ограничение максимальной частоты вращения ротора турбокомпрессора двигателя в зависимости от температуры воздуха и барометрического давления, с целью поддержания постоянной мощности взлетного режима.
- Ограничение максимального физического значения частоты вращения 101 % ротора турбокомпрессора.

ЭРД при достижении максимальной частоты вращения ротора турбокомпрессора при данной температуре и давлении уменьшает подачу топлива в двигатель через исполнительный механизм. Одновременно загорается светосигнальное табло желтого цвета на верхнем пульте ОГРАН РЕЖ ЛЕВ или ОГРАН РЕЖ ПРАВ.

По контуру свободной турбины:

- Выдача сигнала на останов двигателя и на включение в проблесковом режиме ЦСО и светосигнального табло красного цвета «п ст ПРЕД ЛЕВ ДВИГ» и «п ст ПРЕД ПРАВ ДВИГ» с одновременной выдачей звуковой сообщения «Раскрутка турбины левого двигателя» или «Раскрутка турбины правого двигателя».

Пульт включения и контроля ЭРД размещен в кабине на правом боковом пульте. На этом пульте размещены выключатели ЭРД левого и правого двигателей, выключатель контроля контура турбокомпрессора (ТК) и переключатель контроля контуров свободной турбины (СТ).

При включении выключателей ЭРД ЛЕВ. и ЭРД ПРАВ. и установке переключателей КОНТР. ЭРД в положение РАБОТА электронные регуляторы двигателей включаются в работу.

Оба контура свободной турбины СТ-1 и СТ-2 работают независимо; для выдачи сигнала на останов двигателя требуется, чтобы оба контура зафиксировали превышение предельной частоты вращения свободной турбины с разницей по времени не более 0,2 секунды. Выдача сигнала превышения оборотов только одним контуром или обоими, но с интервалом более 0,2 секунды считается ложным срабатыванием.

Если в режиме контроля при горящем табло и оборотах несущего винта 86,5 % быстро перебросить переключатель в другое крайнее положение (СТ-1 – СТ-2), не задерживаясь в положении РАБОТА, проверяемый двигатель выключится.



6-59: Пульт правый боковой, панель управления электронными регуляторами двигателей

1. Выключатель ЭРД ЛЕВ. Выключатель электронного регулятора левого двигателя. Крышка - [RAlt + RCtrl + Home], выключатель - [RCtrl + Home].
2. Выключатель ЭРД ПРАВ. Выключатель электронного регулятора правого двигателя. Крышка - [RAlt + RCtrl + End], выключатель - [RCtrl + End].
3. Выключатель КОНТР. ЭРД ТК – РАБОТА. Крышка - [RCtrl + RShift + End], выключатель - [RAlt + RShift + End].
4. Трехпозиционный переключатель КОНТР. ЭРД СТ-1 – РАБОТА – СТ-2. Крышка - [LCtrl + LShift + End], переключатель - [LCtrl + LAlt + End].

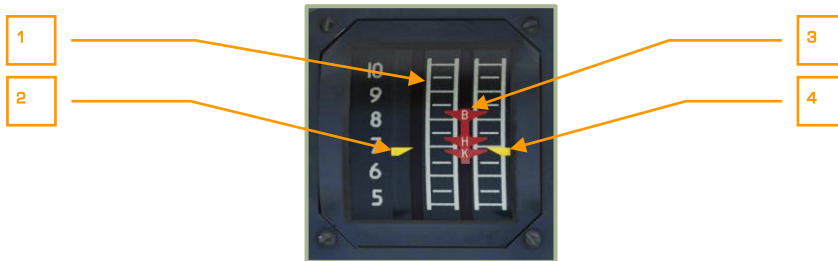
Индикатор режимов работы двигателей

Индикатор связан с измерителем, который предназначен для контроля режимов работы двигателей.

Контроль режимов работы основан на измерении давления воздуха за компрессором, значение которого индицируется боковыми индексами желтого цвета, и сравнения с режимами, указанными на центральном индексе красного цвета, положение которого пропорционально атмосферному давлению и температуре воздуха.

На центральном индексе указателя режимов нанесены три отметки В, Н, К, соответствующие давлению за компрессором на взлетном, номинальном и крейсерском режимах.

Для контроля режима работы двигателей необходимо сравнить положение крайних желтых индексов с обозначением режима (В, Н, К) на среднем красном индексе.

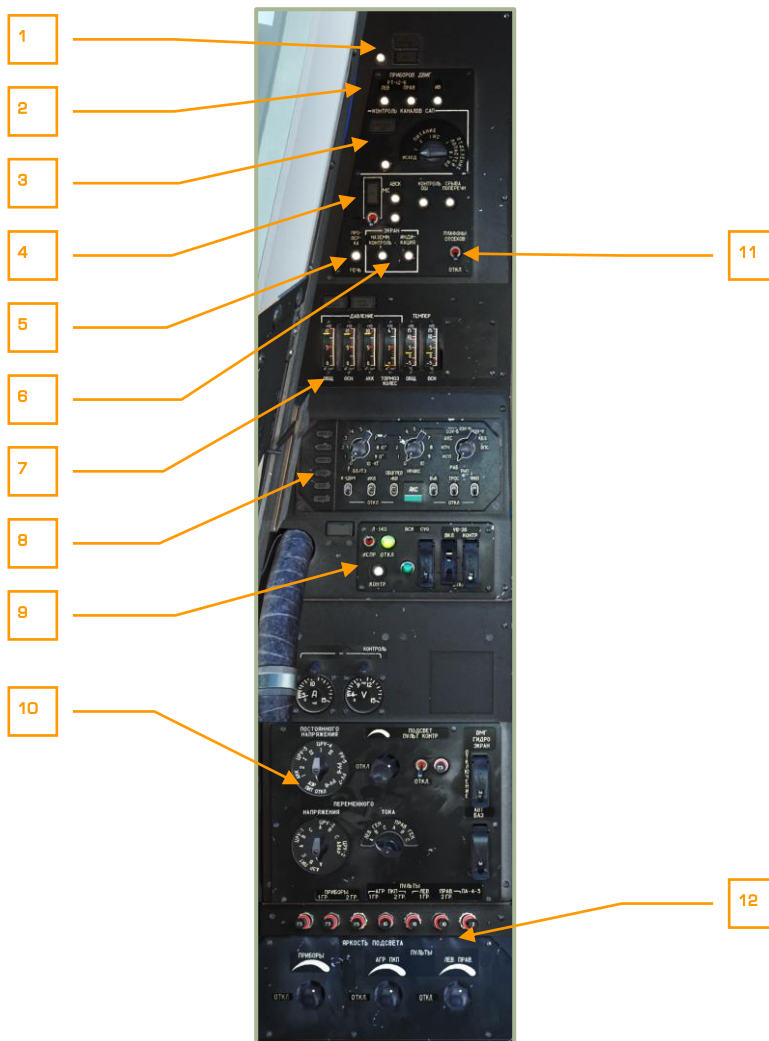


6-60: Индикатор режимов работы двигателей

1. Шкала давления воздуха за компрессором. Проградуирована от 5 до 10 кгс/см². Цена деления 0,5 кгс/см².
2. Индекс левого двигателя.
3. Центральный индекс с метками:
В – взлетный режим,
Н – номинальный режим,
К – крейсерский режим.
4. Индекс правого двигателя.

Пульт контроля

Пульт расположен на задней стенке кабины за правым плечом летчика.



6-61: Пульт контроля

1. Панель контроля противообледенительной системы.
2. Панель контроля приборов двигателей.
3. Панель контроля каналов САП (система аварийного покидания).

4. Панель контроля АВСК.
5. Кнопка проверки речевого информатора.
6. Панель контроля системы «ЭКРАН».
7. Индикаторы давления и температуры в гидросистемах.
8. Пульт ППК-800.
9. Пульт контроля аппаратуры Л-140, СУО и УВ-26
10. Нижняя панель пульта контроля.
11. Выключатель плафонов отсеков.
12. Панель регулировки яркости подсвета.

Панель контроля приборов двигателей



6-62: Панель контроля приборов двигателей

1. Кнопка РТ-12-6 ЛЕВ [RAlt + RShift + G].
2. Кнопка РТ-12-6 ПРАВ [RCtrl + RShift + G].
3. Кнопка контроля вибрации ИВ [RAlt + RCtrl + RShift + V].

Кнопки РТ-12-6 ЛЕВ и ПРАВ снижают порог контроля регуляторов температуры для проверки работоспособности работы ЭРД. При нажатии автоматически отключаются контуры ТК ЭРД, при этом, если температура газов была не менее 850 °С, а частота вращения составляла не менее 87 %, то температура газов снизится на 30 °С или более, а частота вращения турбокомпрессора упадет до 84 % от максимального значения.

Панель контроля каналов САГ

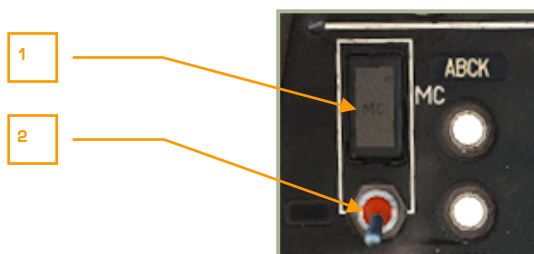


6-63: Пульт контроля каналов САГ

1. Светосигнальное табло контроля системы автоматического покидания.
2. Кнопка контроля [RCtrl + RShift + E].
3. Галетный переключатель ИСХОД – ПИТАНИЕ – ОТДЕЛЕНИЕ ЛОПАСТЕЙ.

Панель контроля АВСК

Пульт контроля АВСК служит для проведения проверок вертолётного переговорного устройства СПУ-9 и скоммутированного магнитофона.



6-64: Пульт контроля АВСК

1. Светосигнальное табло магнитофона МС.
2. Выключатель наземной проверки магнитофона.

Панель контроля системы ЭКРАН

Слева располагается кнопка проверки речевого информатора. Панель контроля системы ЭКРАН в центре. Выключатель плафонов отсеков справа.



6-65: Пульт контроля системы ЭКРАН, кнопка проверки речевого информатора АЛМАЗ, выключатель плафонов отсеков

1. Кнопка проверки речевого информатора, система АЛМАЗ [RAIt + RCtrl + V].
2. Кнопка НАЗЕМН КОНТРОЛЬ системы ЭКРАН.
3. Кнопка ИНДИКАЦИЯ системы ЭКРАН.
4. Выключатель ПЛАФОНЫ ОТСЕКОВ – ОТКЛ.

Индикаторы давления и температуры в гидросистемах



6-66: Индикаторы давления и температуры в гидросистемах

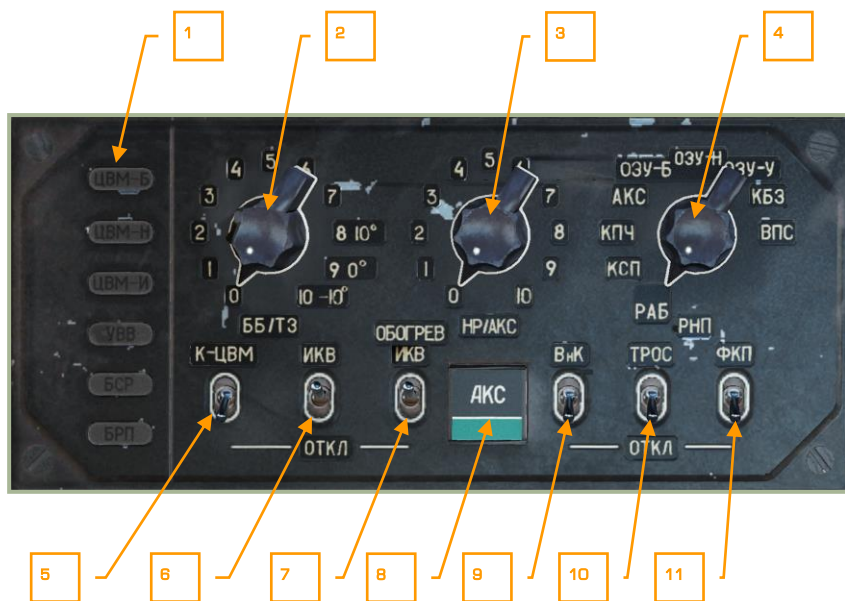
1. Светосигнальное табло КЛАПАН I ГИДРО.
2. Светосигнальное табло КЛАПАН II ГИДРО.
3. Индикатор давления в общей гидросистеме.
4. Индикатор давления в основной гидросистеме.
5. Индикатор давления в гидроаккумуляторе.



6. Индикатор давления в тормозной системе.
7. Индикатор температуры в общей гидросистеме.
8. Индикатор температуры в основной гидросистеме.

Пульт ППК

Пульт ППК предназначен для проведения предполетной подготовки и контроля ЦВМ ПрПНК, включения ИКВ и выставки баллистических коэффициентов для подвесного оружия.



6-67: Пульт подготовки и контроля ППК

1. Светосигнальные табло отказа ЦВМ-Б, ЦВМ-Н, ЦВМ-И, ЦВМ-Ц, УВВ, БРП.
2. Галетный переключатель ББ/ТЗ. Ввод температуры заряда ПТУР. Не реализовано.
3. Галетный переключатель НР/АКС. Ввод баллистических характеристик НАР и подвесных пушек.
 - 0 – НАР С-8КОМ.
 - 1 – НАР С-8ЦМ.
 - 2 – НАР С-13.
 - 3 – НАР С-24.
 - 4 – НАР С-8ОФП2.
 - 5 – УПК-23.
 - 6 – ФАБ-100.

7 – ФАБ-250.

8 – ФАБ-500.

9 – КМГУ АО-2,5РТ.

10 – КМГУ ПТАБ-2,5КО.

Баллистические характеристики используются при вычислении положения прицельной марки на ИЛС. Положение переключателя должно совпадать с типом применяемых НАР.

В случае применения НАР при некорректно выставленном положении переключателя, прицельная марка будет показывать неверную точку прицеливания.

При старте миссии переключатель установлен в положение типа НАР, выбранных в редакторе миссий. В случае подвески разнотипных НАР переключатель автоматически устанавливается в положение, соответствующее первому типу НАР по нумерации пилонов (первый пилон – внешний на левом крыле, четвертый – внешний на правом крыле).

Перед применением другого типа НАР или пушечных контейнеров необходимо вручную установить переключатель в положение соответствующее выбранному типу НАР или УПК-23.

Эту же операцию следует произвести после перевооружения вертолёта в ходе миссии.

4. Галетный переключатель РНП. Выбор режима проверок. Не реализовано.
5. Выключатель К-ЦВМ – ОТКЛ. Включение режима тест контроля ЦВМ. Не реализовано.
6. Выключатель ИКВ – ОТКЛ. Включение инерциальной курсо-вертикали.
7. Выключатель ОБОГРЕВ ИКВ – ОТКЛ. Включение обогрева инерциальной курсо-вертикали.
8. Кнопка-табло АКС. Подключение галетного переключателя НР/АКС для выбора подсистем ПНК для автономного контроля. Не реализовано.
9. Выключатель Вн.К – ОТКЛ. Не реализовано.
10. Выключатель ТРОС – ОТКЛ. Включение режима стабилизации и индикации положения троса внешней подвески. Не реализовано.
11. Выключатель ФКП – ОТКЛ. Включение фотоконтрольного прибора. Не реализовано.

Пульт контроля аппаратуры Л-140, СУО и УВ-26



6-68: Пульт контроля аппаратуры Л-140, СУО и УВ-26

1. Выключатель Л-140 – ОТКЛ аппаратуры лазерной разведки Л-140 [LCtrl + N].
2. Лампа-сигнализатор ИСПР исправности аппаратуры Л-140.
3. Кнопка контроля КОНТР аппаратуры Л-140 [LCtrl + LAlt + N].
4. Лампа контроля ВСК-СУО.
5. Выключатель ВСК-СУО - ОТКЛ. Встроенный контроль СУО.
6. Выключатель УВ-26 ВКЛ – ОТКЛ аппаратуры УВ-26. Крышка - [LAlt + LShift + C], выключатель - [LCtrl + LShift + C].
7. Выключить УВ-26 КОНТР – ОТКЛ. Встроенный контроль УВ-26. Крышка - [LCtrl + LAlt + LShift + C], выключатель - [LCtrl + LAlt + C].

Нижняя панель пульта контроля



6-69: Нижняя панель пульта контроля

1. Амперметр.
2. Вольтметр системы переменного тока.
3. Галетный переключатель точек индикации постоянного напряжения.
4. Галетный переключатель точек индикации переменного тока.
5. Галетный переключатель точек индикации переменного напряжения.
6. Регулятор яркости подсвета пульта контроля.
7. Выключатель подсвета пульта контроля [RAIt + RShift + L].
8. Выключатель электроснабжения систем ВМГ, ГИДРО и ЭКРАН. Крышка - [LCtrl + LAIt + LShift + N], выключатель - [LCtrl + LShift + N].
9. Кнопочные автоматы защиты цепей подсвета приборов и пультов.

Панель регулировки яркости подсветки



6-70: Панель регулировки яркости подсветки

1. Регулятор яркости подсветки ПРИБОРЫ. Регулятор синей ночной подсветки, [LCtrl + LShift + K], [LCtrl + LAlt + K].
2. Регулятор яркости подсветки АГР ПКП, [LCtrl + LShift + J], [LCtrl + LAlt + J].
3. Регулятор яркости подсветки ПУЛЬТЫ ЛЕВ. ПРАВ, [LCtrl + LShift + L], [LCtrl + LAlt + L].

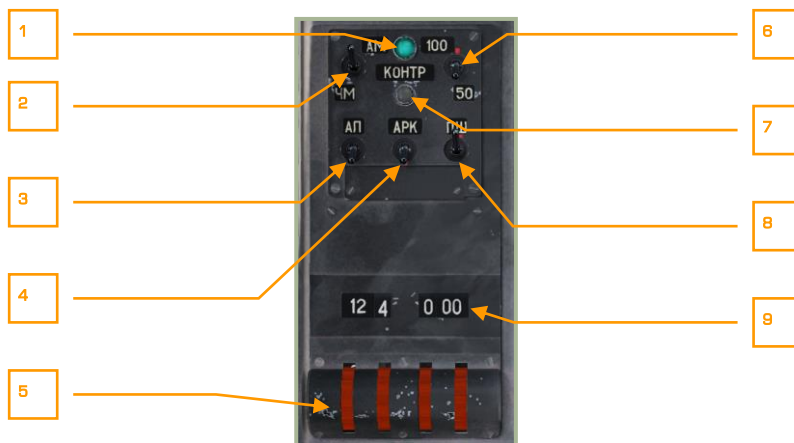
Левый пульт



6-71: Левый пульт

1. Блок командной радиостанции Р-800Л1.
2. Пульт выбора режимов ПВР из комплекта К-041.
3. Панель управления запуском двигателей.
4. Панель радио.

Блок командной радиостанции Р-800Л1

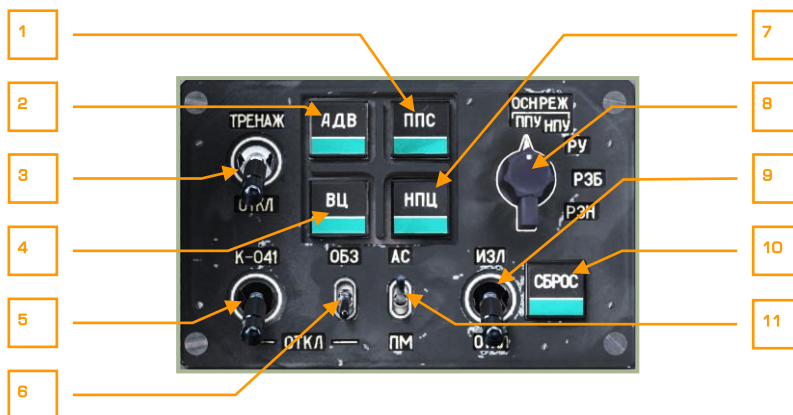


6-72: Блок командной радиостанции

1. Лампа КОНТРОЛЬ.
2. Переключатель амплитудное модулирование – частотное модулирование, АМ-ЧМ [LShift + LCtrl + LAlt + M].
3. Выключатель аварийного приемника с фиксированной частотой – АП [LCtrl + LAlt + E], для приема сигналов бедствия. Происходит перенастройка на аварийную частоту 121,5 МГц, передатчик отключается.
4. Выключатель АРК [LCtrl + LAlt + A]. Радиостанция подключается к радиокомпасу. При этом выходы антенн АРК подключаются к приемнику Р-800Л1, обратная связь управления положением направленной антенны (катушки АРК) и, соответственно, стрелки на ПНП осуществляется через него. Стрелка на ПНП указывает на радиостанцию с частотой, которая выставлена в Р-800Л1.
5. Задатчик частот. 4 маховика. Частота задается с шагом 25 кГц. Два левых маховика задают целые значения МГц, два правых – тысячные МГц.
 1-й маховик вверх - [LCtrl + LShift + 1], вниз - [LCtrl + LAlt + 1].
 2-й маховик вверх - [LCtrl + LShift + 2], вниз - [LCtrl + LAlt + 2].
 3-й маховик вверх - [LCtrl + LShift + 3], вниз - [LCtrl + LAlt + 3].
 4-й маховик вверх - [LCtrl + LShift + 4], вниз - [LCtrl + LAlt + 4].
6. Переключатель 100-50. Изменяет скорость передачи данных (не реализован).
7. Кнопка КОНТРОЛЬ [LCtrl + LShift + T]. Производит самотестирование радиостанции. При исправности загорается зеленая лампа КОНТРОЛЬ.
8. Выключатель системы подавления шумов – ПШ [LCtrl + LAlt + R]. Уменьшает громкость, если не обнаружен сигнал несущей частоты.

9. Барабаны с индикацией значения набранной частоты.

Пульт выбора режимов ПВР



6-73: Пульт выбора режимов ПВР

1. Кнопка-табло ППС [LAlt + S]. Задание признака передней полусферы воздушной цели. Настройка дистанционного взрывателя ПТУР.
2. Кнопка-табло АДВ [Q]. Включение автоматического доворота вертолёта.
3. Выключатель ТРЕНАЖ – ОТКЛ. Включение режима «Тренаж».
4. Кнопка-табло ВЦ [V]. Задание признака воздушной цели. Включение дистанционного взрывателя ПТУР.
5. Выключатель К-041 – ОТКЛ [LShift + D]. Включение комплекса ПрПНК.
6. Выключатель ОБЗ – ОТКЛ [H]. Включение работы с нацеленной системой целеуказания.
7. Кнопка-табло НПЦ [N]. Задание признака наземной подвижной цели.
8. Галетный переключатель режимов СУО. Влево - [LCtrl + F], вправо - [LAlt + F].
 - ППУ – положение при пусках ПТУР (подвижная ПУ), НАР и стрельбе из подвижной пушки. Основной автоматический режим.
 - НПУ – положение при пусках ПТУР, НАР и стрельбе из неподвижной пушки. Резервный режим.
 - РУ – включение режима ручного резервного управления ПТУР.
 - РЗБ – включение резервирования боевых задач в ЦВМ-Н.
 - РЗН – включение резервирования навигационных задач в ЦВМ-Б.

9. Переключатель ИЗЛ. – ОТКЛ [RShift + O]. Включение готовности лазерного дальномера.
10. Кнопка-табло СБРОС [Backspace]. Сброс задачи.
11. Переключатель АС – ПМ [P]. Выбор способа прицеливания при стрельбе: АС – автосопровождение цели, ПМ – прицельная марка (с учетом прицельных данных, ручное измерение дальности).

Панель управления запуском двигателей



6-74: Панель управления запуском двигателей

1. Кнопка ЗАПУСК [Home]. Используется для старта ВСУ и двигателей.
2. Переключатель режима работы [LAlt + Home], [LCtrl + Home]. Переключатель режимов запуска: ЗАПУСК, ПРОКРУТКА, ЛОЖНЫЙ ЗАПУСК.
3. Светосигнальное табло КЛАПАН ЗАПУСКА. Сигнализирует о наличии давления пускового воздуха в левом или правом двигателях
4. Кнопка СТОП ЗАПУСК [RAlt + Home]. Используется для прекращения запуска двигателей.
5. Кнопка ОСТАНОВ ВСУ [End]. Используется для останова ВСУ.
6. Переключатель двигателей [E]. Предназначен для выбора ВСУ или двигателя для проведения запуска.

Панель радио



6-75: Панель радио

1. Кнопка СБРОС. Сброс кодов закрытой связи. Не реализовано.
2. Галетный переключатель [LAlt + LCtrl + /]. Выбор типа связи вертолётного переговорного устройства СПУ-9. Имеет положения УКВ-2, УКВ-1, КВ, НОП.
 - (СА) УКВ-2 – командная радиостанция Р-800Л1.
 - УКВ-1 – радиостанция для связи с сухопутными войсками Р-828.
 - КВ – коротковолновый диапазон. Не используется.
 - НОП – используется при переговорах с наземным персоналом через абонентский аппарат персонала, подключенный к СПУ соединительным шнуром.

Панель ВСУ

Панель ВСУ (вспомогательной силовой установки) находится около левой руки летчика.



6-76: Панель ВСУ



1. Светосигнальное табло КРАН ВСУ ОТКРЫТ.
2. Светосигнальное табло ОСТАНОВ ВСУ по п. Останов ВСУ по превышению оборотов.
3. Светосигнальное табло Р масла ВСУ. Давление масла ВСУ в норме.
4. Светосигнальное табло ВСУ ВКЛЮЧЕНА.
5. Указатель температуры газов ВСУ.

ВНИМАНИЕ!
ПРИМЕНЯТЬ КАСЕТЫ
С ЗАВОДСКОГО № 501180551



КОНТРОЛЬ Т° ГАЗ
ДВИГ

РАБОТ НЕ РАБОТ



ТОК
АЗР АКК-1
АЗР АКК-2

ТОК
АЗР АКК-1
АЗР АКК-2

ОТК/ПО

7. АВИАЦИОННАЯ БОРТОВАЯ РАДИОТЕХНИЧЕСКАЯ ИНТЕГРИРОВАННАЯ СИСТЕМА АБРИС

Назначение

Изделие АБРИС предназначено для решения задач самолетовождения, в том числе для подготовки и планирования маршрута, картографического обеспечения на всех этапах полета, обработки информации от навигационных датчиков, выдачи информации в сопрягаемые системы, выполнения штурманских расчетов.

Изделие в составе борта Ка-50 предназначено для вывода индикации о тактической обстановке и внешнего целеуказания.

Изделие АБРИС обеспечивает:

- хранение, отображение электронных карт местности на цветном дисплее;
- непрерывное определение координат местоположения вертолёта, отображение положения вертолёта на электронной карте (в масштабе, удобном для оператора);
- формирование, отображение аэронавигационной информации и данных полетного задания, необходимых для решения задач самолетовождения на различных этапах полета;
- формирование плана полета, запись его в базу данных изделия и загрузку из базы данных изделия;
- оперативное изменение плана полета в процессе полета;
- прием и отображение на дисплее информации от сопрягаемых систем, а также выдачу информации в сопрягаемые системы.

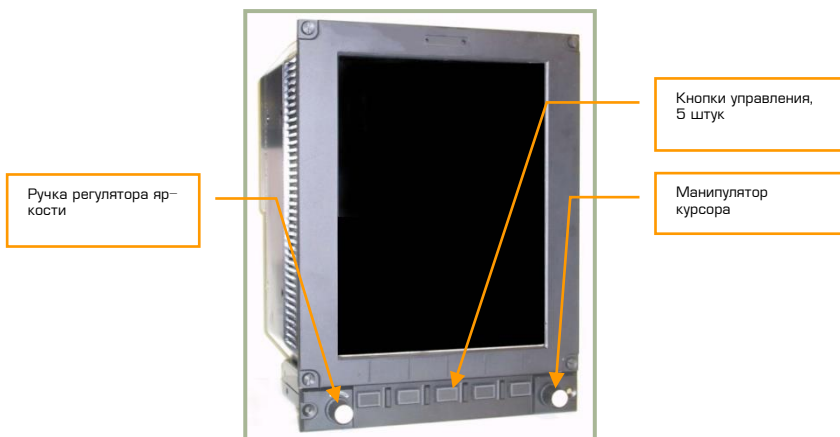
Изделие АБРИС выдает, формирует и отображает предупреждения (появляется соответствующая надпись) о следующих событиях:

- подход к ППМ (зеленый цвет сообщения), выдается за установленное время до момента пролета ППМ;
- подход к точке начала снижения (зеленый цвет сообщения), выдается за установленное время до момента пролета точки начала снижения;
- подход к точке начала разворота (зеленый цвет сообщения), выдается за установленное время до момента пролета точки начала разворота;
- ЛБУ больше, чем установленное значение (зеленый цвет сообщения), выдается при ЛБУ большем, чем установленное значение.

Органы управления

Органы управления АБРИС размещены на лицевой панели пульта управления. К органам управления относятся:

- **Кнопки, 5 штук**, [1], [2], [3], [4], [5], их назначение меняется в зависимости от текущего режима работы системы.
- **Ручка регулятора яркости** изображения на дисплее и подсвета кнопок (расположена слева от кнопок). Ярче - [0], темнее - [9].
- **Манипулятор курсора**, обеспечивает перемещение курсора (метки на экране) в любую точку рабочего поля дисплея, ввод алфавитно-цифровой информации, выбор пунктов меню и ввода заданного путевого угла/заданного курса (расположен справа от кнопок). Влево - [7], вправо - [8], нажим - [6].



7-1: Внешний вид изделия АБРИС и органы управления

Манипулятор курсора обеспечивает независимое перемещение курсора по направлениям "влево - вправо" и "вверх - вниз" путем вращения колесика мыши. Переключение направления перемещения курсора производится осевым нажатием ручки манипулятора (правая кнопка мыши).

В режиме ввода буквенно-цифровой информации вращением ручки манипулятора (вращение колесика мыши) производится перебор возможных символов, а осевым нажатием и отпуском ручки манипулятора (нажатие правой кнопки мыши) производится переход к позиции очередного символа.

В симуляторе вращение ручек можно осуществлять также с помощью левой кнопки мыши, для этого необходимо навести курсор на манипулятор, нажать левую кнопку мыши и двигать ее в радиальном направлении от манипулятора.

Отображение и ввод информации в изделии АБРИС

Цифровая и графическая информация отображается различными цветами, в зависимости от ее назначения.

Использование цветов для отображения сообщений различного назначения:

Вид сообщений	Цвет отображения
Предупреждения опасные	Желтый
Предупреждения неопасные	Зеленый
Шкалы	Белый
Текущие измеренные параметры	Белый
Режимы	Зеленый
Активизированный маршрут	Синий

Ввод информации предусматривается во всех режимах работы изделия.

Перемещение по пунктам меню обеспечивается манипулятором курсора (правой ручкой на пульте управления) или с клавиатуры стрелками '↑' и '↓'. При вращении манипулятора курсора по часовой стрелке – переход к нижнему пункту меню, при вращении манипулятора курсора против часовой стрелки переход к верхнему пункту меню. При использовании манипулятора курсора в качестве средства выбора из меню обеспечивается плавный переход от одного пункта к другому с обязательной фиксацией на каждом пункте меню. При использовании стрелок '↑' и '↓' для выбора из меню одно нажатие соответствует одному переходу от пункта к пункту.

Ввод буквенно-цифровых значений обеспечивается манипулятором курсора:

- вращением манипулятора курсора по часовой стрелке производится увеличение цифрового значения и листание буквенных (по алфавиту) и допустимых специальных символов, а при вращении манипулятора курсора против часовой стрелки - уменьшение значения;
- переход от одного символа к другому обеспечивается осевым нажатием манипулятора курсора.

Включение системы АБРИС

После включения выключателя, подающего питание на изделие, происходит автоматическая подготовка изделия АБРИС к работе (подготовка длится до 120 сек). Индикация процесса осуществляется равномерным миганием ламп подсвета кнопок пульта управления. Завершение автоматической подготовки изделия к работе индицируется постоянным свечением ламп подсвета кнопок ПУ и отображением на дисплее страницы режима МЕНЮ. Выключение изделия АБРИС производится выключением соответствующего выключателя [RShift + 0]. Выключение возможно в любой

момент работы изделия, при этом дисплей и лампы подсвета кнопок пульта управления гаснут.

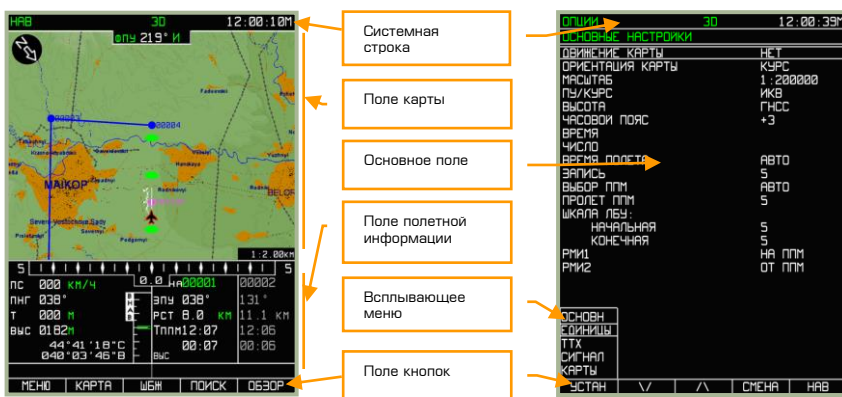
МЕНЮ	30	09:11:50M
ВАЖНЫЕ	ЧИСЛО:	22:06:2004
НАВИГАЦИЯ		22:06:2004
ТОПОГРАФИЯ		22:06:2004
КОМП. МАРШРУТЫ	1	22:06:2004
ДОП. ИНФОРМАЦИЯ	2	22:06:2004
РЕЛЬЕФ		22:06:2004
ТТХ		22:06:2004
МАРШРУТЫ	2	22:06:2004
МЕТЕО		22:06:2004
МОРСКИЕ КАРТЫ	НЕТ	
НАВ. ДАТЧИКИ		
ГНСС	ГОТОВ	
ВЫСОТОМЕР	ГОТОВ	
РЕСУРС	15	
С/Н	ВРВUVCRTCB4NYE0FCAES35J7	
ВЕРСИЯ ПО	L012BETA	
ОПЦИИ	УПРАВ	ПЛАН
	СНС	НАВ

7-2: Вид дисплея после завершения процесса автоматической подготовки к работе (страница МЕНЮ)

Представление информации в АБРИС

Пространство дисплея базового блока, для удобства описания отображаемой информации, условно поделено на части:

- системная строка;
- основное поле;
- поле карты;
- поле полетной информации;
- поле меняющихся функциональных кнопок;
- всплывающее меню.

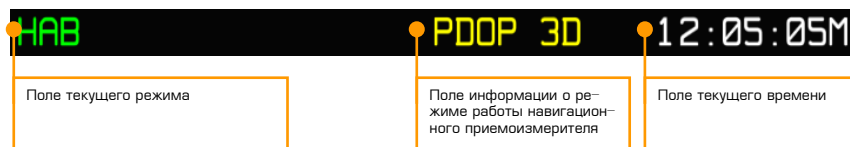


7-3: Основные элементы отображения информации

Системная строка

Системная строка предназначена для индикации текущего времени, состояния приемоизмерителя СНС и выбранного режима работы. Системная строка отображается на верхней части дисплея (независимо от выбранного режима работы). Системная строка состоит из трех основных полей:

- поле текущего режима;
- поле режима работы навигационного приемоизмерителя СНС;
- поле отображения текущего времени.



7-4: Поля системной строки

Для режимов, имеющих несколько подрежимов, текущий подрежим индицируется в левом верхнем углу экрана (под полем режима).

Сообщения, отображаемые в полях системной строки, и их основное содержание представлены в таблице ниже.

Сообщения о режиме работы навигационного приемоизмерителя

Сообщение	Значение сообщения
3D	3D навигация от встроенного датчика.
ИСКЛ 3D	3D навигация, один спутник созвездия отключен вручную.
HDOP 3D	Плохой геометрический фактор.
PDOP 3D	Плохой спутниковый фактор.
RAIM 3D	Ошибка автономного контроля целостности данных и работоспособности в приемнике СНС.
2D	2D навигация (определяются координаты ЛА, данных для вычисления высоты относительно эллипсоида недостаточно).
ADSB 3D	3D навигация от транспондера.
ADSB	Транспондер, режим 2D или неизвестен.
СЧСЛ	Расчет параметров движения ЛА при отказе СНС с использованием последних данных о путевой скорости и фактическом путевом угле. Изделие использует данный режим в течение 1 минуты после отказа СНС, после чего выдается сообщение НЕТ НАВ.
НЕТ НАВ	Невозможно определение координат ЛА.
ПОРОГ	Если введенное вручную пороговое значение превышает значение, соответствующее участку маршрута: неточный заход (0.3 nm), подход (1 nm), иначе - 1 nm.

В поле текущего времени возможно использование двух форматов:

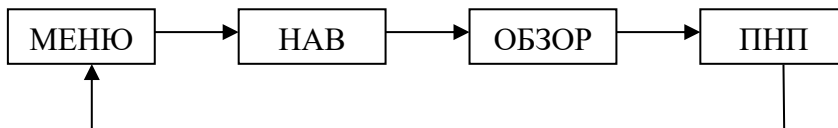
HH:MM:SS Z и HH:MM:SS M.

В данных форматах HH - часы, MM – минуты, SS – секунды. Если не введено значение часового пояса, то отображается значение времени по Гринвичу, при этом

после времени ставится индикатор Z (Zulu time); если введено значение часового пояса, то отображается локальное время и после значения времени ставится индикатор M.

Режимы работы

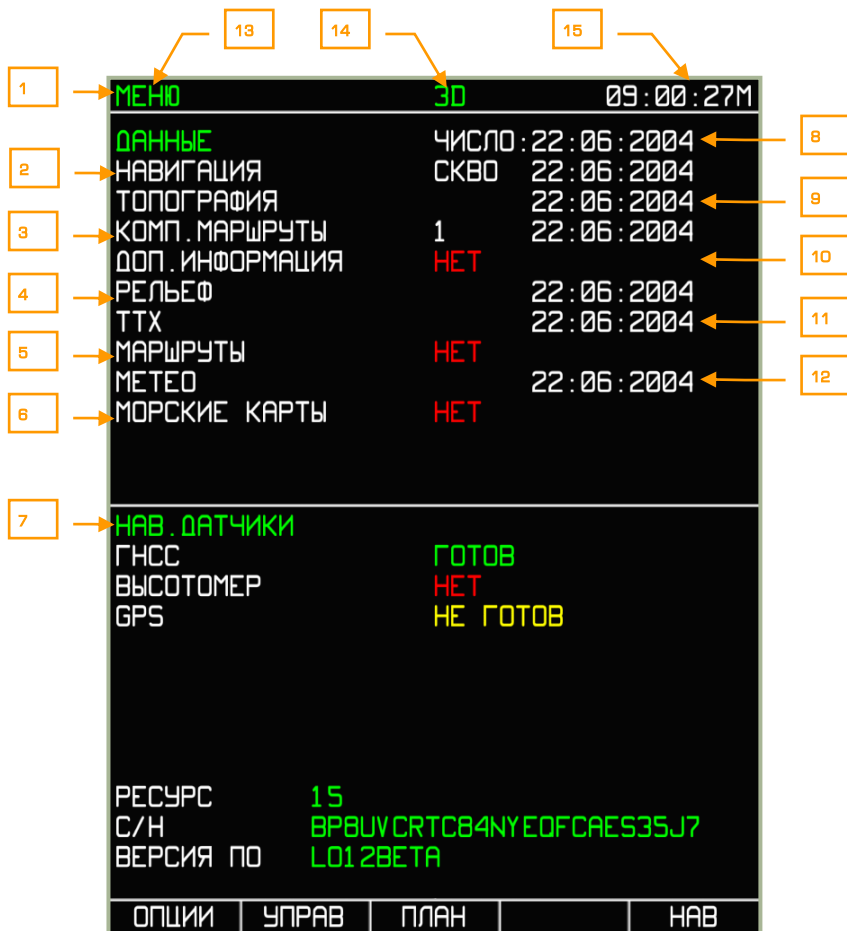
В изделии АБРИС имеются четыре основных режима: МЕНЮ, НАВИГАЦИЯ, ОБЗОР, ПНП. В каждом режиме возможен переход в подрежимы. При включении изделия на дисплей выводится страница режима МЕНЮ. При последовательном нажатии пятой кнопки основные режимы переключаются по приведенной ниже схеме.



Индикация текущего режима осуществляется в системной строке. Навигационные вычисления, прием и передача информации производятся постоянно и независимо от текущего режима индикации.

Вид страницы МЕНЮ

Страница меню появляется после включения питания системы АБРИС.

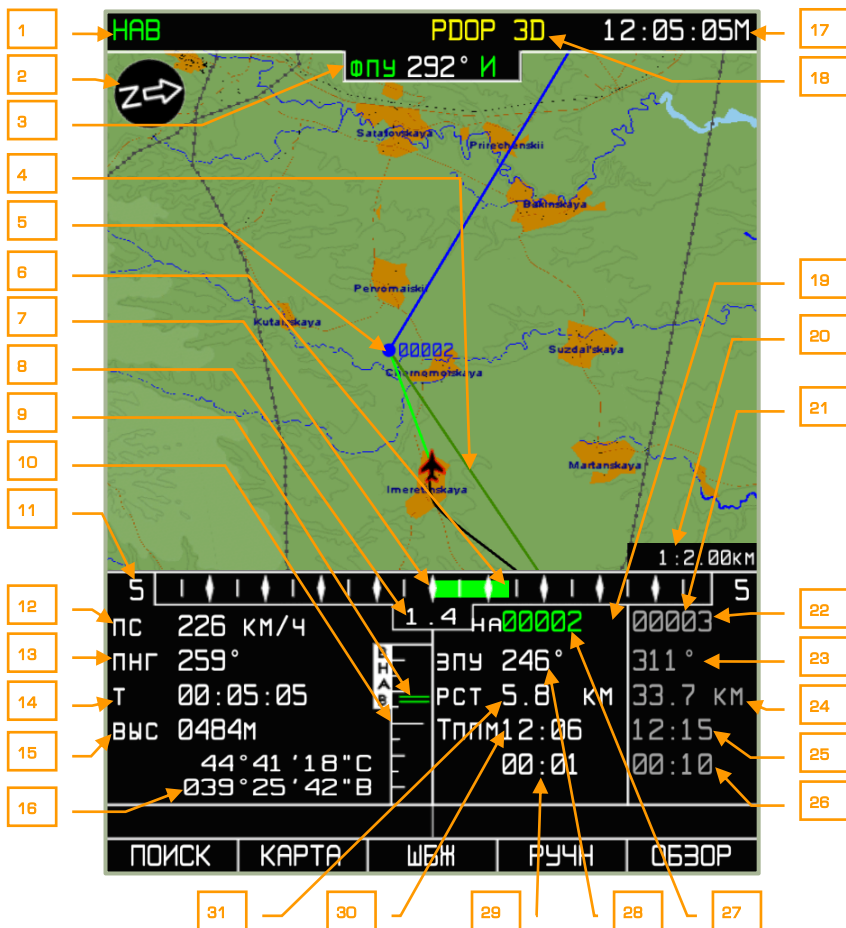


7-5: Страница МЕНЮ

1. Системная строка.
2. Дата окончания действия аэронавигационной базы данных.
3. Количество загруженных из миссии маршрутов.
4. Дата создания базы данных по рельефу.

5. Отображается количество пользовательских маршрутов и дата создания последнего.
6. Дата создания морских карт.
7. Информация о состоянии подключенных навигационных датчиков:
 - ГНСС – глобальная навигационная спутниковая система;
 - высотомер.
8. Текущая дата.
9. Дата создания топографической базы данных.
10. База данных пользовательских объектов.
11. Дата создания базы данных с тактико-техническими характеристикам ЛА.
12. База данных МЕТЕО (отображается дата создания).
13. Системная строка. Название режима.
14. Состояние определения координат ГНСС.
15. Текущее время.

Вид страницы НАВИГАЦИЯ



7-6: Страница НАВИГАЦИЯ

1. Системная строка. Название режима.
2. Индикация направления на север.
3. Фактический путевой угол. И – истинный. М – магнитный.
4. ЛЗП. Линия заданного пути.
5. ППМ. Поворотный пункт маршрута.
6. Графическое представление величины бокового уклонения от ЛЗП.

7. Шкала линейного бокового уклонения (ЛБУ).
8. Цифровое представление ЛБУ.
9. Индикатор отклонения от заданной высоты полета.
10. Шкала вертикальной навигации.
11. Масштаб шкалы ЛБУ.
12. Путевая скорость.
13. Пеленг (азимут) на ППМ.
14. Время полета.
15. Высота полета.
16. Текущие географические координаты.
17. Текущее время.
18. Состояние определения координат ГНСС.
19. Комплексное информационное поле о текущем участке маршрута.
20. Масштаб карты.
21. Комплексное информационное поле о следующем участке маршрута.
22. Название следующего ППМ.
23. Заданный путевой угол (ЗПУ) на следующий ППМ.
24. Длина следующего участка маршрута.
25. Время пролета следующего ППМ.
26. Время полета до следующего пункта маршрута.
27. Название текущего ППМ.
28. Заданный путевой угол (ЗПУ) на текущий ППМ.
29. Оставшееся время полета до текущего ППМ.
30. Время пролета текущего ППМ.
31. Оставшееся расстояние до текущего ППМ.

Вид страницы ОБЗОР

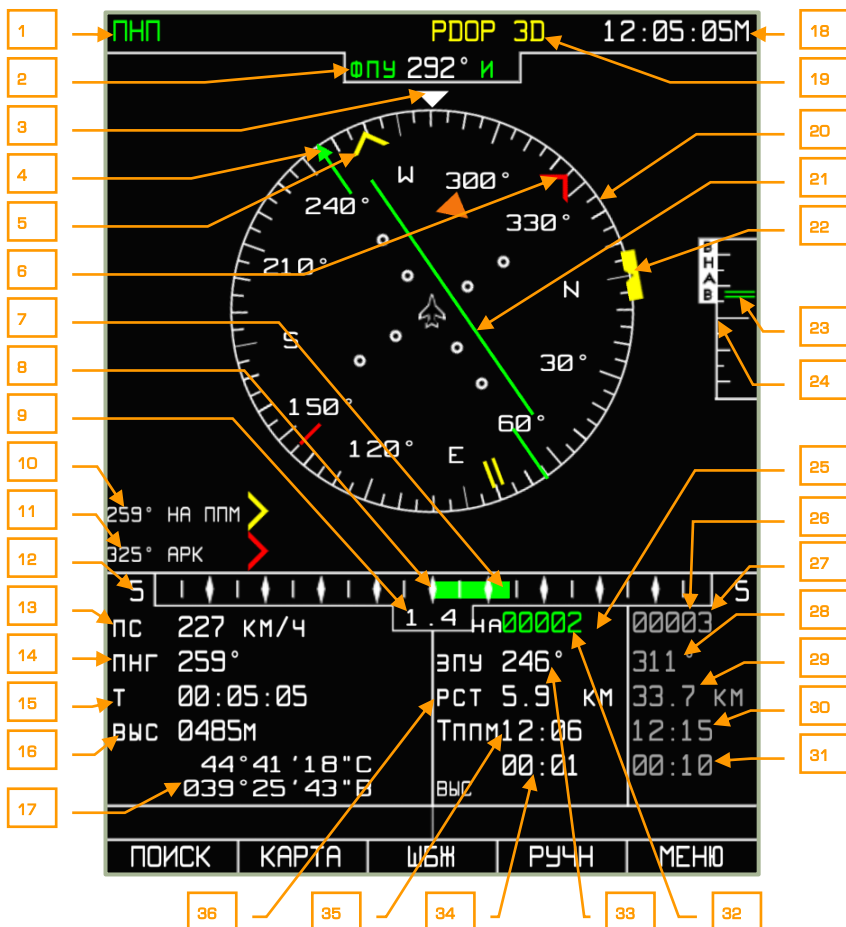


7-7: Страница ОБЗОР

1. Системная строка. Название режима.
2. Фактический путевой угол. И – истинный. М – магнитный.
3. Метка текущего курса.
4. Заданный путевой угол (ЗПУ).
5. РМИ-1. Азимут на ППМ.
6. РМИ-2. Курсовой угол радиостанции, АРК.

7. Графическое представление отклонения от ЛЗП.
8. Шкала линейного бокового уклонения (ЛБУ).
9. Цифровое представление ЛБУ.
10. Цифровой указатель РМИ-1 (азимут на ППМ).
11. Цифровой указатель РМИ-2 (курсовой угол радиостанции, АРК).
12. Масштаб шкалы ЛБУ.
13. Путевая скорость.
14. Пеленг (азимут) на ППМ.
15. Время полета.
16. Высота полета.
17. Текущие географические координаты.
18. Текущее время.
19. Состояние определения координат ГНСС.
20. Шкала курса.
21. Индикатор отклонения от заданной высоты полета.
22. Шкала вертикальной навигации.
23. Комплексное информационное поле о текущем участке маршрута.
24. Масштаб карты.
25. Комплексное информационное поле о следующем участке маршрута.
26. Название следующего ППМ.
27. Заданный путевой угол (ЗПУ) на следующий ППМ.
28. Длина следующего участка маршрута.
29. Время пролета следующего ППМ.
30. Время полета на следующем участке маршрута.
31. Название текущего ППМ.
32. Заданный путевой угол (ЗПУ) на текущий ППМ.
33. Оставшееся время полета до текущего ППМ.
34. Время пролета текущего ППМ.
35. Оставшееся расстояние до текущего ППМ.

Вид страницы ПНГ



7-8: Страница ПНП

1. Системная строка. Название режима.
2. Фактический путевой угол. И – истинный. М – магнитный.
3. Метка текущего курса.
4. Заданный путевой угол (ЗПУ).
5. РМИ-1. Азимут на ППМ.
6. РМИ-2. Истинный пеленг радиостанции.

7. Графическое представление отклонения от ЛЗП.
8. Шкала линейного бокового уклонения (ЛБУ).
9. Цифровое представление ЛБУ.
10. Цифровой указатель РМИ-1 (азимут на ППМ).
11. Цифровой указатель РМИ-2 (истинный пеленг радиостанции, АРК).
12. Масштаб шкалы ЛБУ.
13. Путевая скорость.
14. Пеленг (азимут) на ППМ.
15. Время полета.
16. Высота полета.
17. Текущие географические координаты.
18. Текущее время.
19. Состояние определения координат ГНСС.
20. Шкала курса.
21. Графическое представление положения ЛА относительно ЛЗП.
22. Индекс заданного курса (ЗК).
23. Индикатор отклонения от заданной высоты полета.
24. Шкала вертикальной навигации.
25. Комплексное информационное поле о текущем участке маршрута.
26. Комплексное информационное поле о следующем участке маршрута.
27. Название следующего ППМ.
28. Заданный путевой угол (ЗПУ) на следующий ППМ.
29. Длина следующего участка маршрута.
30. Время пролета следующего ППМ.
31. Время полета на следующем участке маршрута.
32. Название текущего ППМ.
33. Заданный путевой угол (ЗПУ) на текущий ППМ.
34. Оставшееся время полета до текущего ППМ.
35. Время пролета текущего ППМ.
36. Оставшееся расстояние до текущего ППМ.

На страницах дисплея в основных режимах работы (НАВИГАЦИЯ, ОБЗОР, ПНП) отображаются следующие параметры.

Фактический путевой угол/курс (цифровое и графическое представление). Значение изменяется в пределах от 0 до 359 градусов и индицируется с точностью до градуса. Отображается над шкалой компаса и снабжается признаком магнитный (М) или истинный (И). Отображение значения осуществляется при наличии информации от навигационного датчика. Если от источника информации о курсе ЛА не поступает данных, отображается значение путевого угла, получаемое от ПИ СНС, либо значение курса обводится желтой рамкой. Формат числа: DDD°. Например: 023° – значение курса 23 градуса.

Истинный пеленг радиостанции (цифровое и графическое представление). Значение изменяется в пределах от 0 до 359 градусов и индицируется с точностью до одного градуса. Значение азимута отображается при установке в основных настройках (подрежим ОПЦИИ) РМИ-1 (РМИ-2) в значение АРК. При отсутствии информации от навигационного датчика графическое представление не выводится.

Заданный путевой угол (цифровое и графическое представление). Значение изменяется в пределах от 0 до 359 градусов и индицируется с точностью до одного градуса. Отображается в поле полетной информации, а также на шкале компаса. Формат числа: DDD°. Например: 043° – значение курса 43 градуса.

Путевая скорость (цифровое представление). Значение путевой скорости индицируется с точностью до выбранной единицы измерения. При отрицательном значении путевой скорости индицируется знак отрицательной величины «-». Путевая скорость может индицироваться в км/ч - КЧ или в узлах – УЗ. Единицы измерения выбираются при настройке параметров изделия (подрежим ОПЦИИ). Отображается в поле полетной информации. Формат числа: DDDD. Например: 0123 – значение путевой скорости 123.

Линейное боковое уклонение (ЛБУ) - цифровое и графическое представление. Значение ЛБУ может изменяться от 0 до 999. Отсчет осуществляется в единицах измерения, выбранных при настройке параметров изделия (подрежим ОПЦИИ). Если ЛБУ составляет менее 10 единиц измерения, то значение отображается с десятными долями (формат D.D), если более или равно 10, то целым числом (формат DDD). Например: 3.4 (12) – ЛБУ составляет 3.4(12) км (морские мили). Отображается в поле полетной информации.

Масштаб шкалы ЛБУ. Шкала ЛБУ обеспечивает графическую индикацию до 20 единиц измерения, с точностью до единицы измерения. Может индицироваться в километрах или морских милях. Масштаб шкалы индикатора ЛБУ изменяется автоматически в зависимости от участка полета. В настройках системы задаются две величины масштаба – для полета по маршруту и для полета в районе аэродрома (подрежим ОПЦИИ).

Высота (цифровое представление). Высота индицируется в метрах – м(m) или футах – фт(ft). Единицы измерения выбираются при настройке параметров изделия (подрежим ОПЦИИ).

Комплексное информационное поле о текущем участке маршрута (цифровое и текстовое представление) располагается в нижней части дисплея и отображается в режимах НАВИГАЦИЯ, ОБЗОР и ПНП. Содержит ряд информационных полей:

- на ППМ (обозначение ППМ);

- заданный путевой угол (заданный курс), изменяется в пределах от 0 до 359 градусов, отображается с точностью до одного градуса;
- оставшееся расстояние до ППМ от текущего местоположения ЛА – изменяется в пределах от 0 до 9999, отображается в километрах – км, или в морских милях – nm. Единицы измерения выбираются при настройке параметров изделия (подрежим ОПЦИИ);
- расчетное время прибытия на данный ППМ, может изменяться от 00:00 до 23:59. Если значение времени по каким либо причинам вычислить не удастся, то в поле времени отображается символ «--:--»;
- время, оставшееся до пролета ППМ, изменяется от 00:00 до 23:59.

Комплексное информационное поле о следующем участке маршрута аналогично описанному выше полю информации о текущем участке. Отличие – в значении поля РСТ, в данном поле указывается расстояние между ППМ.



7-9: Комплексные информационные поля о текущем и следующем участках маршрута

1. Поле информации о текущем участке маршрута.
2. Позывной текущего ППМ.
3. Заданный путевой угол (И – истинный, М – магнитный).
4. Расстояние, оставшееся до пролета ППМ.
5. Расчетное время пролета ППМ.
6. Время, оставшееся до пролета ППМ.
7. Поле информации о следующем участке маршрута.
8. Позывной следующего ППМ.
9. Заданный путевой угол (И – истинный, М – магнитный).
10. Длина следующего участка маршрута.
11. Расчетное время прибытия на ППМ.

12. Время, оставшееся до пролета ППМ.

Текущие географические координаты (графическое и цифровое представление) - широта и долгота. Формат отображения:

широты: DD°MM'SS" С;

долготы: DDD°MM'SS" В.

Здесь DDD – градусы, MM – минуты, SS – секунды и С, В – признаки полушария (северное, восточное). Параметры располагаются так, чтобы значения градусов долготы были под значениями градусов широты, значения минут долготы были под значениями минут широты, и признак полушария долготы был под знаком полушария широты.

Карта - отображается в поле карты. Отображаемый состав объектов на карте зависит от используемого масштаба карты.

Масштаб карты отображается в поле карты. Способ отображения масштаба – соотношение между сантиметром и километром / сантиметром и миль. Используемые масштабы: 1:100км; 1:50км; 1:40км; 1:30км; 1:25км; 1:20км; 1:15км; 1:12,5км; 1:10км; 1:7,5км; 1:6км; 1:5км; 1:4км; 1:3км; 1:2,5км; 1:2км; 1:1,5км; 1:1,25км; 1:1км; 1:0,75км; 1:0,6км; 1:0,5км; 1:0,3км; 1:0,25км; 1:0,2км; 1:0,15км.

Индикация направления на север (для карты, графическое представление) - стрелка с указанием направления на север для карты и значок N (на черном фоне серая стрелка и символ N).

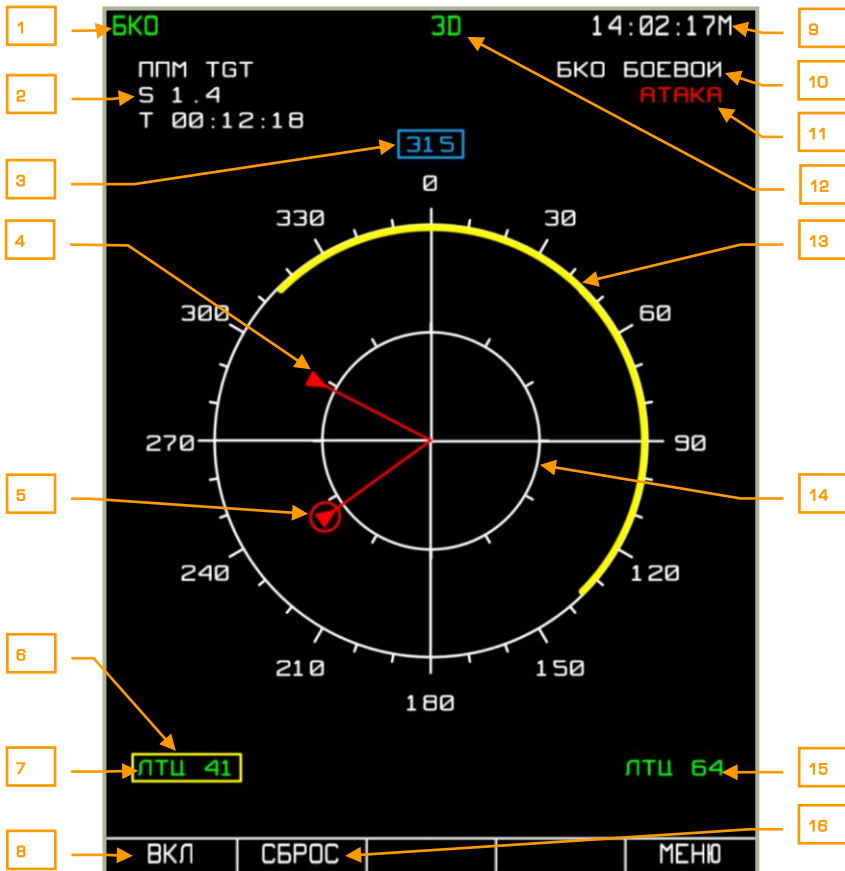
Шкала компаса (графическое представление - схематическое отображение шкалы компаса с цифровым указанием значений через 30 градусов и метками градусов с интервалом не более 5). Отображается в режимах ПНП и ОБЗОР.

Активный маршрут (графическое представление) отображается в виде линии синего цвета и символов ППМ.

Форматы отображения величин в АБРИС:

Параметр	Формат / Символ	Цвет	Примечание
ФПУ	DDD	Зеленый	Фактический путевой угол
ЗПУ	DDD	Белый	Заданный путевой угол
КРС	DDD	Белый	Истинный/магнитный курс
ПС	DDDD	Белый	Путевая скорость
ИВС	DDDD	Белый	Истинная воздушная скорость
ЛБУ	D.D или DDD	Белый	Линейное боковое уклонение
ШКАЛА ЛБУ	DD	Белый	Масштаб шкалы ЛБУ
Выс	DDDDD M(FT)	Белый	Высота
Название ППМ	CCCC	Зеленый	Пятибуквенное обозначение
РСТ	DD.D или DDDD	Белый	Оставшееся расстояние до ППМ
Т _{плм}	HH:MM:SS	Белый	Расчетное время прибытия на ППМ
	HH:MM:SS	Белый	Время, оставшееся до пролета ППМ
ШИР	DD°MM'SS" N(S)	Белый	Широта места ЛА
ДОЛ	DDD°MM'SS"E(W)	Белый	Долгота места ЛА
НАВ, ПНП. ОБЗОР		Зеленый	Индикация режима работы
НЕТ НАВ 2D, 3D PDOP		Желтый Желтый Желтый Желтый	Индикация состояния СНС
		Белый	Индикация масштаба карты

Вид страницы БКО



7-10: Страница БКО

1. Системная строка. Название режима.
2. Блок навигационной информации:
 - Текущий ППМ
 - Дальность до ППМ
 - Расчетное время до ППМ
3. Текущее значение курса.
4. Обнаруженная угроза - ракета.
5. Кольцо – индикатор главной атакующей угрозы.

6. Желтая рамка. Индикатор применения ловушек с левого борту.
7. Тип и количество ловушек на левом борту.
8. Кнопка включения и выключения БКО.
9. Текущее время.
10. Статус БКО. Система может быть в трех статусах: ОТКЛ, ДЕЖУРНЫЙ, БОЕВОЙ.
11. Индикация обнаружения атаки вертолета.
12. Состояние определения координат ГНСС.
13. Индикация лазерного облучения. 4 сектора по 90 градусов. Сплошная желтая дуга - лазер в режиме измерения дальности. Мигающая желтая дуга - лазер в режиме подсвета средствам поражения.
14. Окружности дальности с азимутальными метками.
15. Тип и количество ловушек на правом борту
16. Кнопка СБРОС используется для сброса индикации лазерного облучения.

Режим МЕНЮ

МЕНЮ	ЭД	09:11:50M
ДАННЫЕ	ЧИСЛО:	22:06:2004
НАВИГАЦИЯ		22:06:2004
ТОПОГРАФИЯ		22:06:2004
КОМП. МАРШРУТЫ	1	22:06:2004
ДОП. ИНФОРМАЦИЯ	2	22:06:2004
РЕЛЬЕФ		22:06:2004
ТТХ		22:06:2004
МАРШРУТЫ	2	22:06:2004
МЕТЕО		22:06:2004
МОРСКИЕ КАРТЫ	НЕТ	
НАВ. ДАТЧИКИ		
ГНСС	ГОТОВ	
ВЫСОТОМЕР	ГОТОВ	
РЕСУРС	15	
С/Н	ВРВUVCRTCB4NYE0FCAES35J7	
ВЕРСИЯ ПО	L012BETA	
ОПЦИИ	УПРАВ	ПЛАН
	СНС	НАВ

7-11: Страница МЕНЮ

Экран страницы МЕНЮ содержит следующую информацию:

- Системную строку (название страницы, индикация состояния СНС и текущего времени).
- Текущая дата.
- НАВИГАЦИЯ – навигационная база данных, отображается срок окончания действия базы данных.
- ТОПОГРАФИЯ – топографическая база данных, отображается дата создания.
- МАРШРУТЫ КОМП – маршрут полетного задания.
- ДОП ИНФО – внесенная пользователем информация, отображается дата последнего внесенного изменения.
- РЕЛЬЕФ – информация о рельефе, отображается дата создания данных.
- ТТХ – информация о ТТХ ЛА.
- МАРШРУТЫ – отображается количество маршрутов, дата создания последнего по времени маршрута.
- МЕТЕО – метеоинформация, отображается дата создания данных.
- МОРСКИЕ КАРТЫ – отображается дата создания данных (не используется).

- НАВ ДАТЧИКИ – информация о состоянии подключенных навигационных датчиков (ГНСС и ВЫСОТОМЕР).
- Серийный номер базового блока.
- Версия основного программного обеспечения.
- Информация о состоянии баз данных.

Из страницы МЕНЮ возможен выбор режимов ОПЦИИ, УПРАВ, ПЛАН, НАВ.

Режим УПРАВЛЕНИЕ

Режим УПРАВЛЕНИЕ индицируется в строке системных сообщений надписью УПРАВЛЕНИЕ.

Из режима УПРАВЛЕНИЕ возможен переход в подрежимы: СООБЩЕН - сообщение, К-041 – установки ПрПНК, БЗД - бортовой загрузчик данных.

Индикация выбранного подрежима осуществляется выводом сокращенного названия ниже системной строки под позицией отображения текущего режима.

Режим УПРАВЛЕНИЕ, подрежим СООБЩЕНИЕ



7-12: Страница режима УПРАВЛЕНИЕ

Переход в подрежим СООБЩЕНИЕ происходит при выборе в подменю строки СООБЩЕН. На эту страницу выводятся двадцать последних сообщений, сгенерированных системой или полученных по линии передачи данных. Для перехода в другой подрежим необходимо нажать кнопку **УСТАН**, после чего появляется всплывающее меню. Выбор необходимого подрежима осуществляется кнопками с символами

стрелок (**Δ**,**∇**) или вращением ручки манипулятора курсора; активизация выбранного подрежима осуществляется нажатием кнопки **УСТАН**.

Режим УПРАВЛЕНИЕ, подрежим К-041

Страница состояния работы и проверки комплекса К-041. Кроме того отображаются текущие навигационные параметры.

УПРАВЛЕНИЕ		30	09:08:04M	
К-041				
РЕЖИМ	РАБОТА			
TIME OUT	165			
ШИРОТА	44°58'15"С			
Долгота	038°00'50"В			
КУРС	140.4			
ФПУ	0.0			
СКОРОСТЬ	0.0			
УСТАН			СМЕНА	МЕНЮ

7-13: Режим УПРАВЛЕНИЕ, подрежим К-041

В подрежиме Контроль отображаются фиксированные параметры для контроля системы.

Режим УПРАВЛЕНИЕ, подрежим БЗД

Информация о состоянии баз данных изделия аналогична индикации на странице МЕНЮ. Индикация о состоянии/наличии информации в бортовом накопителе построена по такому же принципу.

УПРАВЛЕНИЕ		3D	09:08:40M				
БОРТОВОЙ ЗАГРУЗЧИК							
НАВИГАЦИЯ	НЕТ						
ТОПОГРАФИЯ	НЕТ						
КОМП. МАРШРУТЫ	НЕТ						
ДОП. ИНФОРМАЦИЯ	2	22:06:2004					
РЕЛЬЕФ	НЕТ						
ТТХ	НЕТ						
МАРШРУТЫ	2	22:06:2004					
МЕТЕО	НЕТ						
МОРСКИЕ КАРТЫ	НЕТ						
БОРТОВОЙ НАКОПИТЕЛЬ							
НАВИГАЦИЯ		22:06:2004					
ТОПОГРАФИЯ		22:06:2004					
КОМП. МАРШРУТЫ	1	22:06:2004					
ДОП. ИНФОРМАЦИЯ	2	22:06:2004					
РЕЛЬЕФ		22:06:2004					
ТТХ		22:06:2004					
МАРШРУТЫ	2	22:06:2004					
МЕТЕО		22:06:2004					
МОРСКИЕ КАРТЫ	НЕТ						
<table border="1" style="width:100%; text-align:center;"> <tr> <td>УСТАН</td> <td>ЗАГРУЗ</td> <td>СОХРАН</td> <td>МЕНЮ</td> </tr> </table>				УСТАН	ЗАГРУЗ	СОХРАН	МЕНЮ
УСТАН	ЗАГРУЗ	СОХРАН	МЕНЮ				

7-14: Режим УПРАВЛЕНИЕ, подрежим БЗД

Для сохранения данных на жестком диске компьютера (в файлах скриптов lua) доступны пункты:

НАВИГАЦИЯ – навигационная база данных, навигационные точки и объекты карты, другая навигационная информация.

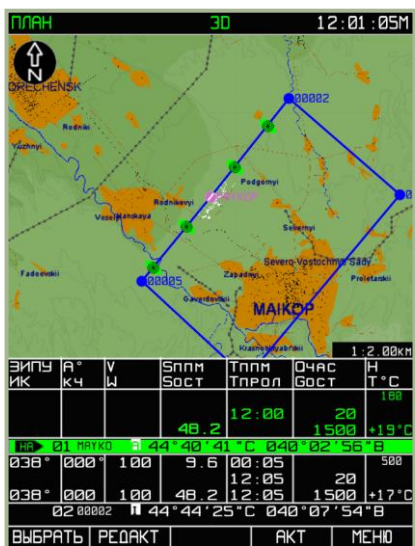
ДОП. ИНФОРМАЦИЯ – линейные объекты карты, введенные пользователем.

МАРШРУТЫ – маршруты, введенные пользователем.

Режим ПЛАН

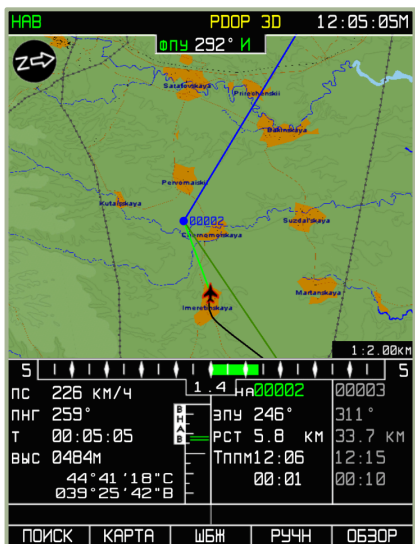
В подрежиме ПЛАН осуществляется планирование и корректировка маршрута. Вызов подрежима ПЛАН осуществляется из страницы МЕНЮ нажатием кнопки **ПЛАН**.

Если план маршрута загружен, дисплей изделия имеет вид:


7-15: Вид дисплея в подрежиме ПЛАН

Порядок подготовки плана полета и работа с ним изложены в главе РАБОТА С ПЛАНОМ ПОЛЕТА.

Режим НАВИГАЦИЯ



7-16: Режим НАВ

В режиме НАВИГАЦИЯ отображается карта, а также навигационная информация:

- Системная строка, отображающая выбранный режим, состояние СНС, текущее время (по Гринвичу или поясное).
- Направление на север (для электронной карты).
- Текущий путевой угол/курс (цифровое и графическое представление).
- Заданный путевой угол.
- Путевая скорость (цифровое представление).
- Линейное боковое уклонение – ЛБУ (цифровое и графическое представление).
- Масштаб шкалы ЛБУ.
- Азимут на активный ППМ.
- Время полета.
- Высота ЛА.
- Информация о текущем и следующем участках маршрута: название ППМ, оставшееся расстояние до ППМ (в поле информации о текущем участке маршрута), заданный путевой угол, расчетное время прибытия на данный ППМ, время до пролета ППМ; для следующего участка полета - расчетное время полета от текущего места до пролета ППМ.
- Текущие географические координаты ЛА.
- Индикация масштаба электронной карты.
- Выбранный для навигации маршрут (графическое представление).

При переходе в режим НАВИГАЦИЯ кнопки имеют значение:

1. **ПОИСК** – переход в режим ПОИСК.
2. **КАРТА** – переход в режим КАРТА с возможностью изменения масштаба.
3. **ШБЖ** – переход в режим ШБЖ.
4. **РУЧН** – ручное переключение ППМ.
5. **ОБЗОР** – переход в режим ОБЗОР.

Режим ОБЗОР



7-17: Режим ОБЗОР

В режиме ОБЗОР отображается системная строка, а также навигационная информация в текстовой и графической форме:

- Фактический путевой угол/курс (цифровое и графическое представление).
- Шкала компаса (не менее 90°).
- Выбранный для навигации маршрут (графическое представление).
- Аэронавигационная информация.
- Заданный путевой угол.
- Путевая скорость (цифровое представление).
- Линейное боковое уклонение - ЛБУ (цифровое и графическое представление).
- Масштаб шкалы ЛБУ.
- Разница между текущим и заданным значениями курса (графическое представление).
- Высота ЛА.
- Информация о текущем и следующем участках маршрута: название ППМ, оставшееся расстояние до ППМ (в поле информации о текущем участке маршрута), заданный путевой угол, расчетное время прибытия на данный

ППМ, время до пролета ППМ; для следующего участка полета - расчетное время полета от текущего места до пролета ППМ.

- Текущие географические координаты ЛА.
- Индикация масштаба карты.
- РМИ-1 (цифровое и графическое представление).
- РМИ-2 (цифровое и графическое представление).

В этом режиме не отображается топографическая информация.

При переходе в режим ОБЗОР кнопки имеют значение:

1. **ПОИСК** – переход в режим ПОИСК.
2. **КАРТА** – переход в режим КАРТА.
3. **ШБЖ** – переход в режим ШБЖ.
4. **РУЧН** – ручное переключение активного ППМ.
5. **ПНП** – переход в режим ПНП.

Режим ПНП



7-18: Режим ПНП

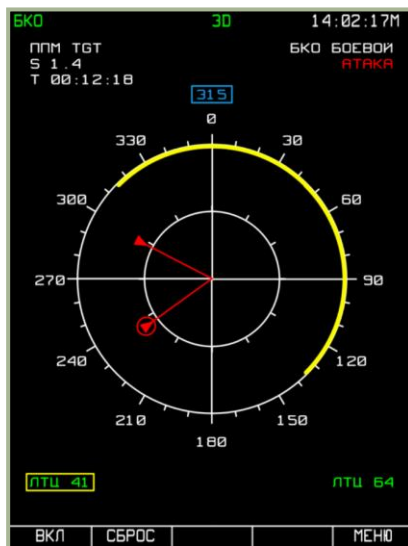
В режиме ПНП отображается системная строка, навигационная информация, имитируется стандартный планово-навигационный прибор и выводится информация о маршруте полета:

- Фактический путевой угол/курс (цифровое и графическое представление).
- Заданный путевой угол (цифровое и графическое представление).
- Заданный курс/путевой угол.
- Шкала компаса (360°).
- Шкала вертикальной навигации.
- Путевая скорость (цифровое представление).
- Линейное боковое уклонение - ЛБУ (цифровое и графическое представление).
- Разница между текущим и заданным значениями курса (графическое представление).
- Высота ЛА.
- Информация о текущем и следующем участках маршрута: название ППМ, оставшееся расстояние до ППМ (в поле информации о текущем участке маршрута), заданный путевой угол, расчетное время прибытия на данный ППМ, время до пролета ППМ; для следующего участка полета - расчетное время полета от текущего места до пролета ППМ.
- Текущие географические координаты.
- РМИ-1 (цифровое и графическое представление).
- РМИ-2 (цифровое и графическое представление).

При переходе в режим ПНП кнопки имеют значение:

1. **ПОИСК** – переход в режим ПОИСК.
2. **КАРТА** – переход в режим КАРТА.
3. **ШБЖ** – переход в режим ШБЖ.
4. **РУЧН** – ручное переключение активного ППМ.
5. **МЕНЮ** – переход в режим МЕНЮ.

Режим БКО



7-19: Режим БКО

После включения БКО, система на 3 минуты переходит в режим встроенного контроля ВСК. На дисплее АБРИС на странице БКО в правом верхнем углу будет индцироваться статус режима БКО НЕ ГОТОВ. После завершения цикла контроля система переходит в режим выбранный с помощью переключателя РЕЖИМ БКО [LCtrl + L] расположенного в левой части приборной панели.

Работа БКО возможна в двух режимах – БОЕВОЙ и ДЕЖУРНЫЙ:

- В режиме БОЕВОЙ, при обнаружении облучения или пуска ракеты, на дисплее АБРИС автоматически открывается страница БКО с отображением угрожающей ракеты. Об облучении летчик узнает из голосового предупреждения и индикации на окружности дальности с азимутальными метками. При обнаружении пуска ракеты звучит звуковое предупреждение и происходит автоматический запуск программы выброса ЛТЦ.
- В режиме ДЕЖУРНЫЙ, в отличие от боевого, не происходит автоматического запуска программы выброса ЛТЦ. Выброс ЛТЦ выполняется вручную лётчиком.

Программа выброса ЛТЦ зависит от параметров заданных с помощью пульта управления системой УВ-26 (расположен с правой стороны верхнего пульта).

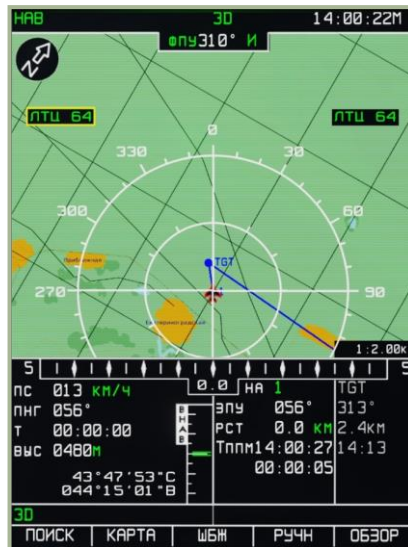
Выполняя боевое задание, при входе в зону боевых действий, переключателем режима работы оборонного комплекса на левой приборной панели включить РЕЖИМ БКО – БОЕВОЙ.

В боевом режиме БКО, при обнаружении пуска ракеты, автоматический выброс ЛТЦ выполняется в зависимости от положения переключателя БОРТ.

Если переключатель борта пульта УВ-26 установлен в центральном положении, то БКО будет самостоятельно выбирать борт для выброса. При подлете ракеты с передней или задней полусферы, в диапазоне углов ± 30 градусов от оси вертолета - происходит выброс ЛТЦ с обоих бортов.

Если переключатель установлен в положение левого или правого борта, то выброс ЛТЦ будет выполняться с выбранного борта.

Оверлей с информацией БКО также отображается и на странице НАВ.

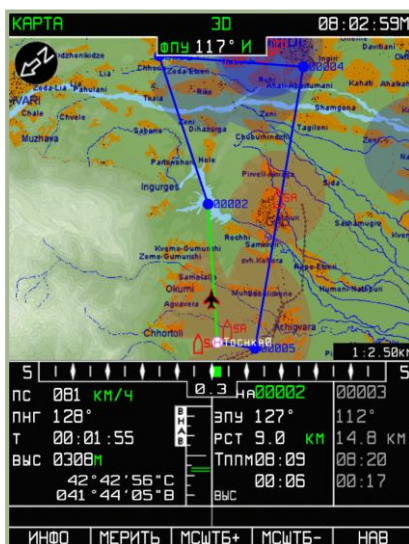


7-20: Оверлей БКО на странице НАВ

Подрежим КАРТА

Подрежим доступен из режимов НАВ, ОБЗОР, ПНП. Состав информации в нижней текстовой части дисплея соответствует режиму НАВИГАЦИЯ. В подрежиме КАРТА имеется возможность выполнения следующих операций:

- Функция МЕРИТЬ - измерение расстояний и пеленгов между нанесенными на карту объектами, произвольными точками, текущим местоположением ЛА и объектом карты или произвольной точкой.
- Подрежим ИНФО – выбор и получение информации об объекте, отображенном в составе карты. Для этого в подрежиме ИНФО необходимо указать курсором объект на карте и нажать кнопку **ИНФО**. Нажатие кнопки **ИНФО** на объекте открывает доступ к функции НА.
- Функция НА – активизация данных для выполнения полета в направлении выбранного объекта (произвольной точки на карте). Функция доступна только после использования подрежима ИНФО. **Внимание! При выборе этого режима активный план полета отменяется!**



7-21: Вид дисплея в подрежиме КАРТА

С целью расширения возможностей работы с цифровой картографической информацией в подрежиме КАРТА доступны функции масштабирования изображения - МСШТБ+, МСШТБ-.

В исходном состоянии в подрежиме КАРТА кнопки изделия имеют следующее значение:

1. **ИНФО** – информация об объекте.
2. **МЕРИТЬ** – измерение пеленга и расстояния от ЛА до объекта.

3. **МСШТБ+** - увеличение масштаба.
4. **МСШТБ-** - уменьшение масштаба.
5. **НАВ** - переход в режим НАВИГАЦИЯ.

Подрежим ИНФО

Подрежим ИНФО обеспечивает доступ к объектам базы данных цифровой картографической и аэронавигационной информации, при ее выполнении доступны функции МЕРИТЬ, НА, МСШТБ+, МСШТБ-.

Активизация подрежима осуществляется кнопкой **ИНФО**.

На дисплее изменяется состав отображаемой информации в нижней части. Отображаются:

- Карта в режиме «север сверху».
- Поле полетной информации с дополнительной строкой – значение текущего курса ЛА.
- Маркер активного курсора (квадрат красного цвета -).
- Текущие координаты курсора в правой верхней части поля полетной информации (обозначено сокращением MRK – marker).



7-22: Вид дисплея в подрежиме КАРТА при выполнении функции ИНФО

Также, в функции ИНФО, добавлена возможность просмотра высоты, магнитного склонения любой точки карты, дальности и курса от вертолёта до точки.

Получение информации об объектах карты

Для получения информации об объекте карты следует, используя манипулятор курсора (☐), переместить активный маркер на интересующий объект карты (маршрутные точки, аэродромы, маяки).

Сведения об объекте выводятся в правой части поля информации о полете при нажатии кнопки **ИНФО**. В этом случае вместо координат маркера в поле полетной информации отображаются прямой и обратный пеленг и расстояние от текущего местоположения ЛА до объекта. Если в рамке активного маркера нет отображаемого объекта, информационное поле не обновляется, то есть в нем сохраняется то же содержание, что и до нажатия на кнопку **ИНФО**, например, информация о последнем найденном объекте, либо пустое поле.



7-23: Информация об объектах карты

При нажатии кнопки **ИНФО** кнопка вызова функции **МЕРИТЬ** изменяет значение на выбор функции **НА**. Возврат значения **МЕРИТЬ** осуществляется при любом перемещении маркера, вместо прямого/обратного пеленга и расстояния до объекта отображаются координаты маркера.

Выход из функции – выбор режима **НАВИГАЦИЯ** (кнопка **НАВ**), или вызов функций **МЕРИТЬ** (**НА**).


Функция МЕРИТЬ

Функция **МЕРИТЬ** обеспечивает измерение расстояний между двумя точками. Начало измеряемого отрезка может совпадать с текущим местоположением ЛА,


объектом карты или произвольной точкой карты. Участок измерения может заканчиваться произвольной точкой карты или совпадать с объектом. При ее выполнении доступны функции ИНФО, НА, МСШТБ+, МСШТБ-.

Активизация функции осуществляется кнопкой **МЕРИТЬ**.

На дисплее отображается:

- Карта в режиме «север вверх».
- Поле полетной информации с дополнительной строкой – значение фактического путевого угла ЛА.
- Маркер активного курсора (перекрестье красного цвета - ).
- Текущие координаты маркера в правой верхней части поля полетной информации (ERB – широта и долгота маркера; BRG – прямой и обратный азимуты на точку начала отрезка измерения, в исходном положении - на местоположение воздушного судна; DST – расстояние от начала отрезка до текущего положения маркера).

Поле информации о маршруте, значение текущего курса (над картой) и значение истинной скорости в данном режиме не отображаются. Значение кнопки **МЕРИТЬ** изменяется на **МАРКЕР**.

Для использования функции необходимо переместить маркер  на объект (в точку) от которого (которой) необходимо произвести измерение. Активный маркер перемещается правой ручкой пульта управления. Индикация отрезка измерения осуществляется линией красного цвета от начала отрезка измерения (местоположения ЛА) до текущего положения маркера. При перемещении маркера за границу отображаемого участка карты происходит автоматическая перерисовка с учетом направления движения маркера.

Для измерения расстояния от выбранного объекта (произвольной точки) до другого объекта (произвольной точки) необходимо установить на начальный объект (точку) маркер и нажать кнопку **МАРКЕР**. При этом на дисплее:

- Значение кнопки **МАРКЕР** изменяется на **МЕРИТЬ**.
- Появляется дополнительная строка MRK, содержащая координаты начала отрезка измерения (объекта или произвольной точки);
- Поля ERB, BRG, DST перемещаются на строку ниже и содержат информацию о соответствующих параметрах, измеренных относительно установленного маркера.



7-24: Вид дисплея при активизации функции МЕРИТЬ




7-26: Определение начала отрезка измерения от объекта (произвольной точки)



7-25: Вид дисплея при перемещении маркера.



7-27: Измерение между объектами (произвольными точками)

Измерение параметров (координат, пеленгов и расстояния) осуществляется перемещением маркера - .

Функции МСШТБ+, МСШТБ- обеспечивают изменение масштаба отображения цифровой картографической информации.

Подрежим ШБЖ

Подрежим ШБЖ (штурманский бортовой журнал) доступен из режимов НАВ, ОБЗОР, ПНП и служит для отображения и корректировки информации о плане полета в табличной форме при наличии активного плана полета. Кроме просмотра плана полета, подрежим обеспечивает возможность перенацеливания ЛА на требуемый ППМ. На страницу ШБЖ выводится следующая информация:

- Название ППМ.
- Координаты ППМ.
- ЗПУ/ЗМПУ участка маршрута.
- Длина участка маршрута.
- Высота пролета ППМ.
- Расчетное время пролета ППМ.
- Расчетное время полета на данном участке.

Кнопки в подрежиме ШБЖ имеют значение:

- **ВНАВ** – переход в режим ВНАВ (вертикальной навигации).
- **НА** – ручной выбор ППМ из имеющихся в ШБЖ для выполнения полета на выбранную точку. Значение кнопки **НА** появляется только при перемещении активного маркера на следующие ППМ маршрута.
- **ППМ** – ручной выбор ППМ из имеющихся в ШБЖ для выполнения полета на выбранную точку с индикацией ЛБУ относительно участка маршрута: ППМ предшествующий выбранному ППМ – выбранный ППМ.
- **НАВ** – переход в режим НАВ.

1	WSH 3D 12:02:39M							16
2	MAYKOP-KRASNODAR-PASHKOVSKY							17
3	ЗИПУ	А°	V	Snnm	Tnnm	QЧас	H	18
4	ИК	кЧ	W	СоСт	ТпРоЛ	ГоСт	Т°С	19
5	НА	01	МАУКО	44°40'31"С	040°02'55"В	12:00	20	1499 +19°С
6	041°	240°	100	4.7	00:03		300	
7	039°	009	091	94.1	12:03	1499	+18°С	
8	284°	240°	200	81.3	00:23		500	
9	283°	008	206	12.8	12:26	1499	+17°С	
10	017°	240°	200	12.8	00:03		34	
11	015°	011	192	0.0	12:30	1499	+20°С	
12	04	KRASN	45°02'05"С	039°09'45"В				
13								
14								
15								
		СоСт	94.1	Тост	01:23	ОпОтР	1499	
		ВНАВ	НА		ППМ	НАВ		

7-28: Страница штурманского бортового журнала ШБЖ

1. Системная строка.
2. Имя маршрута.
3. Заданный истинный путевой угол ЗИПУ.
4. Истинный курс, рассчитанный по введенным метеоданным.
5. Активный участок полета (поле окрашено в зеленый цвет). Информация о ППМ: признак «НА» или «ОТ»; номер ППМ в плане полета; имя ППМ; признак ППМ; широта и долгота ППМ.
6. Направление ветра.
7. Скорость ветра.
8. Истинная скорость.
9. Путевая скорость.

10. Расстояние между ППМ.
11. Оставшееся расстояние до конечного пункта маршрута.
12. Расстояние от начального до конечного пункта маршрута (длина маршрута).
13. Время полета на участке маршрута, рассчитанное по предварительно введенным значениям истинной скорости и метео Данным.
14. Время пролета ППМ.
15. Время вылета (планируемое).
16. Текущее время.
17. Высота полета.
18. Температура наружного воздуха на высоте полета.
19. Расход топлива, введенный вручную.
20. Расчетный остаток топлива.
21. Общая заправка топливом.
22. Время полета на участке маршрута, рассчитанное по предварительно введенным значениям истинной скорости и метео Данным.
23. Время пролета ППМ, рассчитанное предварительно по введенному времени вылета.
24. Время пролета ППМ, рассчитанное в полете по текущей путевой скорости.
25. Расстояние от текущего местоположения до конечного пункта маршрута, рассчитанное по текущей путевой скорости.
26. Время полета от текущего местоположения до конечного пункта маршрута, рассчитанное по текущей путевой скорости.
27. Потребное количество топлива от текущего местоположения до конечного пункта маршрута, рассчитанное по текущей путевой скорости и введенному вручную расходу топлива.

Подрежим СНС

Подрежим предназначен для оценки состояния спутниковой навигационной системы (числа сопровождаемых и обрабатываемых спутников, геометрического фактора, отношения сигнал/шум по каждому обрабатываемому спутнику и т. д.). На дисплее в данном подрежиме отображаются:

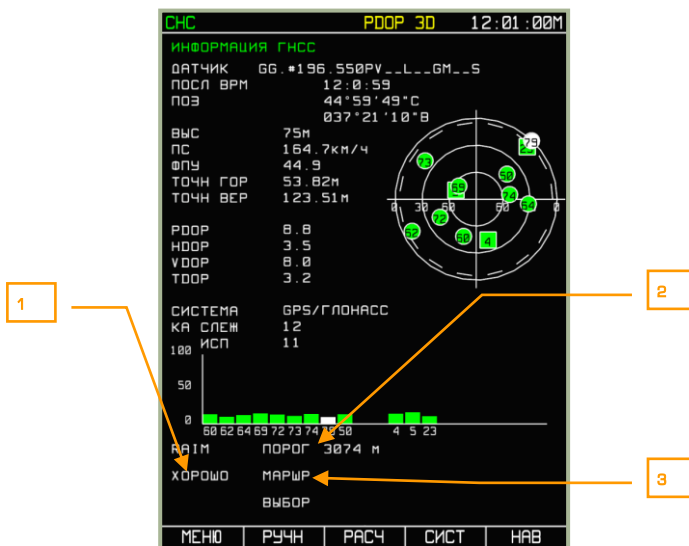
- Текущее время;
- Тип и серийный номер датчика GPS/ГЛОНАСС;
- Значение времени, принятое от спутниковой группировки;
- Географические координаты;

- Высота над эллипсоидом Земли;
- Путевая скорость;
- Фактический путевой угол;
- Прогнозируемая абсолютная точность определения позиции ЛА по горизонтальной и вертикальной составляющим;
- Вероятностные характеристики точности определения позиции ЛА;
- Информация о спутниковой группировке и текущий режим использования спутников;
- Положение спутников над горизонтом в графическом виде и графическое представление соотношения сигнал/шум от используемых спутников.
- Состояние RAIM, включающее:

качественную оценку точности определения местоположения и результаты оценки состояния спутниковой группировки встроенной системой контроля ПИ СНС;

пороговое значение, используемое для проведения расчетов вероятностной оценки точности определения местоположения;



текущий этап полета, для которого выполняется оценка RAIM.



7-29: Вид дисплея в режиме СНС

1. Качественная оценка точности определения местоположения и результаты оценки состояния спутниковой группировки встроенной системой контроля ПИ СНС.

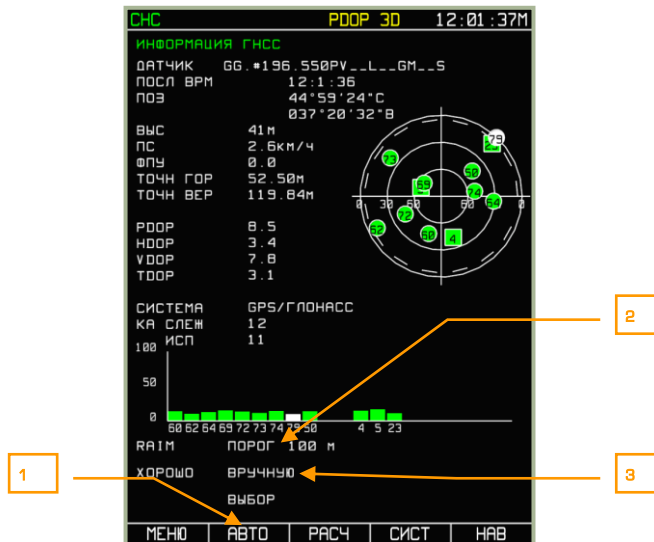
2. Пороговое значение, используемое для проведения расчетов вероятностной оценки точности определения местоположения.
3. Текущий этап полета, для которого выполняется оценка RAIM.

В составе созвездия отображение спутников группировки ГЛОНАСС осуществляется символом , NAVSTAR - . Используемые для проведения расчетов спутники имеют зеленый цвет, исключенные по каким-либо причинам – серым. Номер в символе соответствует номеру спутника в составе созвездия.

Пороговое значение, используемое для проведения расчетов при автоматическом выборе, принимает следующие значения:

- в районе аэродрома (заход на посадку, взлет) – 370 м (0,3 nm);
- на маршруте – 3704 м (2 nm).

Установить требуемое пороговое значение самостоятельно можно на странице ОПЦИИ → ОСНОВНОЙ в строке ПОРОГ RAIM. Оно будет использоваться только для ручного режима. Для перехода на определенное оператором значение ПОРОГА RAIM необходимо нажать кнопку **РУЧН**, для возврата в режим автоматического определения порога – кнопку АВТО. Эту же операцию можно выполнить со страницы ОПЦИИ → ОСНОВНОЙ, изменяя значение строки ВЫБОР ПОРОГА: АВТО/РУЧН.



7-30: Определение порога RAIM, установленного оператором

1. Кнопка переключения между режимами выбора порога RAIM.
2. Значение порога RAIM.
3. Индикация ручного выбора порога RAIM.

Один из спутников созвездия может быть исключен из расчетов.

ВНИМАНИЕ! Изменение стандартных установок параметров порта RS-232C может привести к рассогласованию протокола взаимодействия встроенного СНС (к модели вертолёта в симуляторе не относится)!

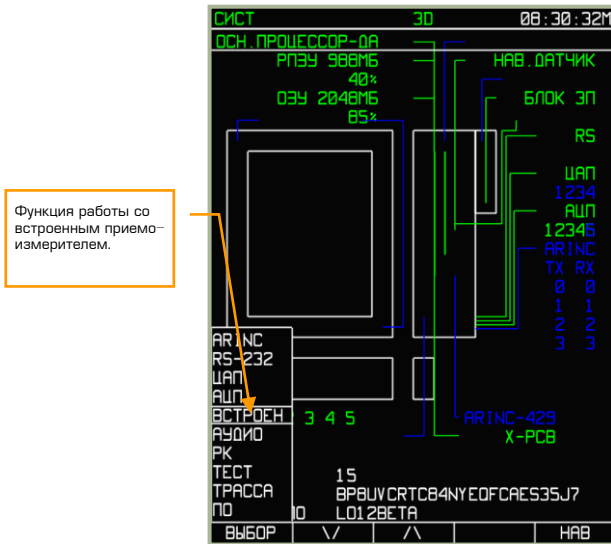
Перечень стандартных установок приведен в таблице.

Заводские установки порта RS-232C для взаимодействия со встроенным СНС

Параметр	Значение
ДАТЧИК	ASHTECH GG12
ПОРТ	ВСТРОЕН
СКОРОСТЬ	19200
БИТ ДАННЫХ	8
ЧЕТНОСТЬ	НЕТ
СТОП БИТ	1
КОНТРОЛЬ	АППАРАТНО
ИСП GPS	GPS/ГЛОНАСС
МАСКА PDOP	4,0
МАСКА ВОЗВ	5 ⁰
ИСКЛЮЧИТЬ КА	0

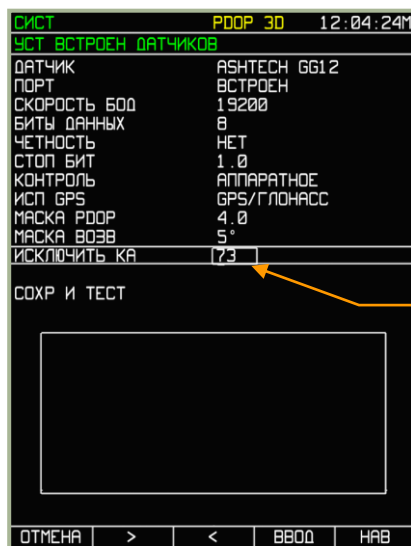
Порядок исключения (включения) спутников в состав используемой группировки:

- Перейти в подрежим СИСТЕМА, нажав клавишу **СИСТ**. На дисплее отобразится страница состояния системы.



7-31: Выбор функции работы с УСТАНОВКАМИ изделия

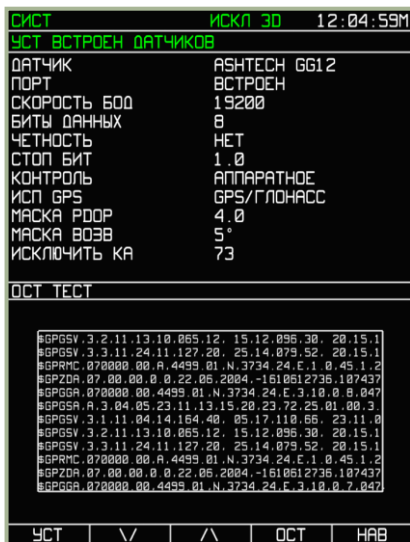
- Войти в подрежим УСТАНОВКИ, нажав кнопку **УСТ**. В левом нижнем углу дисплея появится меню работы с УСТАНОВКАМИ изделия.
- Правой ручкой управления курсором выбрать функцию работы со встроенным приемоизмерителем СНС – ВСТРОЕН и нажать кнопку **ВЫБОР**. На дисплее отображается страница режима СИСТЕМА с индикацией под системной строкой функции установки параметров встроенного приемоизмерителя СНС – УСТ ВСТРОЕН ДАТЧИКОВ.
- Рамкой подсветки, используя ручку управления курсора, выбрать строку ИСКЛЮЧИТЬ КА. В этой строке отображается **номер** выключенного из используемой группировки спутника. Если значение равно 0, используются все видимые в текущий момент спутники.
- Нажать кнопку **СМЕНА** и манипулятором курсора выбрать номер исключаемого из использования при расчетах спутника (номер должен соответствовать одному из видимых в созвездии спутников). Для исключения спутника из использования в расчетах нажать кнопку **ВВОД**.



Поле, для ввода номера исключаемого из расчетов спутника.

7-32: Вид дисплея при исключении спутника группировки из расчетов

- Исключение спутников из расчетов произойдет **только после сохранения значений установок**, для этого необходимо выбрать манипулятором курсора строку СОХР И ТЕСТ. Значение кнопки **ВВОД** изменяется на **ТЕСТ**. Нажать кнопку **ТЕСТ** и наблюдать в нижней части дисплея команды обмена изделия с приемоизмерителем СНС. Индикация исключения из расчетов спутника отображается в основных режимах символом ИСКЛ.



7-33: Вид дисплея при тестировании приемоизмерителя и канала связи



7-34: Вид дисплея при исключении из расчетов данных спутника № 73

Серым цветом отображаются спутники, находящиеся ниже угла маски возвышения спутников, которая отображается на схеме спутниковой группировки белой пунктирной линией.

Порядок настройки маски возвышения:

- Вызвать через меню ВСТРОЕН страницу УСТ ВСТРОЕН ДАТЧИКОВ.
- Выбрать активным маркером строку установки маски возвышения – МАСК ВОЗВ (значение по умолчанию 5°).
- Нажать кнопку **СМЕНА** и манипулятором курсора установить необходимый угол маски возвышения.
- СОХР И ТЕСТ. Установленное значение будет использоваться в расчетах только после выполнения пункта «сохранить и тестировать».
- Индикация изменения значения угла маски возвышения осуществляется в подрежиме СИСТЕМА при нажатии кнопки **ГНСС**.



7-35: Вид дисплея при изменении угла маски возвышения

В подрежиме СНС имеется возможность проведения прогнозных расчетов состояния RAIM.

В подрежиме СНС кнопки имеют значение:

- **МЕНЮ** – переход в режим МЕНЮ.
- **АВТО/РУЧН** – изменение режима выбора порога RAIM.
- **РАСЧ** – просмотр альманаха созвездия в текущей точке и проведение расчета прогноза RAIM в аэропорту прибытия или любой навигационной точке.
- **СИСТ** – переход в режим СИСТ.
- **НАВ** – переход в режим НАВ.

Подрежим РАСЧ

Подрежим РАСЧЕТ (РАСЧ) предназначен для проведения прогнозных расчетов состояния RAIM в навигационных точках, имеющих в составе базы данных изделия АБРИС и просмотра созвездия спутников, которое должно находиться над точкой с текущими координатами из альманаха изделия.

Проведение прогнозных расчетов состояния RAIM в навигационных точках, имеющих в составе базы данных изделия АБРИС, и просмотр альманаха спутниковой группировки предусмотрены:

- В точке нахождения ЛА на текущее время (только просмотр альманаха спутниковой группировки).
- На аэропорт прибытия с выполнением прогноза состояния RAIM с учетом введенных параметров полета.
- На любой аэропорт (навигационную точку с признаком А), имеющейся в составе базы данных изделия АБРИС, на любое время текущих суток с расчетом прогноза RAIM.

Вызов подрежима осуществляется нажатием кнопки **РАСЧ** на странице СНС. В подрежиме РАСЧЕТ на дисплей выводятся информационные поля режима СНС:

- АЭРОДРОМ НАЗНАЧЕНИЯ – навигационная точка, для которой будет выполнен расчет прогноза RAIM.
- ВРЕМЯ ПРИБЫТИЯ – поле ввода времени, на которое необходимо выполнить расчет альманаха и прогноза RAIM, UTC – признак времени по Гринвичу.
- ПОЗ – поле отображения географических координат позиции ЛА, на которую выполняется расчет альманаха и прогноза RAIM (заполняется после обнаружения в составе базы данных изделия навигационной точки).
- PRAIM ETA – поле отображения времени, на которое выполнен расчет альманаха и прогноза RAIM (заполняется после выполнения расчетов), а также отображения качественной оценки прогноза RAIM (ДА/НЕТ).

Надпись «± 15 мин» относится к расположенной ниже таблице прогноза RAIM. При проведении расчетов оценивается состояние спутниковой группировки на момент прибытия в аэропорт и от этого момента ±15 минут, с градацией в 5 минут. Данные выводятся в виде таблицы. Поля таблицы заполняются либо символом + (плюс) зеленого цвета, при благоприятном прогнозе, либо символом – (минус) желтого цвета при неблагоприятном прогнозе RAIM.

Просмотр альманаха на текущую позицию ЛА осуществляется при отсутствии активного плана полета. Для просмотра нажать кнопку РАСЧ. На дисплей будут выведены следующие сведения:

- признак просмотра альманаха в информационном поле ДАТЧИК.
- графическое представление прогнозируемого размещения спутников группировки по данным альманаха.

Просмотр альманаха на аэропорт прибытия с выполнением прогноза состояния RAIM с учетом введенных параметров полета осуществляется при:

- Наличии активного плана полета.
- Наличии в составе параметров активного плана полета прогнозируемого времени вылета и прогнозируемой истинной воздушной скорости на участках плана полета.

При выполнении указанных выше требований после нажатия кнопки РАСЧ на дисплей будет выведено окно просмотра альманаха и проведения расчетов с заполненными полями. Для выполнения расчетов необходимо нажать кнопку **ВВОД**. Окончание расчетов индицируется появлением в нижней части окна надписи РАСЧЕТ ПРОИЗВЕДЕН.



7-36: Автоматическая подготовка данных для просмотра альманаха и выполнения расчетов на аэропорт прибытия



7-37: Просмотр альманаха и прогноза RAIM на аэропорт прибытия

Для изменения времени проведения расчетов нажать кнопку ►►, в поле редактирования уточнить время (учитываются только текущие сутки) и нажать **ВВОД**.

Просмотр альманаха и расчет прогноза RAIM на любой аэропорт, имеющейся в составе базы данных изделия АБРИС, может быть выполнен в режиме прогноза RAIM на текущую позицию ЛА или при прогнозе RAIM на аэропорт прибытия.

Для выполнения расчетов необходимо нажать кнопку ►► и перейти в окно ввода позывного. Используя манипулятор курсора, следует ввести позывной навигационной точки, для которой необходимо выполнить прогноз. Для выбора времени проведения расчетов следует нажать кнопку ►►, в поле редактирования уточнить время (учитываются только текущие сутки). Пример подготовки данных и выполнения расчетов на аэропорт Анапа (позывной URKA) представлен ниже. В примере

прогнозируемое время прибытия - 9 часов 03 мин. Расчет выполняется после нажатия кнопки **ВВОД**. При корректных исходных данных (позывных навигационной точки) на дисплей будут выведены результаты расчетов прогноза RAIM. Если навигационная точка не будет обнаружена в базе данных (на рисунке позывной несуществующего аэропорта RRRR) на дисплей будет выведено сообщение желтого цвета - **НЕТ В БАЗЕ**.



7-38: Подготовка данных и выполнение расчетов на аэропорт Анапа



7-39: Сообщение об ошибке позывного аэропорта прибытия при расчете

Кнопки в подрежиме РАСЧЕТ имеют значение:

- **МЕНЮ, СНС, НАВ** – переход в соответствующие режимы, при этом автоматически выключается режим использования альманаха и приемоизмеритель переходит в рабочий режим.
- **ВВОД** – режим расчета прогноза RAIM на выбранный аэропорт прибытия.
- **▶▶** – переключение между полями ввода аэродрома назначения и временем прибытия.

Изменение текущих настроек (режим ОПЦИИ)

Общие принципы установки ОПЦИЙ

Значения опций влияют на все режимы работы системы и хранятся в энергонезависимой памяти. Опции могут иметь значения, выбираемые из списка или из некоторого числового диапазона.

ВНИМАНИЕ! НЕ РЕКОМЕНДУЕТСЯ изменять значения опций, если Вы НЕ УВЕРЕНЫ в однозначности последствий для функционирования системы!

Выбор режима изменения настроек осуществляется из страницы МЕНЮ нажатием кнопки **ОПЦИИ**.

Сохранение выбранных значений ОПЦИЙ осуществляется при выходе из режима нажатием кнопки **МЕНЮ**.

Порядок изменения настроек изделия в различных режимах

В режиме ОПЦИИ имеется пять подрежимов.

ОПЦИИ		30	09:00:20M
ОСНОВНЫЕ НАСТРОЙКИ			
ДВИЖЕНИЕ КАРТЫ			ОТНОСИТ
ОРИЕНТАЦИЯ КАРТЫ			КУРС
МАСШТАБ			ВРУЧНУЮ
ПУ/КУРС			ИСТ
ВЫСОТА			ГНСС
ЧАСОВОЙ ПОЯС			+3
ВРЕМЯ			09:00:20
ЧИСЛО			22-06-04
ВРЕМЯ ПОЛЕТА			АВТО
САМОПИСЕЦ			5
ВЫБОР ППМ			АВТО
ПРОЛЕТ ППМ			5 км
ШКАЛА ЛБУ:			
MIN			5 км
MAX			5 км
РМИ1			НА ППМ
РМИ2			ОТ ППМ
Порог РАИМ			100 м
ВЫБОР ПОРОГА			АВТО
Част. освободительности			Вкл
ОСНОВН			
ЕДИНИЦЫ			
ТТХ			
СИГНАЛ			
КАРТЫ			
УСТАН	↘	↗	СМЕНА МЕНЮ

7-40: Вид дисплея в режиме ОПЦИИ при выборе подрежима

ОСНОВН - основные опции.

ЕДИНИЦЫ - настройка единиц измерения, используемых для расчетов.

ТТХ – ввод летных параметров (тактико-технических характеристик) ЛА.

СИГНАЛ - настройка временных интервалов формирования предупредительной сигнализации.

КАРТЫ - настройка параметров отображения карты.

Подрежимы доступны в режиме ОПЦИИ из меню, появляющегося при нажатии кнопки **УСТАН**.

Подрежим ОСНОВНЫЕ НАСТРОЙКИ

Выбор осуществляется из подменю. В таблице представлен перечень опций, возможные значения (величины или форматы) опций и их влияние на функционирование изделия.

ОПЦИИ		3D	09:00:26M
ОСНОВНЫЕ НАСТРОЙКИ			
ДВИЖЕНИЕ КАРТЫ			ОТНОСИТ
ОРИЕНТАЦИЯ КАРТЫ			КУРС
МАСШТАБ			ВРУЧНУЮ
ПУ/КУРС			ИСТ
ВЫСОТА			ГНСС
ЧАСОВОЙ ПОЯС			+3
ВРЕМЯ			09:00:26
ЧИСЛО			22-06-04
ВРЕМЯ ПОЛЕТА			АВТО
САМОПИСЕЦ			5
ВЫБОР ППМ			АВТО
ПРОЛЕТ ППМ			5 км
ШКАЛА ЛБУ:			
MIN			5 км
MAX			5 км
РМИ1			НА ППМ
РМИ2			ОТ ППМ
ПОРОГ РАИМ			100 м
ВЫБОР ПОРОГА			АВТО
УЧЕТ ПСЕВДООДАЛЬНОСТИ			ВКЛ

7-41: Вид дисплея в подрежиме ОСНОВНЫЕ НАСТРОЙКИ

Переключение между predetermined значениями опций осуществляется кнопкой **СМЕНА**, переход между опциями – использованием кнопок с символами **▽** и **△** или ручкой управления курсора. Выбранная опция подсвечивается рамкой.

Перечень опций, возможные значения (величины или форматы) опций и их влияние на функционирование изделия в подрежиме ОСНОВНЫЕ НАСТРОЙКИ

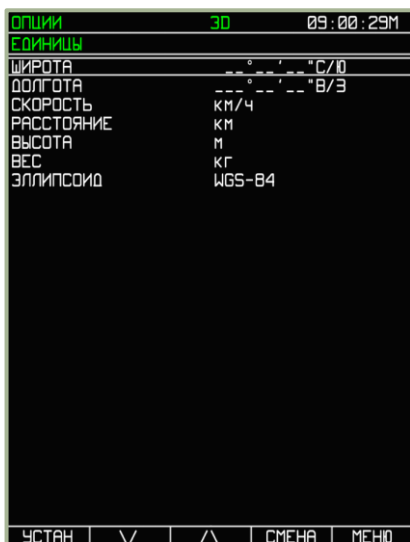
Опция	Размерность (формат)	Варианты	Влияние на функционирование изделия
ДВИЖЕНИЕ КАРТЫ		ОТНОСИТ	Символ ЛА всегда расположен в 20% от нижнего края карты по высоте
		ИСТИННОЕ	Символ ЛА движется по КАРТЕ, обновление вида КАРТЫ осуществляется автоматически
ОРИЕНТАЦИЯ КАРТЫ		КУРС	Ориентация карты по курсу ЛА
		ПУ	Ориентация карты по путевому углу ЛА
		СЕВЕР	Ориентация карты на Север
МАСШТАБ		АВТО	Масштаб отображения КАРТЫ зависит от высоты полета ЛА
		ВРУЧНУЮ	Масштаб отображения КАРТЫ выбирается оператором
КУРС/ПУ		ИСТ	Отсчет от истинного меридиана
		МАГ	Отсчет от магнитного меридиана
ВЫСОТА		ГНСС	От встроенного ПИ СНС
		БАРО	От барометрического датчика
		РАДИО	От радиовысотомера
ЧАСОВОЙ ПОЯС		+12/-12	Смещение местного времени
ВРЕМЯ	HH:MM:SS		Текущее время
ЧИСЛО	DD-MON-YY		Текущая дата
ВРЕМЯ ПОЛЕТА		АВТО	Отсчет времени полета начинается со скорости 25 км/ч
		ВРУЧНУЮ	Отсчет времени начинается с момента установки опции
САМОПИСЕЦ	Сек	1-60	Временной интервал записывающего устройства пройденной траектории

ВЫБОР ППМ		АВТО	Автоматическое переключение ППМ при выполнении маршрута
		РУЧНОЙ	Переключение ППМ осуществляется оператором
ПРОЛЕТ ППМ	км	1-20	Радиус окружности с центром в ППМ, при пересечении границы отображается сообщение ПРОЛЕТ ППМ (по умолчанию = 5)
ШКАЛА ЛБУ MIN MAX	КМ	1,2,5,10, 20	Минимальный и максимальный масштаб шкалы ЛБУ в зависимости от отклонения от ЛБУ.
РМИ1		на ППМ от ППМ VOR АРК ВЫКЛ	Символьная и цифровая индикация (желтого цвета) направления: от ЛА на ППМ; от ППМ на ЛА; на маяк VOR; на приводную радиостанцию; не отображать.
РМИ2		на ППМ от ППМ VOR АРК ВЫКЛ	Символьная и цифровая индикация (красного цвета) направления: от ЛА на ППМ; от ППМ на ЛА; на маяк VOR; на приводную радиостанцию; не отображать.
ПОРОГ RAIM	М	0-9999	Радиус круга, центром которого являются координаты, полученные после обработки данных ПИ СНС. Применяется для вычисления вероятности нахождения реальных координат ЛА в данном круге.
ВЫБОР ПОРОГА		АВТО/РУЧН	Опция выбора порогового значения для расчета RAIM
УЧЕТ ПСЕВДОДАЛЬНОСТИ		ВКЛ/ВЫКЛ	Учет (игнорирование) передаваемых спутниками значений

			псевдодальности при проведении расчетов RAIM
--	--	--	--

Настройка используемых для расчетов единиц измерения и формата их отображения (подрежим - ЕДИНИЦЫ)

Выбор осуществляется из подменю.



7-42: Вид дисплея в подрежиме ЕДИНИЦЫ ИЗМЕРЕНИЯ

Влияние значений опций и их допустимые величины представлены в таблице ниже.

Перечень опций, возможные значения (величины) опций и их влияние на функционирование изделия (подрежим ЕДИНИЦЫ)

Опция	Варианты, размерность, форматы	Влияние на функционирование изделия
ШИРОТА/ДОЛГОТА	ГГГ*ММ,ММ ГГ°ММ СС	Отображение топографических координат
СКОРОСТЬ	КМ/Ч (километры в час) М/С (метры в секунду)	Использование единиц измерения для проведения расчетов

	УЗЛ (узлы)	
РАССТОЯНИЕ	КМ (километры) МИЛ (морские мили)	Использование единиц измерения для проведения расчетов
ВЫСОТА	М (метры) ФТ (футы)	Использование единиц измерения для проведения расчетов
ВЕС	КГ (килограммы) ФНТ (фунты)	Использование единиц измерения для проведения расчетов
ЭЛЛИпсоИД	WGS-84/Красовский	Использование модели эллипсоида для проведения расчетов

Настройка характеристик летательного аппарата (подрежим ТТХ)

Выбор осуществляется из подменю.



ОПЦИИ		30	09:00:34M
PERFORMANCE SETUP			
СКОРОСТИ И КРЕНЫ			
V1	120	км/ч	
V2	160	км/ч	
V4	120	км/ч	
V НАБОРА НОРМАЛЬНАЯ	130	км/ч	
V НАБОРА МД	130	км/ч	
V КРЕИС НОРМАЛЬНАЯ	200	км/ч	
V КРЕИС МД	180	км/ч	
V СНИЖЕНИЯ НОРМАЛЬНАЯ	120	км/ч	
V СНИЖЕНИЯ МД	120	км/ч	
VY НАБОР	5	м/с	
VY СНИЖЕНИЕ	4	м/с	
КРЕН НА МАРШРУТЕ	15°		
КРЕН В РА	15°		
ТОПЛИВО			
РУЧЛЕНИЕ	20	кг	
ВЗЛЕТ	20	кг	
ЭШЕЛОН РАСХОД НОРМ	786	кг	
ЭШЕЛОН РАСХОД МД	1000	кг	
УСТАН	√	∧	СМЕНА МЕНЮ

7-43: Вид дисплея в подрежиме ТТХ (PERFORMANCE SETUP)

Влияние значений опций и их допустимые величины представлены в таблице.

МД – максимальная дальность (наиболее экономичный режим).

Перечень опций, возможные значения (величины) опций и их влияние на функционирование изделия (подрезим ТТХ)

Опция	Размерность (формат)	Варианты	Влияние на функционирование изделия
СКОРОСТИ И КРЕНЫ			Параметры опций используются для расчетов траектории ЛА
V1	км/ч	0 –350	
V2	км/ч	0 –350	
V4	км/ч	0 –350	
V НАБОРА НОРМАЛЬНАЯ	км/ч	0 –350	
V НАБОРА МД (условие максимальной дальности)	км/ч	0 –350	
V КРЕЙСЕРСКАЯ НОРМАЛЬНАЯ	км/ч	0 –350	
V КРЕЙСЕРСКАЯ МД	км/ч	0 –350	
V СНИЖЕНИЯ НОРМАЛЬНАЯ	км/ч	0 –350	
V СНИЖЕНИЯ МД	км/ч	0 –350	
V _y НАБОР	м/с	0 –50	
V _y СНИЖЕНИЕ	м/с	0 –50	
КРЕН НА МАРШРУТЕ	град	0 –60	
КРЕН В РА (районе аэродрома)	град	0 –60	
ТОПЛИВО			Параметры опций используются для выполнения расчетов расхода топлива
РУЛЕНИЕ	кг	0-100	
ВЗЛЕТ	кг	0-100	
ЭШЕЛОН РАСХОД НОРМАЛЬНЫЙ	кг	0-1500	
ЭШЕЛОН РАСХОД МД	кг	0-1500	

Опции параметров формирования предупредительных сигналов (по режиму СИГНАЛ)

Выбор осуществляется из подменю.



7-44: Вид дисплея в подрежиме СИГНАЛИЗАЦИЯ

Влияние значений опций и их допустимые величины представлены в таблице.

Перечень опций, возможные значения (величины) опций и их влияние на функционирование изделия (по режиму СИГНАЛ)

Параметр	Размерность	Варианты	Влияние на функционирование изделия
ПОДХОД:			Временной интервал предупреждения о подходе к элементу маршрута
ПММ	мин	0-10	
ТОЧКА НАБОРА	мин	0-10	
ТОЧКА СНИЖЕНИЯ	мин	0-10	
ТОЧКА НАЧАЛА РАЗВ	мин	0-10	
ГРАНИЦА РПИ	мин	0-10	
ГРАНИЦА ЗОРП	мин	0-10	
ГРАНИЦА ЗОНЫ УВД	мин	0-10	

ЛИМИТ:			
По ЛБУ	км	0-20	Значения, при превышении которых формируется предупредительная сигнализация
По ПУ	град	0-99	
ПРЕПЯТСТВИЯ:			Не реализовано
В РАДИУСЕ		1	
ПО ВЕРТИКАЛИ		1	
СПС С ЗЕМЛЕЙ		ВЫКЛ	Не реализовано

Опции отображения объектов в составе карты

Выбор осуществляется из подменю.

Влияние значений опций и их допустимые величины представлены в таблице ниже.

ОПЦИИ	ЗН	09:02:46M
НАСТРОЙКА КАРТЫ		
КАРТА		ВСЕ
АЭРОДРОМЫ		+
ВПП		+
СВЯЗЬ АЭРОДРОМА		+
ILS		+
ILS МАРКЕРЫ		+
NDB АЭРОДРОМА		+
СРЕДСТВА ОБЧ		+
NDB		+
ВОЗДУШНЫЕ ТРАССЫ		+
ВЕСЕРНЫЕ МАРКЕРЫ		+
ТРАССОВЫЕ ППМ		+
ЗОНЫ ОЖИДАНИЯ		+
ЧАСТОТЫ СВЯЗИ		+
ОГР. ВОЗДУШНЫЕ ЗОНЫ		+
ТАКТИКА		+
НАС. ПУНКТЫ		+
ОЗЕРА		+
РЕКИ		+
ЖЕЛ. ДОРОГИ		+
ДОРОГИ		+
ЛИНИИ ЛЭП		+
ТЕКСТ		+
ЛИНЕЙНЫЕ ОБЪЕКТЫ		+
УСТАН	∨	∧
		СМЕНА
		МЕНЮ

7-45: Вид дисплея в подрежиме НАСТРОЙКА КАРТЫ

Перечень опций, возможные значения опций и их влияние на отображение карты при функционировании изделия (подрежим НАСТРОЙКА КАРТЫ)

Параметр	Варианты опций	Влияние на функционирование изделия
КАРТА	ВЫБ (выбор), ВСЕ, ВЫКЛ	Аэронавигационная информация районов полета. Комплексная опция, определяет значения опций во всех позициях. ВЫБ – выбор отдельных опций пользователем ВСЕ – все «+» ВЫКЛ – все «-»
АЭРОДРОМЫ	+,-	Аэродромы
ВПП	+,-	Взлетно-посадочные полосы
СВЯЗЬ АЭРОДРОМА	+,-	Частоты связи в районе аэродромов
ILS	+,-	Инструментальная система посадки
ILS МАРКЕРЫ	+,-	Маркеры инструментальной системы посадки
NDB АЭРОДРОМА	+,-	Аэродромная приводная радиостанция
СРЕДСТВА ОВЧ	+,-	Высокочастотные навигационные средства
NDB	+,-	Приводная радиостанция
ВОЗДУШНЫЕ ТРАССЫ	+,-	Воздушные трассы
ВЕЕРНЫЕ МАРКЕРЫ	+,-	Веерные маркеры
ТРАССОВЫЕ ППМ	+,-	Промежуточные пункты воздушных трасс
ЗОНЫ ОЖИДАНИЯ	+,-	Зоны ожидания
ЧАСТОТЫ СВЯЗИ	+,-	Частоты связи
ОГР. ВОЗДУШНЫЕ ЗОНЫ	+,-	Зоны с ограниченным режимом полета
ТАКТИКА	+,-	Тактическая информация. Отображение вертолетов звена и целей.
НАС. ПУНКТЫ	+,-	Населенный пункт, отображаемый в составе карты районом застройки
ОЗЕРА	+,-	Озера
РЕКИ	+,-	Реки

ЖЕЛ. ДОРОГИ	+, -	Железные дороги
ДОРОГИ	+, -	Дороги
ЛИНИИ ЛЭП	+, -	Кабельные магистрали/линии электропередач
ТЕКСТ	+, -	Текстовая информация и обозначения
ЛИНЕЙНЫЕ ОБЪЕКТЫ	+, -	Линейные объекты, нарисованные пользователем

Сохранение выбранных значений ОПЦИЙ осуществляется при выходе из режима нажатием кнопки **МЕНЮ**.

Работа с планом полета

Работа с планами полета в изделии АБРИС предусматривает следующие операции:

- Создание плана полета с использованием позывных ППМ.
- Хранение планов полета в базе данных изделия с возможностью выполнения операций сохранения, загрузки и удаления из состава базы.
- Автоматизацию расчетов плана полета на основании введенных параметров: истинной воздушной скорости, высоты, метеоинформации на участках полета между ППМ, сведений о заправке и расходе топлива.

Повышение возможностей изделия обеспечивается реализацией ряда дополнительных функций:

- Ручной ввод ППМ, отсутствующих в текущей базе данных изделия.
- Ручной ввод линейных объектов: рубежей, контуров площадных объектов и т.д.

Формирование плана полета

План полета, формируемый в изделии АБРИС, состоит из аэродрома вылета, совокупности ППМ и аэродрома назначения. Для проведения расчетов в составе ШБЖ в план полета может быть включена информация о ИВС, высоте полета, метеоинформации, заправке и расходе топлива на участках полета.

Работа с планом полета обеспечивается при вызове подрежима ПЛАН со страницы МЕНЮ.

После нажатия на кнопку **ПЛАН** появляется страница ПЛАН с текущим активным планом полета.



7-46: Вид дисплея в подрежиме ПЛАН

Для выгрузки текущего плана и начала составления нового необходимо нажать кнопку **ВЫБОР**, с помощью манипулятора курсора выбрать пункт ОЧИСТ и еще раз нажать кнопку **ВЫБОР**. Текущий план полета сбрасывается и появляется кнопка **РИСОВ**, при нажатии на которую появляется инструмент рисования нового плана полёта.




7-47: Выбор команды ОЧИСТ

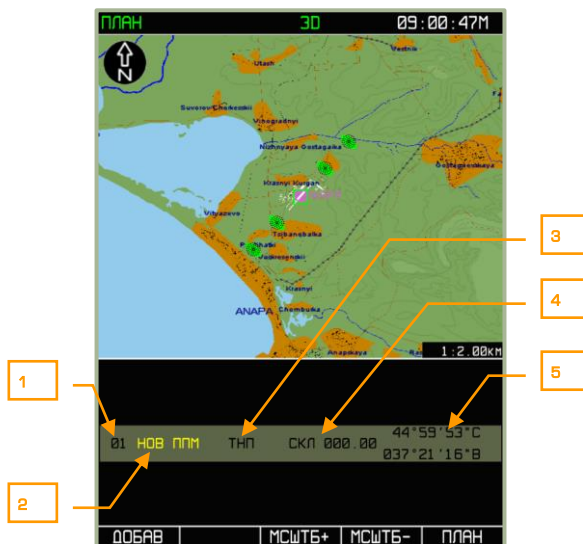


7-48: Вид дисплея после команды ОЧИСТ

Ввод ППМ в ручном режиме

Процедура ввода ППМ:

1. Ввод ППМ начинается с выбора функции РИСОВАНИЕ – кнопка РИСОВ. На дисплее отображается карта местности, на поле которой расположен активный маркер, имеющий форму квадратной рамки зеленого цвета - , на поле полетной информации индицируется поле серого цвета с информацией.




7-49: Исходное состояние дисплея при вводе первого ППМ плана полета

Содержание информационного поля нового ППМ:



1. 01 – порядковый номер ППМ в плане полета (присваивается включенному в план полета ППМ автоматически).
2. НОВ ППМ – условное обозначение добавляемого ППМ в состав плана полета; желтый цвет означает, что при включении в план полета значение поля необходимо изменить (или оно будет изменено автоматически).
3. Способ пролета ППМ.
4. СКЛ – значение магнитного склонения для региона, в котором находится активный маркер.
5. Текущие координаты активного маркера.

2. Включение ППМ в состав плана полета осуществляется нажатием кнопки ДОБАВ – ДОБАВИТЬ.

Как правило, до выполнения этой операции необходимо изменить координаты вводимого ППМ – установить маркер в месте предполагаемой новой точки. В случае

необходимости следует изменить масштаб индицируемой карты путем последовательного нажатия кнопки «МСШТБ+» или «МСШТБ-» необходимое количество раз. Контроль значения текущего масштаба карты осуществляется по индикации в правом нижнем углу карты. При получении требуемого масштаба отображения, с помощью манипулятора пульта управления необходимо переместить активный маркер в точку карты, координаты которой приблизительно соответствуют исходному пункту маршрута (ИПМ). Контроль координат маркера осуществляется по индикации в правой части поля полетной информации. При использовании нанесенных на карту объектов необходимо совместить символ маркера  с символом используемого объекта карты (ППМ, аэродромы, маяки). Точного совпадения не требуется – доступный объект будет внесен в поле ввода ППМ при нажатии кнопки **ДОБАВ – ДОБАВИТЬ**, но центр маркера должен находиться над объектом карты.

3. После включения выбранного ППМ в состав маршрута возможны следующие варианты:

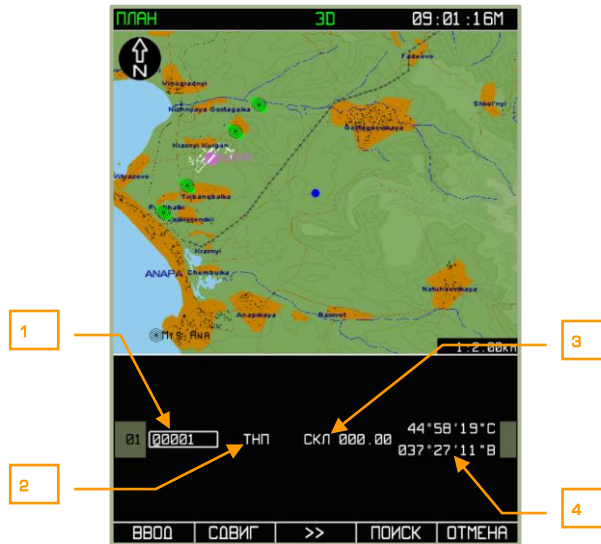
Под активным маркером нет аэронавигационной точки. Условный номер ППМ в плане полета присвоен автоматически и недоступен для изменения. Активный маркер – рамка белого цвета выделяет редактируемое поле, по умолчанию – поле позывного ППМ. Значения информационных полей могут быть изменены. Переход между полями осуществляется кнопкой   :

- Поле позывного ППМ – изменение осуществляется манипулятором пульта управления, переход между позициями символов – продольным нажатием, допустимо любое наименование.
- Способ пролета ППМ – определяет порядок пролета.

Значения информационного поля СПОСОБ ПРОЛЕТА ППМ

Отображаемые символы	Значение при проведении расчетов плана полета
ТНП	Проход ППМ с линейным упреждением разворота
ТОП	Обязательный проход над ППМ по линии пути предыдущего участка маршрута
ТЗП	Обязательный проход над ППМ по линии пути последующего участка маршрута

- Поле магнитного склонения – изменение значения осуществляется манипулятором курсора, допустимое значение – 180.



7-50: Вид дисплея при вводе ППМ в произвольной точке карты

1. Позывной ППМ (наименование).
2. Способ пролета ППМ.
3. Магнитное склонение в регионе.
4. Координаты ППМ, введенные активным маркером.

Под активным маркером есть аэронавигационная точка. Информационные поля имеют значения, аналогичные приведенным выше, отличие заключается в следующем.

Появляется дополнительное поле ПРИЗНАК АЭРОНАВИГАЦИОННОЙ ТОЧКИ, отражающее тип объекта, хранящегося в базе данных изделия - черный символ на сером фоне. Допустимые значения поля и их характеристика представлены в таблице ниже.

Значения информационного поля ПРИЗНАК АЭРОНАВИГАЦИОННОЙ ТОЧКИ

Отображаемые символы	Значение при проведении расчетов плана полета
A	Аэродром
N	Приводная радиостанция
V	Маяк VOR
I	Немаркированная аэронавигационная точка



7-51: Вид дисплея при вводе ППМ, когда под активным маркером на поле карты есть аэронавигационная точка


Для редактирования доступны только поля СПОСОБ ПРОЛЕТА ППМ и МАГНИТНОЕ СКЛОНЕНИЕ. Значение остальных полей определяются значениями, хранящимися в аэронавигационной базе данных: КОД ППМ, ПРИЗНАК АЭРОНАВИГАЦИОННОЙ ТОЧКИ, ГЕОГРАФИЧЕСКИЕ КООРДИНАТЫ.

4. Для завершения процедуры включения ППМ в план полета необходимо нажать кнопку **ВВОД**. При этом на дисплее в поле карты появится обозначение ППМ (крупная точка синего цвета - ●). Отказаться от ввода в план полета выбранного ППМ можно, используя кнопку **ОТМЕНА**; при этом на дисплее будет отображаться информационное поле нового ППМ.

Ввод ППМ с использованием позывных

В системе хранится база данных о навигационных точках, доступ к которым в режиме ПЛАН осуществляется с использованием кнопки **ПОИСК**. Поиск навигационных точек в базе данных осуществляется по позывным. Ввод позывного для поиска производится в поле ПОЗЫВНОЙ ППМ (НАИМЕНОВАНИЕ). При изменении первого символа позывного ППМ (по умолчанию в качестве позывного используется строка символов 00001) поле очищается и переход к позиции следующего символа обеспечивается нажатием оси манипулятора курсора. **Внимание! Для правильного выбора ППМ из базы данных необходимо ввести ВСЕ символы ПОЗЫВНОГО!** При переходе из позиции первого символа без его изменения, редактируемое поле сохраняет свое значение. В составе информации, полученной из базы данных ППМ, для изменения доступно только поле СПОСОБ ПРОЛЕТА ППМ.

Процедура ввода ППМ с использованием позывных:

1. Выбрать функцию РИСОВАНИЕ – кнопка **РИСОВ**. На дисплее отображается карта местности, на которой расположен активный маркер, имеющий форму квадратной рамки зеленого цвета - , на поле полетной информации появится поле с информацией.
2. Нажать кнопку **ДОБАВ**. Если под маркером будет находиться навигационная точка, она автоматически будет включена в план полета. При случайном вводе навигационной точки нажмите кнопку **ОТМЕНА**, сдвиньте маркер в сторону от объекта карты и нажмите кнопку **ДОБАВ**.



7-52: Страница ПЛАН с доступной функцией ПОИСК

3. Нажать кнопку **ПОИСК**. В активном поле ПОЗЫВНОЙ ППМ (НАИМЕНОВАНИЕ) введите полный позывной с учетом регистра.



7-53: Ввод позывного в режиме поиска

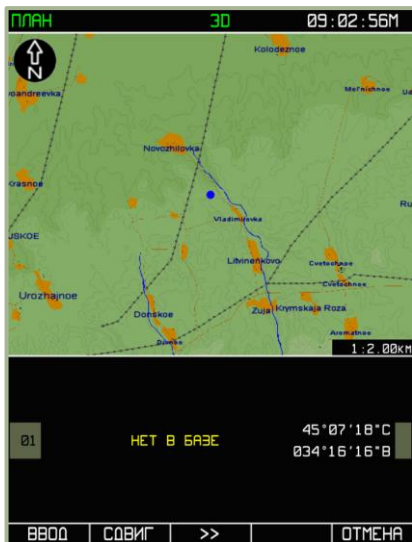
4. Нажать кнопку **ПОИСК** снова. Возможны два исхода процедуры:

- Найдена навигационная точка. Будьте внимательны! В базе данных может быть несколько точек с одинаковым позывным, отличающихся географическими координатами. В этом случае, необходимо повторно нажать кнопку **ПОИСК** и попытаться найти требуемую навигационную точку.



7-54: Вид дисплея при успешном завершении поиска точки

- Не найдена навигационная точка. В этом случае на дисплее отображается надпись желтого цвета **НЕТ В БАЗЕ**. Причинами появления надписи могут быть отсутствие навигационной точки или ошибка при наборе позывного.



7-55: Вид дисплея при отсутствии в составе базы данных позывного ППМ

5. Для завершения процедуры включения ППМ в состав плана полета нажать кнопку **ВВОД**.



7-56: Фрагмент плана полета

1. Истинный курс ЛА на участке маршрута – ИК.
2. Истинный путевой угол – ИПУ.
3. Расстояние между ППМ – РСТ.

Далее необходимо ввести необходимое количество ППМ, используя ручной ввод или позывные навигационных точек. Маршрут между ППМ, включенными в состав плана полета, отображается в поле карты линиями синего цвета. Очередной ППМ вводится в средней части поля полетной информации, предыдущий сдвигается вверх. Между ними появляется дополнительная информационная строка, содержащая:

- Истинный путевой угол – ИПУ.
- Истинный курс ЛА на участке маршрута – ИК.
- Расстояние между ППМ – РСТ.

Ввод данных для расчета плана полета

Дополнительная информация для расчетов плана полета включает:

- Время вылета из ИПМ и истинную воздушную скорость ЛА на участках маршрута.
- Высоты полета на участках маршрута (высота полета на участке маршрута и расстояние от (до) ППМ, на (от) котором (-го) выбранная высота должна быть занята).
- Метеоинформацию по участкам маршрута (скорость и направление ветра, температура воздуха на планируемой высоте полета).
- Данные по заправке и расходу топлива по участкам маршрута.

Ввод времени вылета из ИПМ и истинной воздушной скорости

Для подготовленных участков маршрута в режиме ПЛАН нажать кнопку **РЕДАКТ**, из всплывающего списка выбрать подменю СКОРОСТЬ и нажать кнопку **РЕДАКТ**. На дисплее появятся информационные поля, содержащие информацию об участках полета:

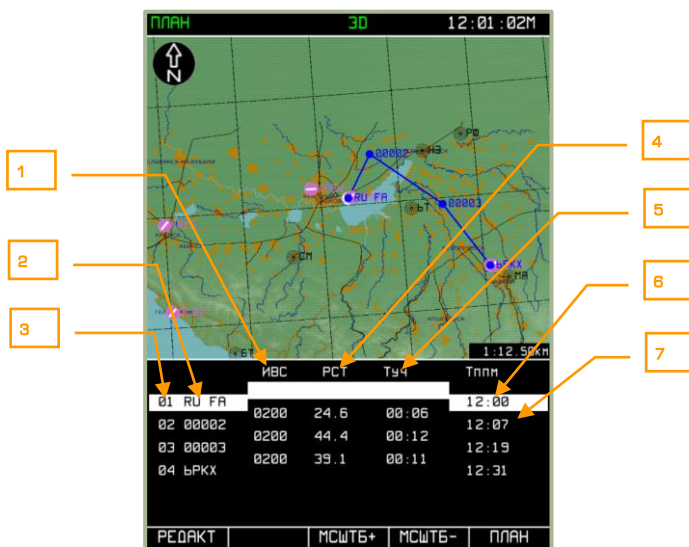
- Для ИПМ – время вылета.
- Для остальных ППМ – планируемое время пролета.
- Истинная воздушная скорость на участке полета.
- Длина участка маршрута.
- Время полета на участке маршрута.

В данном подрежиме обеспечивается отображение, ввод и автоматический расчет следующих величин:

- **Отображение:** порядковый номер ППМ, позывной ППМ, длина участка полета.
- **Ввод:** истинной воздушной скорости и времени вылета из ИПМ.
- **Автоматический расчет:** времени полета на участке маршрута, прогнозируемого времени пролета ППМ.



7-57: Выбор подменю для ввода истинной воздушной скорости

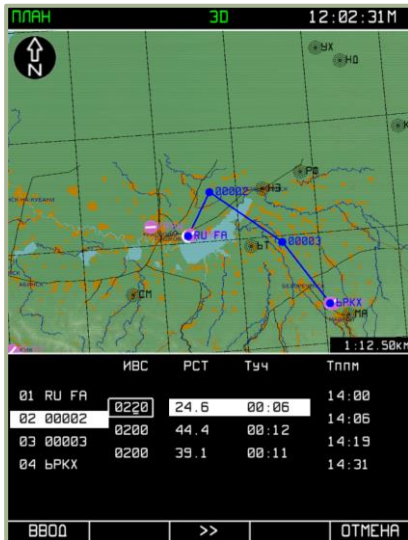
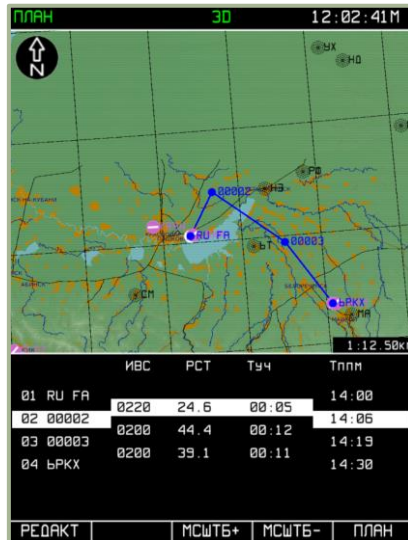


7-58: Ввод времени вылета из ИПМ и истинной воздушной скорости

1. Истинная воздушная скорость.
2. Позывной ППМ.
3. Порядковый номер ППМ в плане маршрута.
4. Расстояние (длина) участка полета.
5. Время полета на участке.
6. Время вылета из ИПМ.
7. Планируемое время пролета ППМ.

Изменение значений времени вылета из ИПМ, ИВС на участках маршрута осуществляется с использованием манипулятора курсора (выбор параметра - продольное нажатие манипулятора или нажатие кнопки **РЕДАКТ**), переход к очередному параметру осуществляется нажатием кнопки **ВВОД**, выход из режима - по нажатию кнопки **ПЛАН**.

Пересчет автоматически вычисляемых значений осуществляется после каждого их изменения. При изменении ИВС на одном из участков маршрута, для всех остальных участков, следующих за этим, значение ИВС изменяется на введенное.


7-59: Ввод времени вылета из ИПМ

7-60: Установка значения ИВС для участка 01-02

7-61: Вид дисплея с введенными значениями истинной скорости и рассчитанным временем прибытия в точку 02

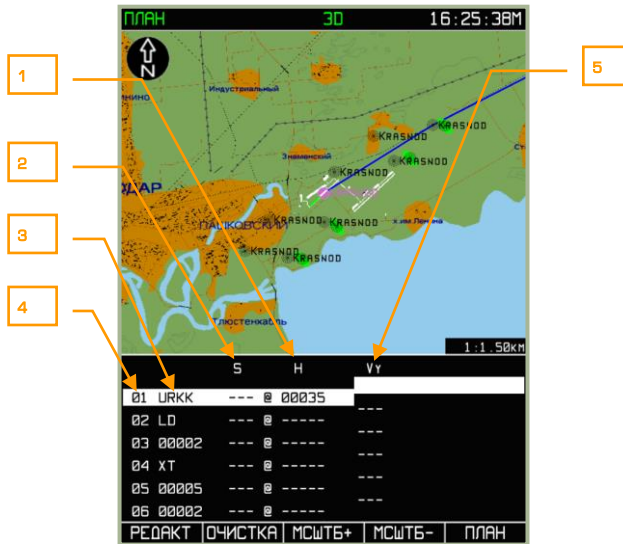
Ввод высоты полета

Данный подрежим обеспечивает автоматический расчет вертикальной скорости ЛА (в метрах в секунду - V_y м/с) для занятия заданной высоты полета на участке маршрута (в метрах - H_m) с учетом расстояния от (до) ППМ (в километрах - $S_{км}$).

В режиме ПЛАН необходимо последовательно: нажать **РЕДАКТ**, манипулятором курсора из всплывающего подменю выбрать ВНАВ, нажать **РЕДАКТ**. На дисплее в нижней части появятся информационные поля для ввода высот полета и удалений от ППМ, на которых высоты должны быть заняты.



7-62: Выбор подменю ввода высот полета и расстояний их занятия от ППМ



7-63: Вид дисплея при готовности к вводу высот полета

1. Планируемая высота полета на участке маршрута.
2. Расстояние от (до) ППМ, на котором планируется занять высоту.
3. Позывной ППМ.
4. Порядковый номер ППМ.
5. Вертикальная скорость (рассчитывается системой).

В информационном поле отображаются поля:

Информационные – порядковый номер и позывной ППМ;

Вводимые оператором – удаление от ППМ и высота на участке маршрута;

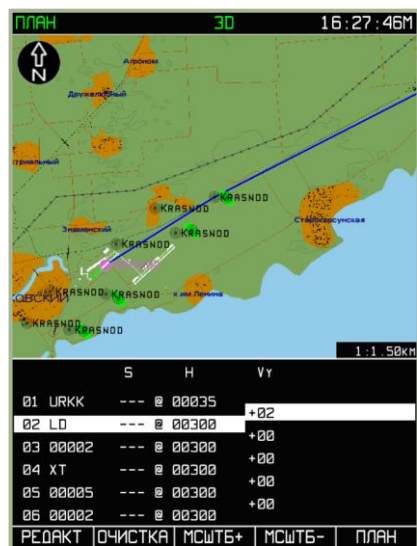
Рассчитываемые по заданным значениям – вертикальная скорость ЛА.

При вводе значений прокладывается прямолинейный профиль набора или снижения из ППМ начала участка в конечный ППМ участка. Начальная точка – исходный ППМ участка, на котором задана высота полета (H_m). Конечная точка – конечный ППМ участка с учетом расстояния от (до) него ($S_{от}$) и знака этого расстояния (- занять высоту за S км до ППМ, + занять высоту через S км после пролета ППМ). От начальной точки до конечной прокладывается профиль с постоянным углом наклона. В расчетном поле ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ЛА - V_y м/с после нажатия кнопки ВВОД отображается рассчитанная вертикальная скорость – белым цветом, если значение не превышает нормы, заданной в ТТХ ЛА (раздел 5.2.3), и желтым, если данная норма превышена.

Введенная информация в полете используется в подрежиме ВЕРТИКАЛЬНАЯ НАВИГАЦИЯ для расчета точек НАБОРА и СНИЖЕНИЯ. Подрежим доступен в процессе полета из режима ШБЖ.



7-64: Ввод значения высоты полета для первого участка



7-65: Результат автоматического заполнения полей высоты полета на участках маршрута

Процедура ввода значений:

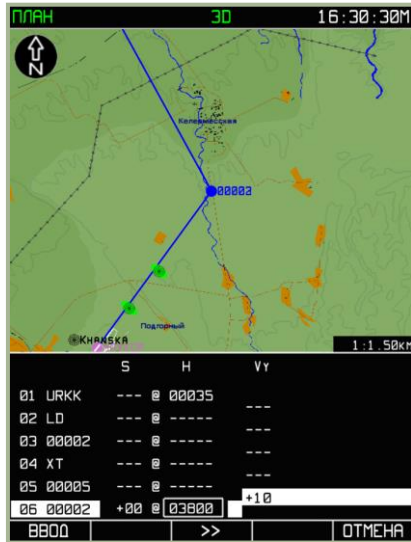
Ввод значений $S_{км}$ и H_m осуществляется с использованием манипулятора курсора, выбор строки для изменения - либо продольным нажатием, либо нажатием кнопки РЕДАКТ. Переход к следующему символу осуществляется продольным нажатием оси манипулятора, к редактированию следующего поля – нажатием кнопки ►►. Запись значения в план осуществляется по нажатию кнопки ВВОД, при этом автоматически заполняются поля высоты полета от текущего поля до КПМ.

В данном режиме обеспечивается планирование бесступенчатого (с постоянной вертикальной скоростью) занятия высоты между несколькими ППМ по запланированному маршруту. Для выполнения процедуры планирования занятия высоты с постоянной вертикальной скоростью необходимо выполнить следующие операции:

1. Ввести требуемое значение в позицию H_m участка маршрута, от которого необходимо начать планирование занятия высоты.
2. Манипулятором курсора перевести активный маркер на следующий участок и нажать кнопку **ОЧИСТКА**. Выполнить эту операцию последовательно для всех промежуточных участков маршрута, при пролете которых планируется занять требуемую высоту.
3. Для участка маршрута, на котором заданная высота должна быть достигнута, ввести ее значение.
4. Нажать кнопку **ВВОД** – на дисплее будут отображены рассчитанные высоты пролета участков маршрута и вертикальные скорости.

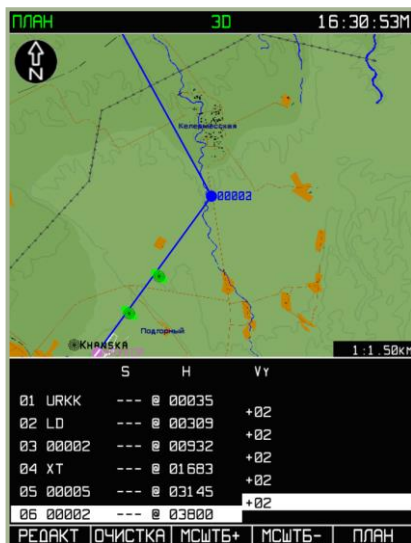


7-66: Очистка значений высоты пролета на промежуточных участках занятия высоты



7-67: Ввод планируемого эшелона полета

Результаты автоматического расчета вертикальной скорости бесступенчатого (с постоянной вертикальной скоростью) занятия высоты отображаются желтым цветом, если превышены значения ТТХ ЛА.



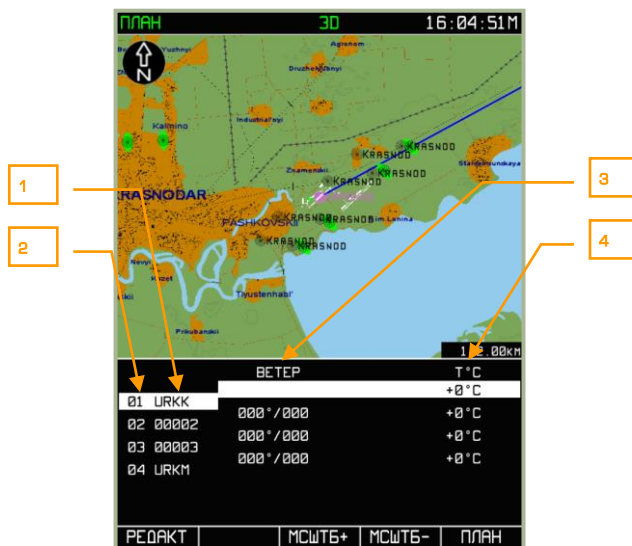
7-68: Результаты автоматического планирования бесступенчатого занятия заданной высоты

Ввод метеоинформации

Данная функция предназначена для ввода данных о состоянии атмосферы по планируемому маршруту полета. Введенные значения используются при проведении расчетов прогнозируемой путевой скорости ЛА, времени движения на участках маршрута. Вызов функции осуществляется из режима ПЛАН последовательным нажатием **РЕДАКТ**, выбором манипулятором курсора из всплывающего меню **МЕТЕО**, нажатием кнопки **РЕДАКТ**.



7-69: Выбор функции определения параметров атмосферы по маршруту полета МЕТЕО



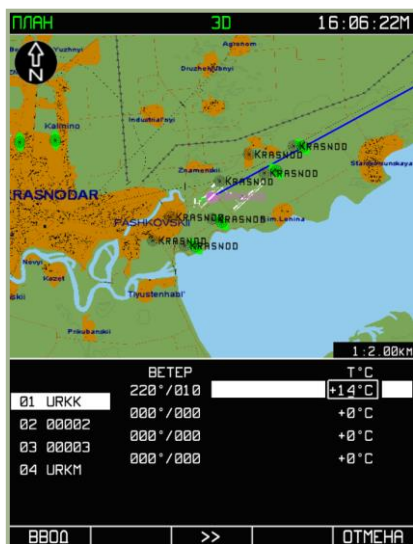
7-70: Вид дисплея при вызове функции МЕТЕО

1. Позывной ППМ.
2. Порядковый номер ППМ.
3. Направление и скорость ветра.
4. Температура наружного воздуха.

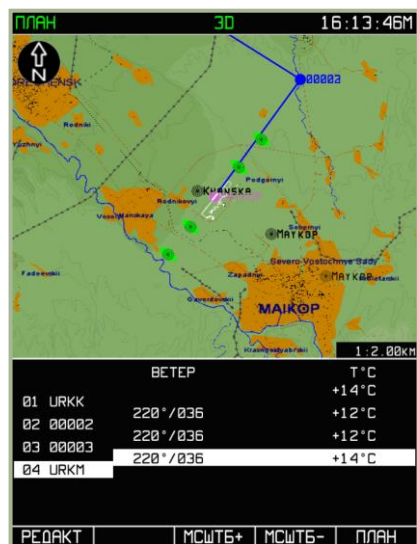
В информационном поле необходимо ввести направление в градусах, скорость ветра в м/с (поле ВЕТЕР – направление/скорость), температуру наружного воздуха (поле - T°C) на планируемой высоте полета.

Выбор строки осуществляется манипулятором курсора, ввод значений в строки - нажатием кнопки **РЕДАКТ** (осевом нажатии манипулятора курсора), изменение значений - манипулятором курсора, переход между полями – осевым нажатием, запоминание значения – нажатием кнопки **ВВОД**. При этом будет произведен перерасчет скорости ветра из м/с в км/ч.

Выход из функции происходит по нажатию кнопки **ПЛАН**.



7-71: Ввод значений направления и скорости ветра, температуры наружного воздуха



7-72: Результат заполнения значений функции МЕТЕО

Ввод заправки и расхода топлива

Данная функция предназначена для ввода данных о наличии и расходе топлива при выполнении полета по планируемому маршруту. Введенные значения используются при проведении расчетов остатка топлива при пролете участка маршрута. Вызов функции из режима ПЛАН производится последовательно: нажатием **РЕДАКТ**, выбором манипулятором курсора из всплывающего меню ТОПЛИВО, нажатием кнопки **РЕДАКТ** (осевым нажатием манипулятора курсора).

В поле информации о полете отображаются строки, содержащие поля:

Информационные: порядковый номер и позывной ППМ, время полета на участке маршрута.

Редактируемые: запас топлива в ИПМ (Гост $^{\circ}/r$ - килограмм), прогнозируемый расход топлива на участках маршрута (Qчас $^{\circ}/r$ - килограммы в час).

Рассчитываемые: прогнозируемый остаток топлива при пролете ППМ (Гост $^{\circ}/r$ - килограмм).

После ввода данных о наличии топлива в ИПМ и прогнозируемом расходе топлива на первом участке автоматически выполняется:

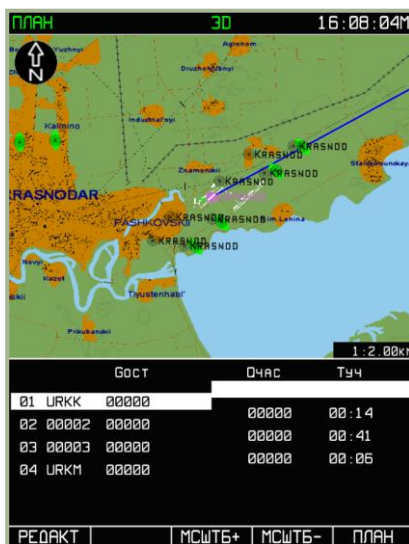
- Автоматическое заполнение введенной величиной расхода всех полей Qчас $^{\circ}/r$ участков маршрута;
- Расчет остатка топлива при пролете ППМ.

При необходимости следует уточнить прогнозируемый расход топлива по участкам маршрута, учитывая, что остаток топлива по ППМ для редактирования недоступен. Желтым цветом отображаются нулевые расчетные значения остатка топлива. Выбор строки производится манипулятором курсора, ввод значений в строки - нажатием кнопки **РЕДАКТ** (осевым нажатии манипулятора курсора), изменение значений – манипулятором курсора, переход между полями – осевым нажатием, запоминание значения – нажатием кнопки **ВВОД**.

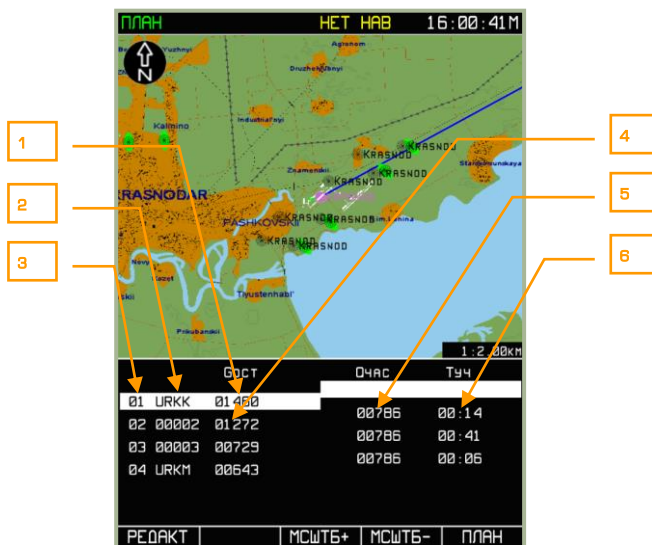
Результаты расчетов после ввода значений показаны на рисунке ниже. Выход из функции происходит по нажатию кнопки **ПЛАН**.



7-73: Выбор функции ввода сведений о наличии топлива ТОПЛИВО



7-74: Вид дисплея при вызове функции ТОПЛИВО



7-75: Вид дисплея при вводе запаса топлива и его прогнозируемого расхода по участкам маршрута

1. Запас топлива в ИПМ.
2. Позывной ППМ.
3. Порядковый номер ППМ.

4. Остаток топлива при пролете ППМ.
5. Прогнозируемый расход топлива на участке маршрута.
6. Время полета на участке маршрута.

Запись плана полета в базу данных

В базе данных системы сохраняется план полета в составе:

- Поворотных пунктов маршрута (ИПМ, ППМ, КПМ);
- Значений истинной воздушной скорости, высот полета, метеоинформации, сведений о заправке топливом и расходе топлива на участках маршрута.

Процедура сохранения плана полета:

1. В режиме ПЛАН, при необходимости сохранить план полета, нажать кнопку **ВЫБРАТЬ**. При этом на дисплее над транспарантом кнопки "**ВЫБРАТЬ**" выводится всплывающее меню с перечнем возможных операций над планом полета.
2. Перевести курсор путем вращения ручки манипулятора на строку ЗАПИСЬ и нажать кнопку **ВЫБРАТЬ**.
3. На дисплее отобразится сформированное ИМЯ МАРШРУТА.
4. Используя манипулятор курсора или кнопки Δ , ∇ и \triangleright , откорректировать при необходимости ИМЯ МАРШРУТА.
5. Нажать кнопку **ЗАПИСЬ**. На дисплее выводится страница ПЛАН, в которой появляется таблица сохраненного плана, активный маркер на ИПМ.



7-76: Выбор функции сохранения плана полета



Имя маршрута, введенное вручную

7-77: Вид дисплея с внесенными изменениями в ИМЯ МАРШРУТА



7-78: Вид дисплея после сохранения МАРШРУТА

Вышеописанная процедура сохраняет план полета в оперативную память системы АБРИС. Для сохранения плана полета на жестком диске с возможностью его вызова и использования в будущих полетах необходимо произвести следующие действия:

1. Перейти в главное меню, нажав кнопку **МЕНЮ**.
2. Нажать кнопку **УПРАВ** и перейти на страницу УПРАВЛЕНИЕ.
3. Нажать кнопку **УСТАН**. При этом появится выпадающий список. Используя кнопки **Δ, ∇** или манипулятор курсора, выбрать команду БЗД (БАЗА ДАННЫХ) и нажать кнопку **УСТАН**.
4. На странице УПРАВЛЕНИЕ нажать кнопку **СОХРАН**, при этом появляется строка-курсор в разделе БОРТОВОЙ НАКОПИТЕЛЬ.
5. Перевести строку-курсор на строку НАВИГАЦИЯ и нажать кнопку **СОХРАН**. При этом сохраняются навигационные данные.
6. Перевести строку-курсор на строку МАРШРУТЫ и нажать кнопку **СОХРАН**. При этом сохраняются маршруты.
7. После выполнения процедуры сохранения нажать кнопку **МЕНЮ**.

УПРАВЛЕНИЕ	ПОРОГ	12:00:25M
БОРТОВОЙ ЗАГРУЗЧИК		
НАВИГАЦИЯ	НЕТ	
ТОПОГРАФИЯ	НЕТ	
КОМП. МАРШРУТЫ	НЕТ	
ДОП. ИНФОРМАЦИЯ	1	22:06:2004
РЕЛЬЕФ	НЕТ	
ТТХ	НЕТ	
МАРШРУТЫ	1	22:06:2004
МЕТЕО	НЕТ	
МОРСКИЕ КАРТЫ	НЕТ	
БОРТОВОЙ НАКОПИТЕЛЬ		
НАВИГАЦИЯ		22:06:2004
ТОПОГРАФИЯ		22:06:2004
КОМП. МАРШРУТЫ	1	22:06:2004
ДОП. ИНФОРМАЦИЯ	1	22:06:2004
РЕЛЬЕФ		22:06:2004
ТТХ		22:06:2004
МАРШРУТЫ	1	22:06:2004
МЕТЕО		22:06:2004
МОРСКИЕ КАРТЫ	НЕТ	
УСТАН	∇	∧
СОХРАН	МЕНЮ	

7-79: Сохранение НАВИГАЦИЯ

УПРАВЛЕНИЕ	ПОРОГ	12:00:42M
БОРТОВОЙ ЗАГРУЗЧИК		
НАВИГАЦИЯ	НЕТ	
ТОПОГРАФИЯ	НЕТ	
КОМП. МАРШРУТЫ	НЕТ	
ДОП. ИНФОРМАЦИЯ	1	22:06:2004
РЕЛЬЕФ	НЕТ	
ТТХ	НЕТ	
МАРШРУТЫ	1	22:06:2004
МЕТЕО	НЕТ	
МОРСКИЕ КАРТЫ	НЕТ	
БОРТОВОЙ НАКОПИТЕЛЬ		
НАВИГАЦИЯ		22:06:2004
ТОПОГРАФИЯ		22:06:2004
КОМП. МАРШРУТЫ	1	22:06:2004
ДОП. ИНФОРМАЦИЯ	1	22:06:2004
РЕЛЬЕФ		22:06:2004
ТТХ		22:06:2004
МАРШРУТЫ	1	22:06:2004
МЕТЕО		22:06:2004
МОРСКИЕ КАРТЫ	НЕТ	
УСТАН	∇	∧
СОХРАН	МЕНЮ	

7-80: Сохранение МАРШРУТЫ

Все существующие маршруты будут записаны в виде скрипта и ассоциированы с файлом текущей миссии.

В дальнейшем при загрузке этой миссии все маршруты с пользовательской дополнительной информацией можно будет использовать через процедуру загрузки на странице ПЛАН.

Активизация плана полета

Созданный (откорректированный) или загруженный из базы данных план полета **должен быть АКТИВИЗИРОВАН** для использования в текущих навигационных расчетах.

Для перевода изделия АБРИС в полетный режим (режим расчета и вывода на дисплей текущей навигационной информации и выдачи этой информации в сопрягаемые системы) после подготовки или загрузки плана полета необходимо:

1. В режиме ПЛАН нажать кнопку **АКТ**. При этом изделие переходит в режим НАВИГАЦИЯ, на дисплее отображается страница НАВ.
2. Проконтролировать на странице НАВ отображение значений:
 - Заданного маршрута на карте местности (начальный участок с ИПМ).
 - Текущих значений навигационных параметров в левой части поля полетной информации.

Текущие параметры ЛА

№	Параметр	Обозначение на дисплее	Единицы измерения
1	Скорость ЛА	W	км/ч
2	Азимут на ИПМ	A	градус
3	Время полета	Tп	00:00
4	Высота ЛА (места стоянки)	H	метры
5	Широта ЛА (места стоянки)		00°00'00"
6	Долгота ЛА (места стоянки)		00°00'00"

- В средней части поля полетной информации - параметров исходного участка маршрута.

Параметры исходного участка плана полета

№	Параметр	Обозначение на дисплее	Единицы измерения
1	Позывной ИПМ	Ha	
2	Заданный путевой угол	ЗПУ	градусы, минуты, секунды
3	Оставшееся расстояние до ИПМ (в километрах)	S	км
4	Расчетное время пролета ППМ	Tппм	часов : минут

- В правой части поля полетной информации - параметров первого участка маршрута.

Параметры первого участка маршрута

№	Параметр	Обозначение на дисплее	Единицы измерения
1	Позывной первого ППМ	Ha	
2	Заданный путевой угол на первом участке маршрута	ЗПУ	
3	Расстояние от ИПМ до первого ППМ	S	км
4	Время пролета ППМ	Tппм	часов : минут
5	Время полета на участке маршрута		минут : секунд

С момента начала движения ЛА на дисплее наблюдается непрерывное перемещение метки ЛА по неподвижной карте (или перемещение карты относительно неподвижной метки ЛА, в зависимости от выбранной ОПЦИИ движения карты), а также оперативное обновление отображаемых навигационных параметров.



7-81: Вид дисплея перед активизацией подготовленного (загруженного) плана полета

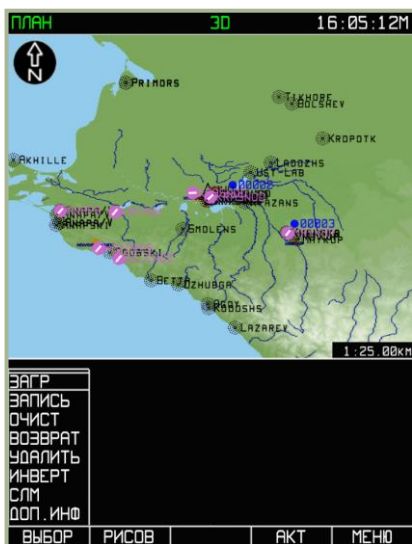
Загрузка плана полета

В составе базы данных системы могут храниться заранее подготовленные планы полетов

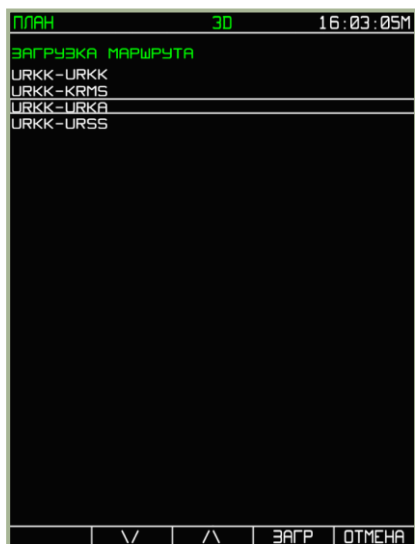
Процедура загрузки плана полета:

1. Вызвать режим МЕНЮ нажатием кнопки **МЕНЮ**, на странице выбрать режим ПЛАН нажатием кнопки **ПЛАН**. На дисплее появится страница ПЛАН.
2. Нажать кнопку **ВЫБРАТЬ**, над транспарантом кнопки появится всплывающее меню доступных операций с планом полета. Подсветить, используя манипулятор курсора, строку ЗАГР и нажать кнопку. **Внимание! При выполнении данной операции с активным планом полета (в процессе выполнения полета по маршруту) необходимо выбрать строку ОЧИСТ – ОЧИСТИТЬ ПЛАН ПОЛЕТА и нажать кнопку ВЫБРАТЬ!**
3. На дисплей будет выведен перечень имеющихся в базе данных планов полета.
4. Подсветить активным маркером, используя манипулятор курсора, строку с именем плана полета для загрузки.
5. Нажать кнопку **ЗАГР – ЗАГРУЗИТЬ**, из базы данных изделия будет загружен план полета.
6. При загрузке плана полета для просмотра в центре индицируемой электронной карты местности будет находиться ИПМ, а в таблице плана полета, расположенной ниже поля карты, будет подсвечена строка, соответствующая ИПМ и первому участку маршрута. При вращении манипулятора курсора в центр индицируемой карты будет перемещаться очередной ППМ, а в таблице плана полета – подсвечиваться строка, соответствующая очередному участку маршрута, и т.д. до КПМ.

Внимание! Для использования плана полета в качестве рабочего необходимо выполнить процедуру активизации!



7-82: Вид дисплея при вызове функции ЗАГРУЗИТЬ



7-83: Выбор плана полета из перечня доступных



7-84: Вид дисплея после загрузки плана полета

Просмотр плана полета

Подготовленный или загруженный план полета доступен для просмотра. Для этого необходимо выполнить следующие действия.

1. Нажать кнопку **ПЛАН** в режиме МЕНЮ. Если просмотр осуществляется в **процессе навигации** (т.е. когда имеется **активный** план полета), то при входе в режим ПЛАН активный план автоматически загружается для просмотра.
2. Просмотр ППМ, включенных в план полета, осуществляется переводом активного маркера ручкой манипулятора курсора. Имеется возможность просмотреть последовательно все пункты маршрута (от ИПМ до КПМ), контролируя для каждого пункта (участка) маршрута:
 - Расположение пункта на карте местности.
 - Топографические и аэронавигационные особенности местности по маршруту.
 - Текстовые (числовые) параметры пунктов и участков маршрута.



7-85: Просмотр плана полета, первые три точки маршрута

В данном режиме существует возможность редактировать план полета. Если просматриваемый план полета был отредактирован, рекомендуется записать новую версию плана полета в базу данных системы.

Выход из режима ПЛАН происходит по нажатию кнопки **МЕНЮ**.

Редактирование плана полета

Вход в режим работы с планом полета производится из страницы МЕНЮ нажатием кнопки **ПЛАН**.

Внимание! Нижеописанные функции работают только для планов полетов, созданных игроком в системе АБРИС. План полета (маршрут), загруженный из миссии, является нередатируемым.

Изменение параметров ППМ и участков маршрута без изменения их количества

Нажать кнопку **РЕДАКТ**, подсветить манипулятором курсора строку РИСОВ и нажать кнопку **РЕДАКТ**.

С помощью манипулятора курсора выбрать пункт маршрута, параметры которого необходимо изменить. Нажать кнопку **РЕДАКТ** и в выпадающем меню выбрать пункт РЕДАКТ. В поле полетной информации появляется активный маркер, параметры ППМ становятся доступными для изменения.



7-86: Выбор функции РИСОВАНИЕ для входа в режим изменения параметров элементов маршрута




7-87: Выбор элемента маршрута манипулятором курсора


7-88: Выбор способа редактирования

7-89: Изменение параметров выбранного ППМ

Откорректировать параметры ППМ маршрута, последовательно выполняя операции, указанные выше.

Если корректировка параметров ППМ заключается только в изменении координат пункта маршрута, то ее можно произвести методом сдвига, для чего нужно выполнить операции, описанные выше, а затем:

- Нажать кнопку **СДВИГ**. При этом на поле карты появляется курсор, имеющий форму квадратной рамки зеленого цвета - .
- С помощью манипулятора курсора переместить курсор ППМ в требуемое место на карте.
- Нажать кнопку **ВВОД**. При этом выбранный ППМ перемещается в точку, указанную курсором.

Координаты нового положения ППМ и расстояния участков маршрута пересчитываются автоматически.

При необходимости откорректировать параметры другого пункта (участка) маршрута - следует повторить операции, указанные выше.

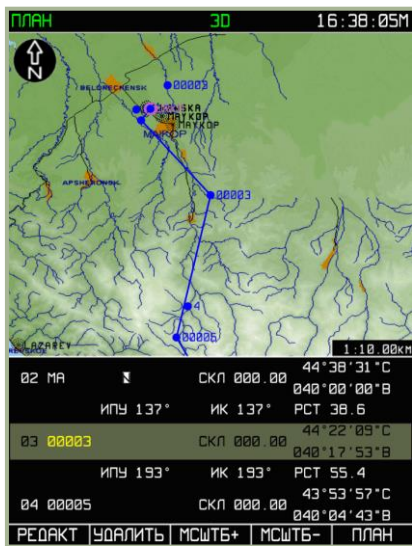
Внимание! Изменение координат ППМ возможно только для немаркированных аэронавигационных точек, а именно: для тех точек, которые не соотносятся с аэродромами и маяками.



7-90: Вызов функции СДВИГ



7-91: Выбор нового положения редактируемого ППМ



7-92: Результат перемещения выбранного ППМ

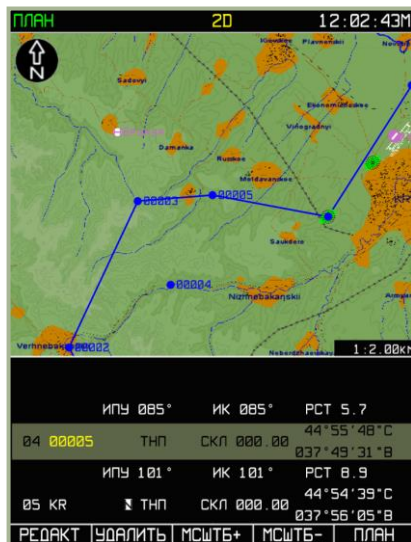
Удаление пунктов (участков) маршрута

Нажать кнопку **РЕДАКТ**, подсветить манипулятором курсора строку РИСОВ и нажать кнопку **РЕДАКТ**.

С помощью ручки манипулятора курсора прокручиванием списка ППМ выбрать пункт маршрута, который необходимо удалить, нажать кнопку **УДАЛИТЬ**.



7-93: Выбор ППМ для удаления



7-94: Результат удаления ППМ и спрямления маршрута

При этом выбранный пункт маршрута будет удален из загруженного плана полета, на дисплее пропадет его графическое изображение, а графическое изображение маршрута изменится с учетом новой последовательности ППМ - произойдет спрямление маршрута.

При необходимости удаления нескольких пунктов маршрута повторить описанные операции.

Увеличение количества ППМ (участков) маршрута

В состав редактируемого плана полета может быть включен ППМ в качестве КПМ или ППМ любого участка плана полета.

Нажать кнопку **РЕДАКТ**, подсветить манипулятором курсора строку РИСОВ и повторно нажать кнопку **РЕДАКТ**. С помощью ручки манипулятора курсора

прокручиванием списка ППМ выбрать пункт маршрута, после которого необходимо вставить новый пункт маршрута.

Добавление ППМ в конец имеющегося маршрута (продление маршрута)

Манипулятором курсора выбрать КПМ маршрута (КПМ подсвечен в списке серым фоном и находится в центре видимой области карты). Далее выполнить процедуру ввода ППМ. Нажать кнопку **РЕДАКТ**, подсветить манипулятором курсора строку ВСТАВ и повторно нажать кнопку **РЕДАКТ**. При этом на поле карты появится курсор, имеющий форму квадратной рамки зеленого цвета - . С помощью манипулятора курсора переместить активный маркер в требуемую точку карты. В поле полетной информации позывной нового ППМ высвечивается желтым цветом – ППМ **еще не включен** в состав маршрута.

Нажать кнопку **ДОБАВ**. При этом на графическом обозначении участка маршрута появляется изображение нового ППМ. Ввести параметры ППМ и нажать кнопку **ВВОД**. В поле графической информации произойдет отрисовка маршрута с новым ППМ, включенным в состав маршрута.

Добавление ППМ между ППМ имеющегося маршрута

Манипулятором курсора выбрать ППМ маршрута, после которого необходимо добавить новый ППМ (ППМ подсвечен в списке серым фоном и находится в центре видимой области карты). Далее повторить вставку нового ППМ аналогично вышеописанной процедуре добавления ППМ в конец маршрута.

ПЛАН	20	12:02:22M				
ЗИПУ	А°	V	Сппп	Тппп	ОЧАС	Н
ИК	км/ч	км/ч	СОСТ	ТпРол	ГОСТ	Т°С
				12:01		182
1.00	01.00	РИСОВ	40	41	040	02'56"В
349	00	СКОР	30.2	00	09	
349	00	ВНАВ	12:10			
		МЕТЕО	75	0		+0°С
		ТОПЛИВО	56	50	040	00'35"В
ВЫБРАТЬ	РЕДАКТ			АКТ	МЕНЮ	

7-95: Вызов функции редактирования маршрута

ПЛАН	20	12:02:31M	
01 URKM	ТНП	СКЛ 000.00	44° 40' 41"С
			040° 02' 56"В
	ИПУ 349°	ИК 349°	РСТ 30.2
02 00002	ТНП	СКЛ 000.00	44° 56' 50"С
			040° 00' 35"В
	ИПУ 292°	ИК 292°	РСТ 48.9
03 00003	ТНП	СКЛ 000.00	45° 08' 39"С
			039° 27' 21"В
РЕДАКТ	УДАЛИТЬ	МСШТЬ+	МСШТЬ-
			ПЛАН

7-96: Выбор ППМ, после которого необходимо добавить новый ППМ

ПЛАН 20 12:02:37M

01 URKM	ТНП	СКЛ 000.00	44°40'41"С
			040°02'56"В
	ИПУ 349°	ИК 349°	РСТ 30.2
02 00002	ТНП	СКЛ 000.00	44°56'50"С
			040°00'35"В
	ИПУ 292°	ИК 292°	РСТ 48.9
ВСТАВ	ТНП	СКЛ 000.00	45°08'39"С
РЕДАКТ			039°27'21"В
РЕДАКТ	УДАЛИТЬ	МСШТЬ+	МСШТЬ-
			ПЛАН

7-97: Вызов функции добавления ППМ

ПЛАН 20 12:03:17M

02 00002	ТНП	СКЛ 000.00	44°56'50"С
			040°00'35"В
	ИПУ 327°	ИК 327°	РСТ 22.1
03 NEW STP	ТНП	СКЛ 000.00	45°07'13"С
			039°52'32"В
	ИПУ 270°	ИК 270°	РСТ 33.1
04 00003	ТНП	СКЛ 000.00	45°08'39"С
			039°27'21"В
ДОБАВ		МСШТЬ+	МСШТЬ-
			ПЛАН

7-98: Выбор местоположения точки нового ППМ

ПЛАН 20 12:03:27M

02 00002	ТНП	СКЛ 000.00	44°56'50"С
			040°00'35"В
	ИПУ 327°	ИК 327°	РСТ 22.1
03 00005	ТНП	СКЛ 000.00	45°07'13"С
			039°52'32"В
	ИПУ 270°	ИК 270°	РСТ 33.1
04 00003	ТНП	СКЛ 000.00	45°08'39"С
			039°27'21"В
ВВОД	СОВИГ	>>	ПОИСК
			ОТМЕНА

7-99: Ввод параметров нового ППМ

ПЛАН 20 12:03:36M

02 00002	ТНП	СКЛ 000.00	44°56'50"С
			040°00'35"В
	ИПУ 327°	ИК 327°	РСТ 22.1
03 00005	ТНП	СКЛ 000.00	45°07'13"С
			039°52'32"В
	ИПУ 270°	ИК 270°	РСТ 33.1
04 00003	ТНП	СКЛ 000.00	45°08'39"С
			039°27'21"В
РЕДАКТ	УДАЛИТЬ	МСШТЬ+	МСШТЬ-
			ПЛАН

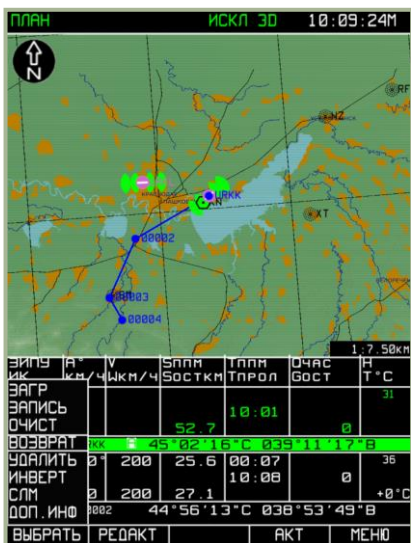
7-100: Включение нового ППМ в состав участка маршрута

После корректировки параметров всех необходимых пунктов маршрута нажать кнопку **ПЛАН**.

Возврат к начальному плану полета

Если в процессе полета был изменен план полета (произведена корректировка маршрута или была замена маршрута на новый), но при этом возникла необходимость возврата на начальный маршрут, спланированный в редакторе миссий, требуется сделать следующее:

- Войти в режим ПЛАН, нажать кнопку **ВЫБРАТЬ**, при этом над кнопкой **ВЫБРАТЬ** появится перечень возможных операций с планом полета.
- Вращая ручку манипулятора курсора, подсветить строку ВОЗВРАТ, нажать кнопку **ВЫБРАТЬ**, затем нажать кнопку **АКТ**.



7-101: Возврат на первоначально активизированный маршрут

Работа с планом маршрута при выполнении полета по маршруту

Оперативное изменение активного плана полета предусматривает следующие варианты действий:

- Загрузка плана полета из базы данных системы и его активизация;
- Коррекция элементов активного плана полета и вычисление характеристик вертикальной навигации ЛА в подрежиме ШТУРМАНСКИЙ БОРТОВОЙ ЖУРНАЛ.

Функции подрежима ШТУРМАНСКИЙ БОРТОВОЙ ЖУРНАЛ - ШБЖ

Подрезим ШТУРМАНСКИЙ БОРТОВОЙ ЖУРНАЛ (ШБЖ) предназначен для работы с активным планом полета при выполнении полета. В составе подрежима реализованы следующие функции:

- Вертикальная навигация на участке полета ВНАВ – расчет точек набора (снижения) при занятии заданного эшелона полета.
- Перенацеливание курса ЛА на произвольный ППМ маршрута или оперативно выбранный ППМ.

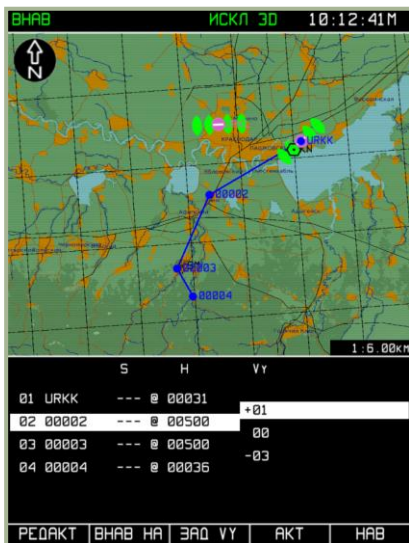
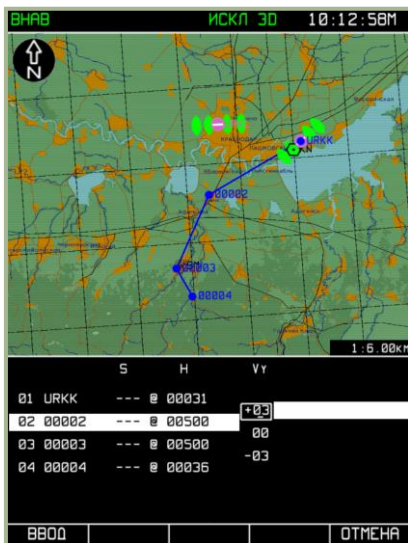
Расчет точек начала набора (снижения) высоты (функция ВНАВ)

Вертикальная навигация в полете ВНАВ вызывается из режима ШБЖ.

После нажатия кнопки **ВНАВ НА** система остается в режиме вертикальной навигации ВНАВ. В таблице отображаются рассчитанные высоты и вертикальные скорости. Если вертикальные скорости превышают пределы ТТХ, они отображаются желтым цветом.

Кнопка **ЗАД VY** прокладывает профиль, состоящий из горизонтального полета и набора (снижения) с заданной вертикальной скоростью в выбранный ППМ. Начальная точка профиля – текущая позиция и высота ЛА. Конечная точка отстоит от выбранного ППМ на заданную в нем «дельту» S и имеет заданную в этом ППМ высоту. Рубеж начала набора (снижения) рассчитывается так, чтобы при заданной вертикальной скорости ЛА попал точно в конечную точку профиля. В промежуточных ППМ, находящихся на этом профиле, высоты заполняются расчетными значениями, «дельты» S обнуляются.

ИДЕНТИФИКАЦИЯ		ПАРАМЕТРЫ		ТЕМПЕРАТУРА		ВРЕМЯ		АЛТИТУДА	
ВИПУ ИК	А°	У°	Спнн	Тпнн	Очас	Н	Т	С	В
км/ч	км/ч	Сост км	Тпрел	Гост	°С	°С			
			52.7	10:01	1322				31
01 URKK	45°02'16"С	035°11'17"В							
240°	000°	200	25.6	00:07					36
				10:08	0				
240°	000°	200	27.1	10:08	1322				+0°С
02 00002	44°56'13"С		036°53'49"В						
204°	000°	200	19.4	00:05					36
				10:14	0				
204°	000°	200	7.7	10:14	1322				+0°С
03 00003	44°46'57"С		036°46'58"В						
150°	000°	200	7.7	00:02					36
				10:17	0				
150°	000°	200	0.0	10:16	1322				+0°С
04 00004	44°43'13"С		036°49'29"В						
Сост 52.9км Тост 00:00 Олптр 0кг									
ВНАВ		НА		ПМ		НАВ			

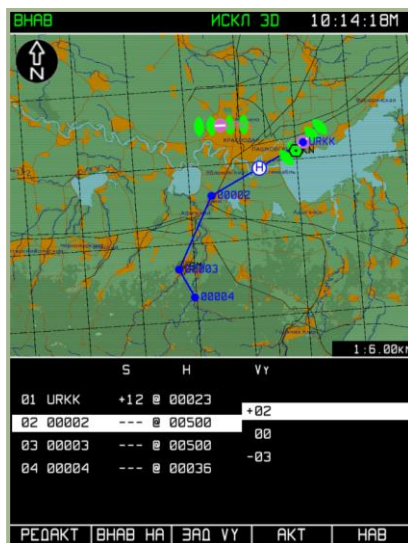
7-102: Вызов функции ВНАВ из подрежима ШБЖ, первая кнопка

7-103: Вызов функции ЗАД VY из окна ВНАВ, третья кнопка

7-104: Ввод требуемой вертикальной скорости

После нажатия кнопки **ЗАД VY** открывается поле ввода вертикальной скорости. После нажатия на кнопку **ВВОД** в этом поле система возвращается в режим ВНАВ. В таблице отображаются рассчитанные высоты и вертикальная скорость, равная заданной. Если вертикальная скорость превышает пределы ТТХ, она отображается

желтым цветом. Если при заданной вертикальной скорости невозможно попасть в требуемую точку, кнопка **ВВОД** не срабатывает.

Расстояние от точки начала маневра (для режима ВНАВ НА – от текущей позиции) до следующего за этой точкой ППМ записывается в поле «рубейж» этого ППМ. Это расстояние используется для выдачи предупреждения и для работы индикатора вертикальной навигации между этой точкой и ППМ.

Рассчитанные точки набора (снижения) отображаются в составе графического плана полета в виде точек синего цвета с символами Н – набор **(Н)**, С – снижение **(С)**.



7-105: Рассчитанная точка начала набора высоты при требуемой вертикальной скорости

Переадресование курса ЛА на произвольный ППМ маршрута

Загрузить требуемый план и активизировать его.

ПЕРЕКЛЮЧЕНИЕ НА ТРЕБУЕМЫЙ ППМ ВРУЧНУЮ

1. Нажать кнопку **ШБЖ**. На дисплей будет выведена страница подрежима ШБЖ.
2. Активным маркером, используя манипулятор курсора, подсветить строку с требуемым ППМ, нажать кнопку **ППМ**.

3. Курс ЛА будет перенацелен на выбранный ППМ, боковое уклонение будет индицироваться от участка “предшествующий ППМ из плана полета” → “выбранный ППМ”.

При нажатии кнопки **НА** произойдет переключение на выбранный ППМ, при этом боковое уклонение будет индицироваться от участка «текущее место ЛА» → «выбранный ППМ». При этом ранее загруженный маршрут выгружается из системы.

ПОДГОТОВКА ДАННЫХ ДЛЯ ПОЛЕТА ПО КРАТЧАЙШЕМУ МАРШРУТУ (ПОЛЕТ «НА ТОЧКУ»)

При выполнении полета из режима НАВ необходимо выбрать подрежим КАРТА, при этом на дисплей будет выведена топографическая информация района полета. При необходимости, изменение масштаба отображаемой карты следует произвести нажатием кнопки **МСШТБ+** или **МСШТБ-** необходимое количество раз (контроль значения текущего масштаба карты осуществляется в правом нижнем углу карты).

Нажать кнопку **ИНФО**. При этом на дисплее в поле карты появится курсор красного цвета, имеющий форму квадратной рамки.

С помощью манипулятора переместить курсор на топографическое изображение желаемой конечной точки полета. Контроль координат курсора осуществляется по отображению в верхней части поля полетной информации.

Нажать кнопку **НА**. При этом ранее загруженный маршрут выгружается из системы, а активным становится маршрут, состоящий из двух пунктов:

- ИПМ – точка текущего местоположения ЛА.
- КПМ – выбранная конечная точка полета.

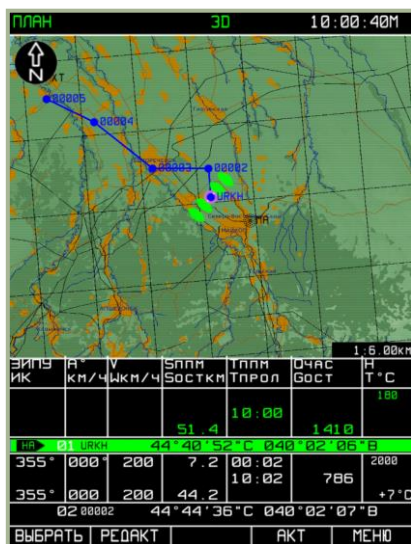
Выход из режима происходит по нажатию кнопки **НАВ** (на дисплее отображается страница режима НАВИГАЦИЯ).

Инвертирование плана полета

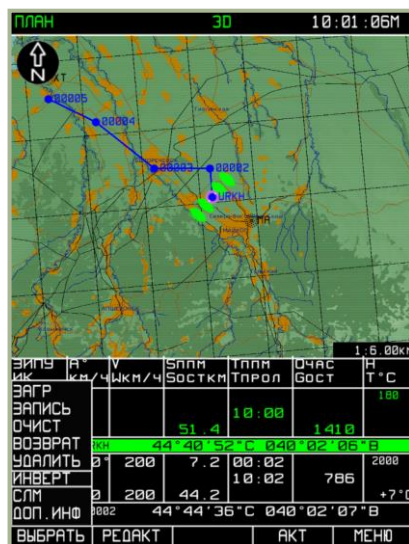
Под инвертированием понимается изменение маршрута для полета из КПМ в ИПМ подготовленного плана полета. Инвертирование маршрута применяется только для неактивизированного плана полета.

Порядок выполнения процедуры:

1. Войти в режим ПЛАН и загрузить требуемый план полета.
2. Нажать кнопку **ВЫБРАТЬ**, при этом над кнопкой **ВЫБРАТЬ** появится перечень возможных операций с планом полета. Используя манипулятор курсора, подсветить строку ИНВЕРТ, нажать кнопку **ВЫБРАТЬ**.
3. На дисплее будет отображен инвертированный маршрут.



7-106: Загруженный план полета перед инвертированием



7-107: Выбор функции инвертирования плана полета



7-108: Результат инвертирования плана полета

С инвертированным маршрутом могут быть выполнены все операции по редактированию и сохранению маршрута в базе данных изделия.

Удаление плана полета

Планы полетов, использование которых по каким-либо причинам в дальнейшем не предусматривается, могут быть удалены из базы данных изделия.



7-109: Выбор функции УДАЛИТЬ



7-110: Выбор плана полета для удаления

Порядок выполнения процедуры:

1. Войти в режим ПЛАН, нажать кнопку **ВЫБРАТЬ**, из всплывающего меню возможных операций с планом полета манипулятором курсора выбрать строку **УДАЛИТЬ**.
2. Нажать кнопку **ВЫБРАТЬ**, затем кнопками **∇**, **Δ** или ручкой манипулятора курсора активным маркером выбрать удаляемый маршрут и нажать кнопку **УДАЛИТЬ**. Если нет необходимости в удалении маршрута, следует, не нажимая на кнопку **УДАЛИТЬ**, нажать кнопку **ОТМЕНА**.
3. Для выхода из функции - нажать кнопку **ОТМЕНА**.

Нанесение дополнительной информации на поле карты

В системе Абрис предусмотрено дополнение базы данных информацией, необходимой оператору при подготовке и выполнении полетов. В состав базы данных, редактируемой оператором, могут быть включены:

- Навигационные точки;
- Линейные объекты.

Нанесение и удаление дополнительной информации на поле карты осуществляется при вызове функции ДОП ИНФ. Вызов функции осуществляется из режима ПЛАН нажатием кнопки **ВЫБРАТЬ**. Используя манипулятор курсора, необходимо подсвечить строку ДОП ИНФ и нажать кнопку **ВЫБРАТЬ**. На дисплее появится страница подрежима ДОП ИНФ, в которой на поле карты появится курсор в виде квадратной рамки черного цвета, а на поле полетной информации - его координаты. Подрежим ДОП ИНФ позволяет нанести и обозначить на карте:

- Навигационную точку с указанием типа.
- Линию или геометрическую фигуру, образованную отрезками прямой.



7-111: Вызов функции ДОП ИНФ



7-112: Вид дисплея в режиме ввода дополнительной информации

Типы навигационных точек

ПАРАМЕТР	ТИП ТОЧКИ					
	VOR	АП	NDB	ГЕОТОЧКА	ПРЕПЯТСТВИЕ	ОРИЕНТИР
Имя	+	+		+		
Широта	+	+		+	+	+
Долгота	+	+		+	+	+
Позывной	+			+		+
Частотный канал	+			+		
Высота	+	+			+	
Символ отображения	V	A	N			I

Примечание: знаком плюс (+) отмечены параметры, характеризующие конкретные типы точек.



Ввод точек в базу данных изделия

Навигационные точки в базу данных изделия могут быть введены следующими способами:

- По известным координатам;
- По известным азимуту и дальности от известной точки;

Ввод точки по известным координатам

Нажать кнопку **ДОБ.ТЧК**. Используя манипулятор курсора, следует подсветить строку **НАПРЯМУЮ**, нажать кнопку **ДОБ.ТЧК**, на дисплее появится страница подрежима **ТОЧКА**.



7-113: Ввод точки по известным координатам (напрямую)

Для нанесения точки на поле карты необходимо манипулятором курсора переместить активный маркер в место на карте, куда нужно добавить точку. Выбор типа навигационной точки осуществляется нажатием кнопки **ТИП** необходимое число раз по циклу. На дисплее на поле карты появятся символ, обозначающий тип точки (на том месте, где находился курсор), а на поле полетной информации – координаты точки и название параметров, характеризующих данную точку, которые при необходимости можно ввести (операция ввода аналогична вводу параметров ППМ). Используя манипулятор курсора, следует ввести (уточнить) первый параметр точки, затем, нажав кнопку **▶ ▶**, перейти к следующему параметру, ручкой манипулятора курсора ввести (уточнить) значение параметра и т.д.

После уточнения всех параметров нажать кнопку **ВВОД**.



7-114: Ввод типа навигационной точки – ГЕОТОЧКА



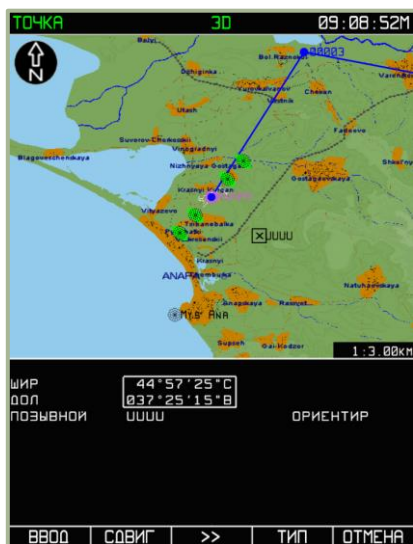
7-115: Ввод типа навигационной точки – АП (АЭРОПОРТ)



7-116: Ввод типа навигационной точки – VOR



7-117: Ввод типа навигационной точки – NDB (ОПРС)



7-118: Ввод типа навигационной точки – ОРИЕНТИР

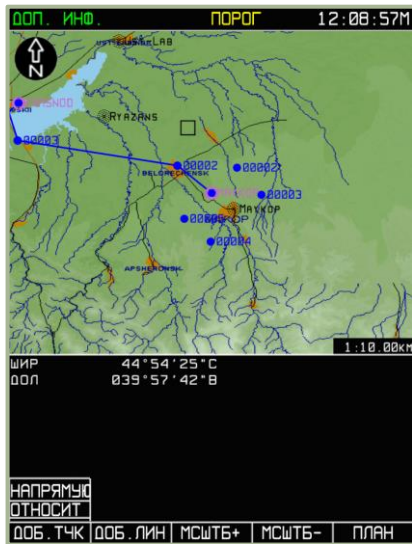


7-119: Ввод типа навигационной точки – ПРЕПЯТВИЕ

Ввод точки по известным азимуту и дальности

Данный режим используется в тех случаях, когда известны азимут и дальность от навигационной точки, имеющейся в базе данных.

В функции ДОП ИНФ нажать кнопку **ДОБ. ТЧК**. Используя манипулятор курсора, подсветить строку ОТНОСИТ, нажать кнопку **ДОБ. ТЧК**, на дисплее будет отображено поле полетной информации, разделенной на верхнюю и нижнюю части. В верхней части отображается информация о новой (вводимой) в состав базы навигационной точке, в нижней – об имеющейся в базе изделия.



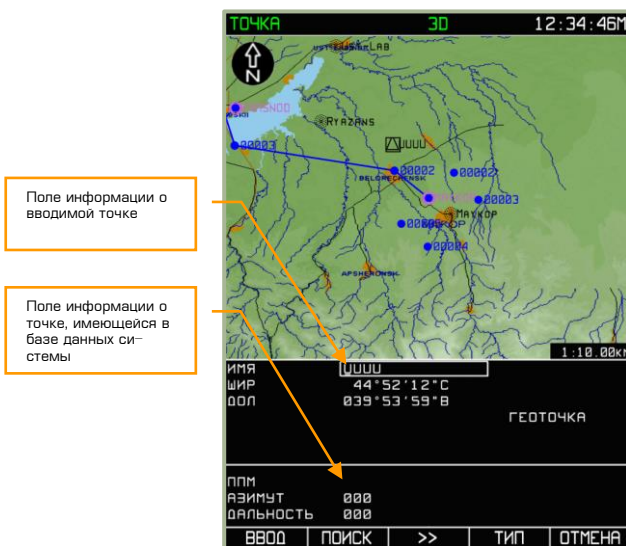
7-120: Выбор подрежима ввода точки по известным азимуту и дальности (ОТНОСИТ)

При помощи кнопки **ТИП** - выбрать требуемый тип вводимой точки. С помощью манипулятора курсора - заполнить требуемые активные поля для выбранной точки в верхней части поля полетной информации. Переключение между активными полями производится при помощи кнопки **▶▶**.

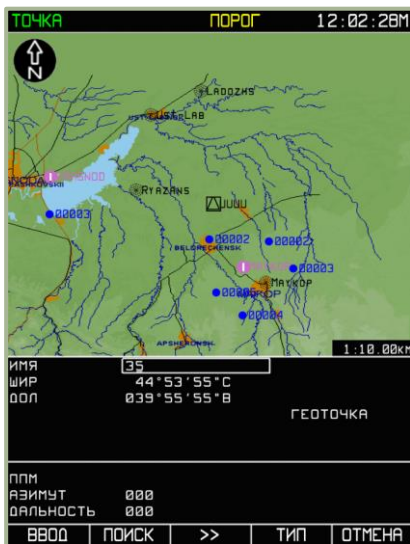


7-121: Выбор типа вводимой точки с помощью кнопки ТИП

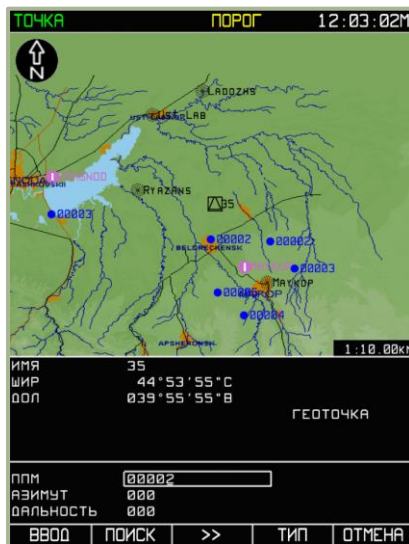
Используя кнопку ►►, перейти к строке ППМ и ввести имя ППМ, от которого будут заданы АЗИМУТ и ДАЛЬНОСТЬ для расчета координат точки. При помощи кнопки ►► и манипулятора курсора ввести в поля АЗИМУТ и ДАЛЬНОСТЬ значения азимута и дальности от выбранной навигационной точки. Обратите особое внимание при вводе Азимута и Дальности на единицы измерения величин (т.е. АЗИМУТ – истинный или магнитный; ДАЛЬНОСТЬ – километры или мили).



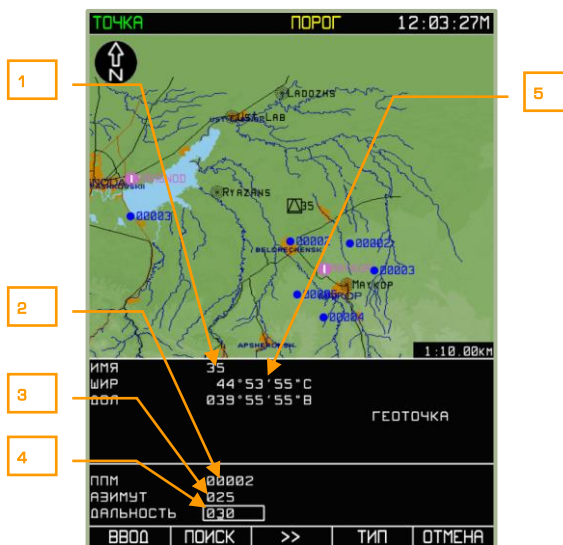
7-122: Поля ввода информации



7-123: Ввод позывного новой (вводимой) навигационной точки



7-124: Ввод и поиск позывного навигационной точки, имеющейся в составе базы данных системы

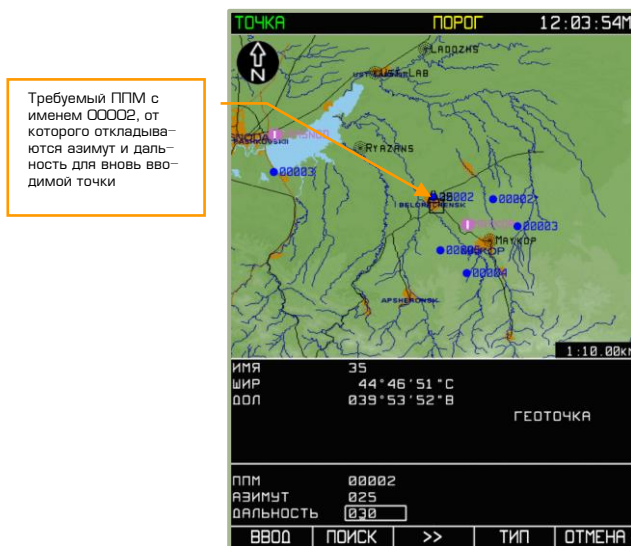


7-125: Ввод значений АЗИМУТА и ДАЛЬНОСТИ от имеющейся в базе навигационной точки на вводимую

1. Имя вводимой геоточки.

2. Позывной навигационной точки, от которой будет откладываться азимут и дальность для новой точки.
3. Азимут для вводимой точки.
4. Дальность для вводимой точки.
5. Координаты активного курсора.

Нажмите кнопку **ПОИСК** (результат поиска необходимого ППМ контролируйте по карте). Если в процессе поиска обнаружен не тот ППМ, продолжайте нажимать кнопку **ПОИСК** до обнаружения требуемого ППМ.

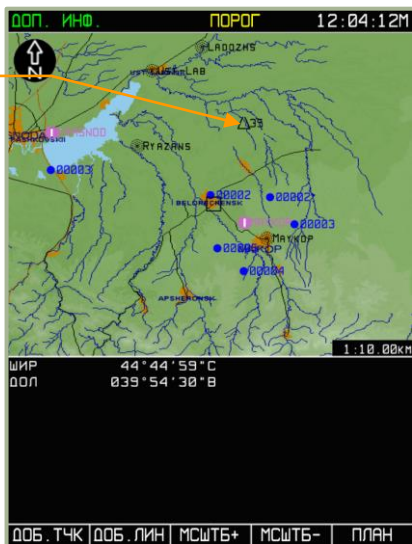


7-126: Поиск в базе данных требуемого ППМ, от которого будет откладываться вводимая точка

Текущий маркер вводимой точки будет располагаться на найденном ППМ из базы данных.

Нажмите кнопку **ВВОД**. Маркер вводимой точки переместится в рассчитанную точку по введенным азимуту и дальности.

Рассчитанное место-положение вводимой точки, символ и позывной



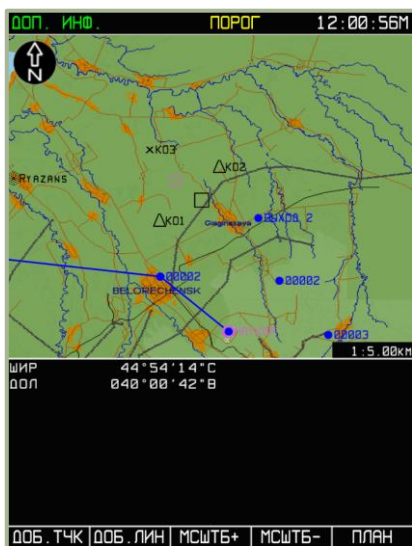
7-127: Результат выполнения процедуры ввода навигационной точки по известным азимуту и дальности

Редактирование и сдвиг навигационных точек

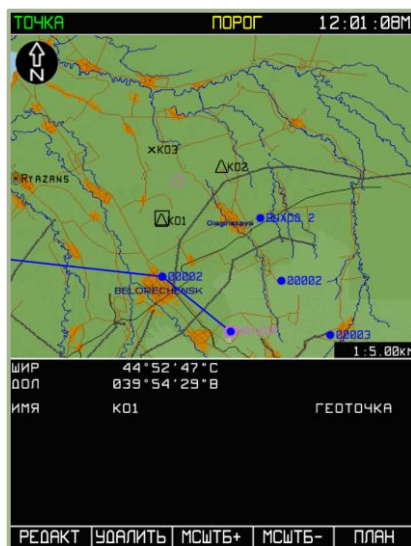
В случае необходимости можно отредактировать тип или параметры навигационной точки, а также произвести сдвиг координат.

Для редактирования параметров навигационной точки необходимо выполнить шаги, указанные ниже, из режима ДОП. ИНФО

Навести курсор на навигационную точку, после чего автоматически включится под-режим ТОЧКА и значения кнопок изменятся; кнопка **ДОБ. ТЧК** сменится на **РЕДАКТ.**, а кнопка **ДОБ. ЛИН** сменится на **УДАЛИТЬ**.



7-128: Навести курсор на точку в режиме ДОП. ИНФО

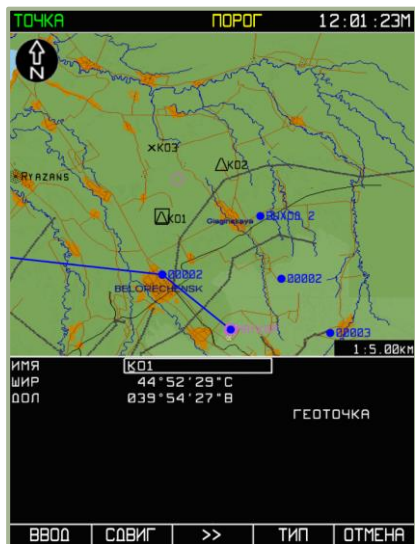


7-129: Автоматическое переключение в подрежим ТОЧКА

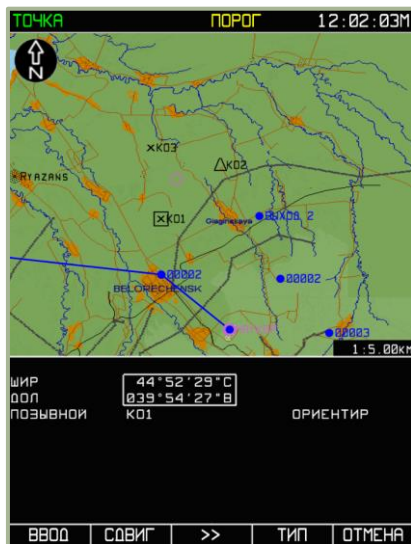
Нажать кнопку **РЕДАКТ** и войти в подрежим редактирования.

Смену типа точки выполнить циклическим нажатием на кнопку **ТИП**.

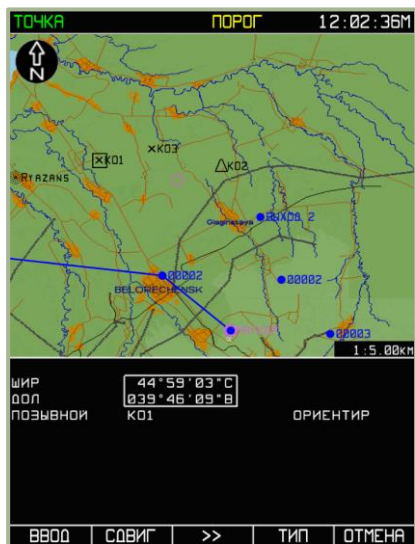
Выбор параметра для редактирования произвести с помощью кнопки **▶▶**. Редактирование выбранного параметра производить с помощью манипулятора курсора.



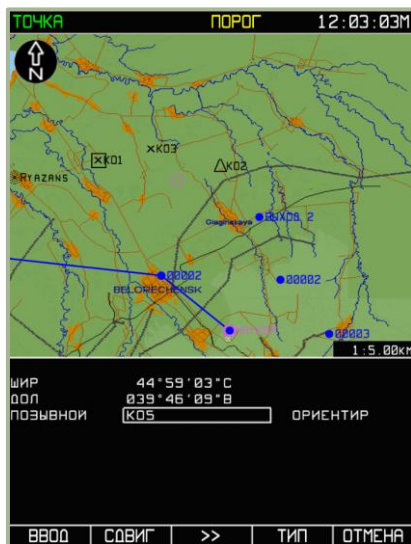
7-130: Вход в подрежим редактирования



7-131: Смена типа точки



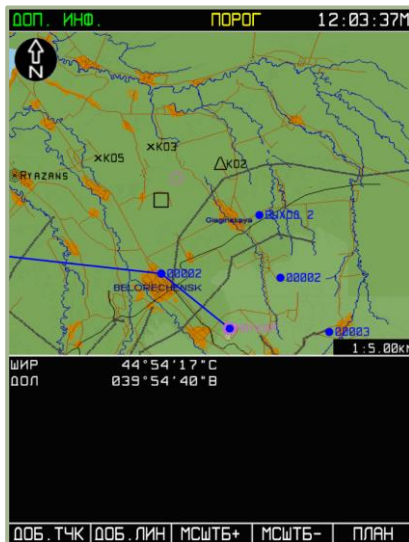
7-132: Сдвиг точки



7-133: Редактирование позывного

Для смены координат точки нажать кнопку **СДВИГ** и переместить точку в желаемое место с помощью манипулятора курсора, контролируя положение точки по карте и текущим координатам.

После завершения редактирования нажать кнопку **ВВОД**.



7-134: Результат выполнения редактирования после нажатия кнопки ВВОД

Сохранение навигационных точек

Для того чтобы сохранить на жестком диске введенные или измененные навигационные точки из режима дополнительной информации, необходимо проделать следующие действия:

1. Перейти в главное меню, нажав кнопку **МЕНЮ**.
2. Нажать кнопку **УПРАВ** и перейти на страницу УПРАВЛЕНИЕ.
3. Нажать кнопку **УСТАН**. При этом появится выпадающий список. Используя кнопки **Δ, ∇** или манипулятор курсора выбрать команду **БЗД** (БАЗА ДАННЫХ) и нажать кнопку **УСТАН**.
4. Далее на странице УПРАВЛЕНИЕ нажать кнопку **СОХРАН**, при этом появится строка-курсор в разделе БОРТОВОЙ НАКОПИТЕЛЬ.
5. Перевести строку-курсор на строку НАВИГАЦИЯ и нажать кнопку **СОХРАНИТЬ**. При этом сохраняются все навигационные точки и данные.
6. После выполнения процедуры сохранения нажать кнопку **МЕНЮ**.

УПРАВЛЕНИЕ	ПОРОГ	12:00:25M
БОРТОВОЙ ЗАГРУЗЧИК		
НАВИГАЦИЯ	НЕТ	
ТОПОГРАФИЯ	НЕТ	
КОМП. МАРШРУТЫ	НЕТ	
ДОП. ИНФОРМАЦИЯ	1	22:06:2004
РЕЛЬЕФ	НЕТ	
ТТХ	НЕТ	
МАРШРУТЫ	1	22:06:2004
МЕТЕО	НЕТ	
МОРСКИЕ КАРТЫ	НЕТ	
БОРТОВОЙ НАКОПИТЕЛЬ		
НАВИГАЦИЯ		22:06:2004
ТОПОГРАФИЯ		22:06:2004
КОМП. МАРШРУТЫ	1	22:06:2004
ДОП. ИНФОРМАЦИЯ	1	22:06:2004
РЕЛЬЕФ		22:06:2004
ТТХ		22:06:2004
МАРШРУТЫ	1	22:06:2004
МЕТЕО		22:06:2004
МОРСКИЕ КАРТЫ	НЕТ	
УСТАН	∨	∧
СОХРАН	МЕНЮ	

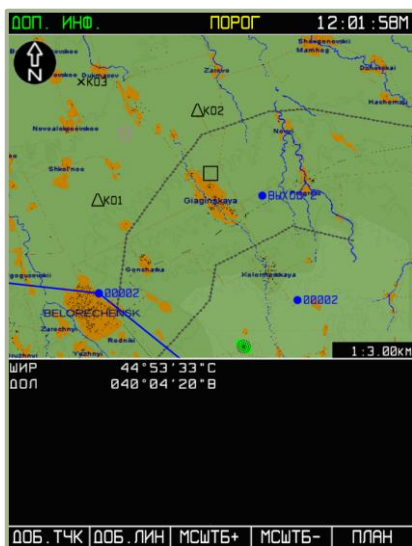
7-135: Сохранение НАВИГАЦИЯ

Все навигационные точки будут записаны в виде скрипта и ассоциированы с файлом текущей миссии.

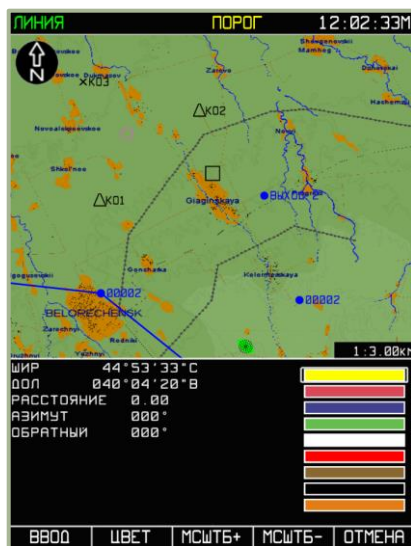
Нанесение линейных объектов

Нанесенные на поле карты линейные объекты могут использоваться оператором для обозначения характерных линейных и площадных рубежей и объектов (зон, полигонов, переднего края и т.д.).

Для нанесения на поле карты линии или геометрической фигуры, образованной отрезками прямой, ручкой манипулятора курсора следует переместить курсор в то место на карте, координаты которого совпадают с координатами начала линии и нажать кнопку **ДОБ. ЛИН.** На дисплей будет выведена страница ЛИНИЯ, на поле полетной информации появятся координаты начала линии и название параметров, характеризующих наносимую линию, а также шкала выбора цвета линии. Нажимая на кнопку **ЦВЕТ**, можно выбрать цвет линии. При перемещении курсора в точку окончания линии и нажатии кнопки **ВВОД** линия будет добавлена в состав базы данных. Если необходимо выйти из режима без ввода линии в состав базы данных - нажать кнопку **ОТМЕНА** до нажатия кнопки **ВВОД**. Выход из функции – окончание рисования линии, нажатие кнопки **ОТМЕНА**.



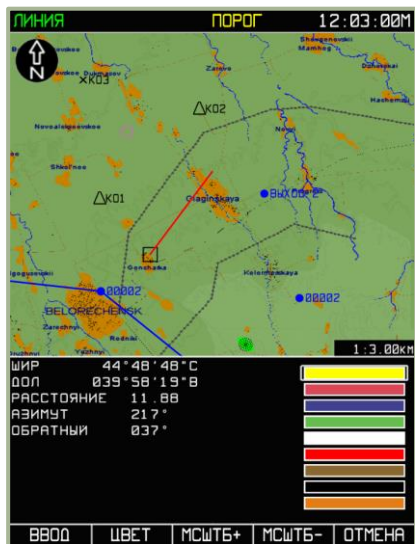
7-136: Выбор функции ДОБ. ЛИН из режима ДОП. ИНФ



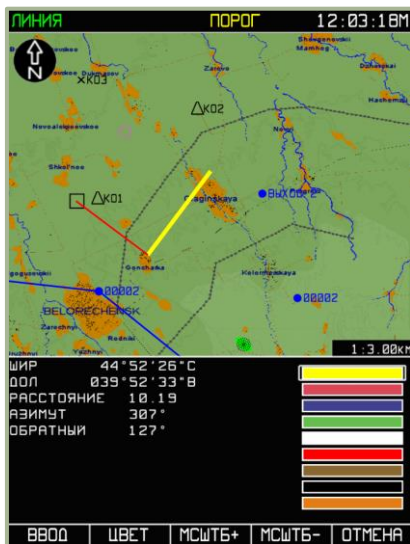
7-137: Вид страницы ЛИНИЯ для рисования линейного объекта

Рисование производится линией красного цвета, после нажатия кнопки **ВВОД** линия приобретает выбранный цвет.

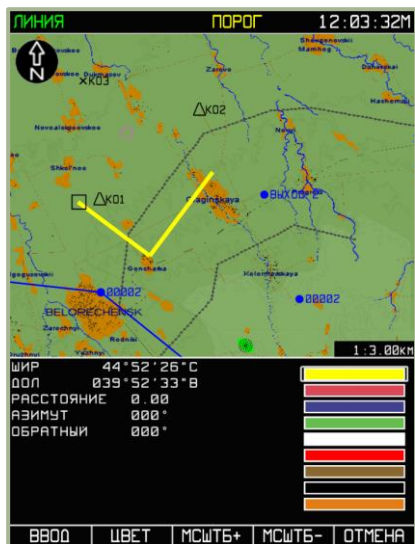
При необходимости нанести на карту геометрическую фигуру, состоящую из нескольких соединенных между собой прямых сегментов, следует прокладывать каждый сегмент через нажатие кнопки **ВВОД**. После построения линии необходимо нажать кнопку **ОТМЕНА**.



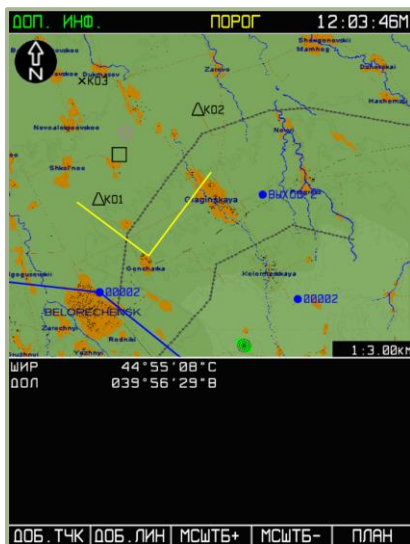
7-138: Рисование первого сегмента



7-139: Рисование второго сегмента



7-140: Нажатие кнопки ВВОД после прокладки второго сегмента



7-141: Окончание рисования линии, нажатие кнопки ОТМЕНА

При необходимости нанести на карту несколько не соединенных между собой линий - выполнить операции для нанесения одной линии, нажать кнопку **ОТМЕНА** и снова повторить операции для второй линии и нажать кнопку **ОТМЕНА** (и т.д.).

Сохранение линейных объектов

Для сохранения на жестком диске введенных линейных объектов из режима дополнительной информации, необходимо произвести следующие действия:

1. Перейти в главное меню, нажав кнопку **МЕНЮ**.
2. Нажать кнопку **УПРАВ** и перейти на страницу УПРАВЛЕНИЕ.
3. Нажать кнопку **УСТАН**. При этом появится выпадающий список. Используя кнопки **Δ, ∇** или манипулятор курсора, выбрать команду БЗД (БАЗА ДАННЫХ) и нажать кнопку **УСТАН**.
4. На странице УПРАВЛЕНИЕ нажать кнопку **СОХРАН**, при этом появляется строка-курсор в разделе **БОРТОВОЙ НАКОПИТЕЛЬ**.
5. Перевести строку-курсор на строку **ДОП. ИНФОРМАЦИЯ** и нажать кнопку **СОХРАНИТЬ**. При этом сохраняются все линейные объекты.
6. После выполнения процедуры сохранения нажать кнопку **МЕНЮ**.

УПРАВЛЕНИЕ	ПОРОГ	12:00:35M
БОРТОВОЙ ЗАГРУЗЧИК		
НАВИГАЦИЯ	НЕТ	
ТОПОГРАФИЯ	НЕТ	
КОМП. МАРШРУТЫ	НЕТ	
ДОП. ИНФОРМАЦИЯ	1	22:06:2004
РЕЛЬЕФ	НЕТ	
ТТХ	НЕТ	
МАРШРУТЫ	1	22:06:2004
МЕТЕО	НЕТ	
МОРСКИЕ КАРТЫ	НЕТ	
БОРТОВОЙ НАКОПИТЕЛЬ		
НАВИГАЦИЯ		22:06:2004
ТОПОГРАФИЯ		22:06:2004
КОМП. МАРШРУТЫ	1	22:06:2004
ДОП. ИНФОРМАЦИЯ	1	22:06:2004
РЕЛЬЕФ		22:06:2004
ТТХ		22:06:2004
МАРШРУТЫ	1	22:06:2004
МЕТЕО		22:06:2004
МОРСКИЕ КАРТЫ	НЕТ	
УСТАН ∇ Δ СОХРАН МЕНЮ		

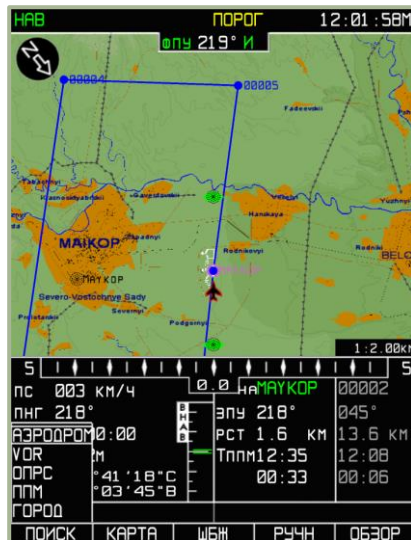
7-142: Сохранение ДОП. ИНФОРМАЦИЯ

Все линейные объекты будут записаны в виде скрипта и ассоциированы с файлом текущей миссии.

Поиск навигационных точек и объектов в базе данных

Этот режим предназначен для использования в экстренных ситуациях. Режим позволяет найти АЭРОДРОМ, VOR, ОПРС, ППМ (ориентир, геоточку, препятствие), определенные оператором. В этом режиме обеспечивается поиск вышеперечисленных объектов по имени.

Вызов функции доступен из режимов **НАВИГАЦИЯ**, **ОБЗОР**, **ПНП**. Для вызова нажмите кнопку **ПОИСК**, во всплывающем меню с помощью манипулятора курсора выберите категорию поиска (АЭРОДРОМ, VOR, ОПРС или ППМ) и нажмите кнопку **ПОИСК** еще раз, при этом будет активирован режим поиска выбранной категории. На дисплей выводится список ближайших объектов выбранной категории.



7-143: Выбор категории объекта для поиска

Далее поиск желаемого объекта можно вести путем просмотра всего списка объектов данной категории с использованием манипулятора курсора.

Результаты поиска ближайших аэродромов

БЛИЖАЙШИЕ АЭРОДРОМЫ		
1	МАЙКОП 180M URKM ВОЕН ВПП 1200M	218°И 1.5
2	КРАЙНАЯ 12 0M UUUU AP ВПП 0M	338°И 23.4
3	KRASnodAR-PASHKOVSKY 34M URKK ВОЕН ВПП 731M	294°И 61.0

ПОИСК НА ИНФО ИМЯ НАВ

7-144: Результаты поиска ближайших АЭРОДРОМОВ

Альтернативный способ – поиск по имени объекта. Для этого, находясь в режиме ПОИСК, необходимо нажать кнопку **ИМЯ** и ввести имя точки, используя манипулятор курсора. В процессе ввода имени точки происходит поиск по введенным символам.

URK		
1	АНАПА URKA ВОЕН 44°59'56"С 44°59'56"С	275°И 216.8
2	KRASnodAR-PASHKOVSKY URKK ВОЕН 45°02'05"С 45°02'05"С	294°И 61.0
3	МАЙКОП URKM ВОЕН 44°40'41"С 44°40'41"С	219°И 1.5

ПОИСК НА ИНФО ИМЯ НАВ

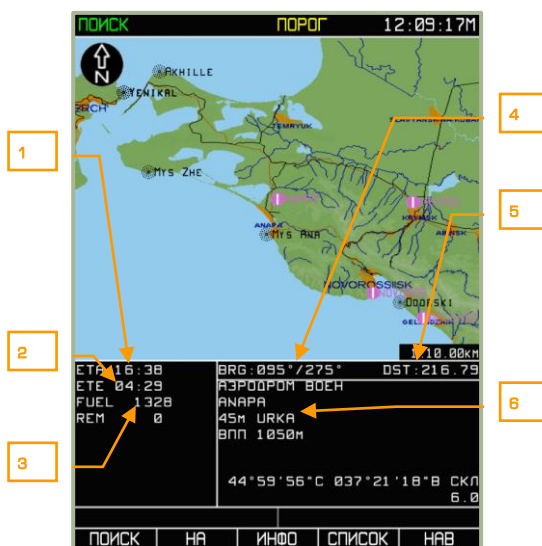
7-145: Ввод имени объекта и автоматический поиск

По окончании поиска на экране появится таблица объектов, которые отсортированы по следующим признакам:

- Первыми по списку идут объекты, имена которых строго соответствуют запросу, т.е., если выполнялся поиск по имени URK в категории АЭРОДРОМ, то в начале списка будет аэродром с именем URKA;
- Далее будут следовать объекты категории АЭРОДРОМ, названия которых начинаются с URK, например URKK, URKM.

Просмотреть размещение найденных объектов на карте можно, используя манипулятор курсора. При подсвечивании имени объекта карта на дисплее будет перемещаться в район объекта.

После нахождения объекта может быть просмотрена информация о нем. Для этого необходимо нажать кнопку **ИНФО**. На экране отображаются: координаты объекта, а также азимут и расстояние до него от текущего положения ЛА.

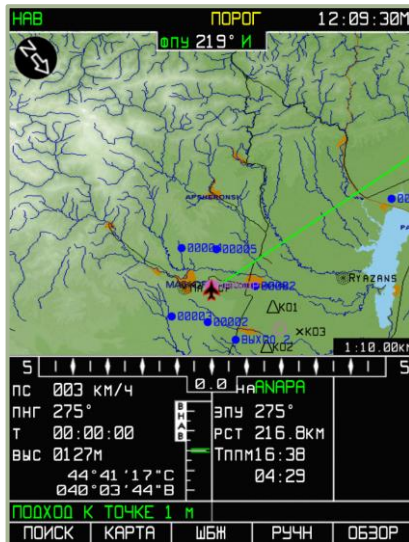


7-146: Получение информации о найденной навигационной точке

1. Расчетное время пролета точки (по текущей путевой скорости).
2. Расчетное время полета до точки (по текущей путевой скорости).
3. Расчетный остаток топлива в точке с текущими координатами.
4. Пеленг на/от текущего расположения ЛА до выбранной точки.
5. Расстояние от текущего расположения ЛА до выбранной точки.
6. Тип объекта, имя, высота над уровнем моря, позывной и длина ВПП.

Для активизации навигационных расчетов при выполнении полета на выбранную точку нажать кнопку **НА**. При этом активный план полета отменится, а активным

станет только один участок полета – с текущего местоположения ЛА на выбранную точку.



7-147: Активный прямолинейный участок полета на найденный аэродром

Для возврата в навигационный режим нажать кнопку **НАВ**.

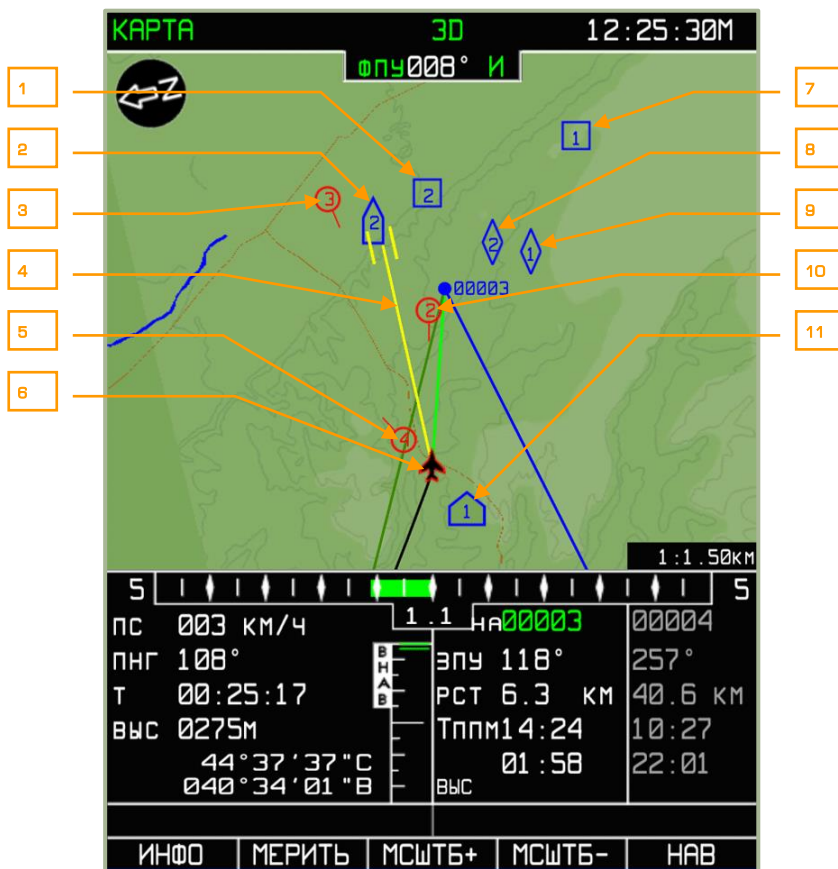
Тактическая информация

Индикация тактической информации о вертолётах звена, целях и угрозах производится в режиме КАРТА. Для включения и выключения режима отображения тактической информации служит фильтр ТАКТИКА в подрежиме опций НАСТРОЙКА КАРТЫ (по умолчанию включена).

В рамках индикации тактической информации могут отображаться:

1. Четыре вертолёта звена с соответствующими выбранными номерами.
2. Три типа целей:
 - подвижная малоразмерная цель, бронетехника;
 - средства ПВО;
 - прочие объекты, сооружения.
3. Точки подхода к цели.
4. Опасные зоны обнаружения разведанных средств ПВО.





Также в рамках тактической информации отображается линия визирования комплекса Шквал. Длина линии соответствует замеренной лазерным дальномером дальности.



7-148: Тактическая информация, вертолёты звена и цели

1. Цель, класс «прочие». Здание, сооружение №2.
2. Цель, объект ПВО №2.
3. Марка 3-го вертолёта звена.
4. Линия визирования комплекса Шквал.
5. Марка 4-го вертолёта звена.
6. Марка своего вертолёта.
7. Цель, класс «прочие». Здание, сооружение №1.
8. Цель, бронетехника №2.
9. Цель, бронетехника №1.
10. Марка 2-го вертолёта звена

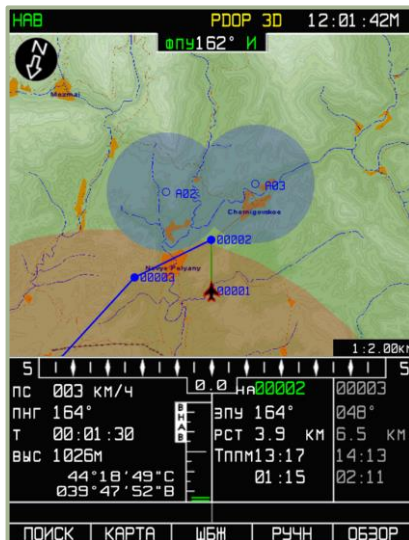
11. Точка подхода к цели №1.

Марка вертолёта звена представляет собой красную окружность с вектором курса. Внутри окружности отображается номер, присвоенный вертолёту. Номер соответствует номеру вертолёта, назначенному с помощью галетного переключателя **КТО Я** на пульте включения целеуказания ПВЦ. Марка вертолёта командира звена обозначается двумя концентрическими окружностями. Цели обозначаются тремя типами синих значков: для средств и машин ПВО - , бронетехники (военной техники) - , других целей (зданий и сооружений) - . В центре значка указывается номер цели, присвоенный системой ВЦУ вертолёта. Система целеуказания может оперировать только 4-мя целями одного типа. То есть, пятая добавленная цель будет замещать первую и т.д. **Внимание! Нумерация целей на вертолётах звена может не совпадать.** Точка подхода обозначается синим значком - . Максимальное количество точек - 4. Пятая введенная точка перезаписывает первую и т.д. Процедуру работы с аппаратурой ВЦУ, прием и передачу целей смотрите в разделе «Использование аппаратуры ВЦУ».

Линия визирования комплекса ШКВАЛ отображается желтой линией, соединяющей марку своего вертолёта с точкой визирования. Длина линии высчитывается в зависимости от дальности, замеренной лазерным дальномером.

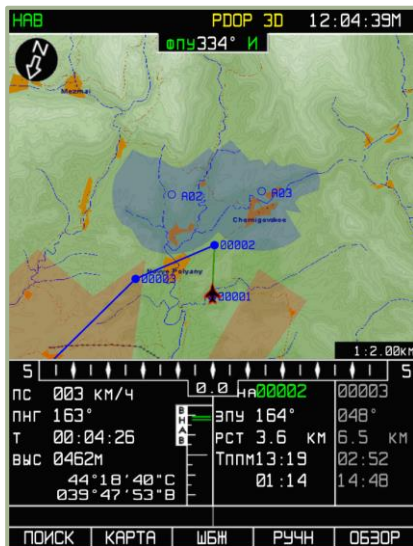
При наличии разведанных средств ПВО на дисплее будут отображаться опасные зоны средств ПВО в виде окружностей с радиусом, равным дальности обнаружения и с центром в точке размещения средства ПВО. Разведанными средствами ПВО считаются средства ПВО, которые установлены в редакторе миссий и не скрыты.

Опасные зоны ПВО противника обозначаются полупрозрачным синим цветом, свои зоны ПВО – полупрозрачным красным цветом.



7-149: Тактическая информация, опасные зоны ПВО

Опасная зона средств ПВО рисуется с учетом затенения рельефом на высоте полета вертолёта. Для отрисовки зоны берется окружность радиуса обнаружения ПВО и накладывается на трехмерную карту рельефа на высоте полета вертолёта. Все, что пересекается с рельефом - отсекается.



7-150: Тактическая информация, опасные зоны ПВО с учетом пересечения с рельефом на высоте полета вертолёта

Возможно отображение только неподвижных средств ПВО. Т.к. информация о средствах ПВО в процессе полета не обновляется, опасные зоны ПВО будут отображаться на карте дисплея даже после уничтожения связанных с ними средств ПВО.



8 СИСТЕМА ОТОБРАЖЕНИЯ ИНФОРМАЦИИ

8. СИСТЕМА ОТОБРАЖЕНИЯ ИНФОРМАЦИИ

Система отображения информации (СОИ) предназначена для отображения на полупрозрачном отражателе индикатора на лобовом стекле (ИЛС) прицельной и пилотажно-навигационной информации во всех режимах работы ПрПНК, а также символьной прицельной и пилотажно-навигационной информации на ИТ-23МВ.

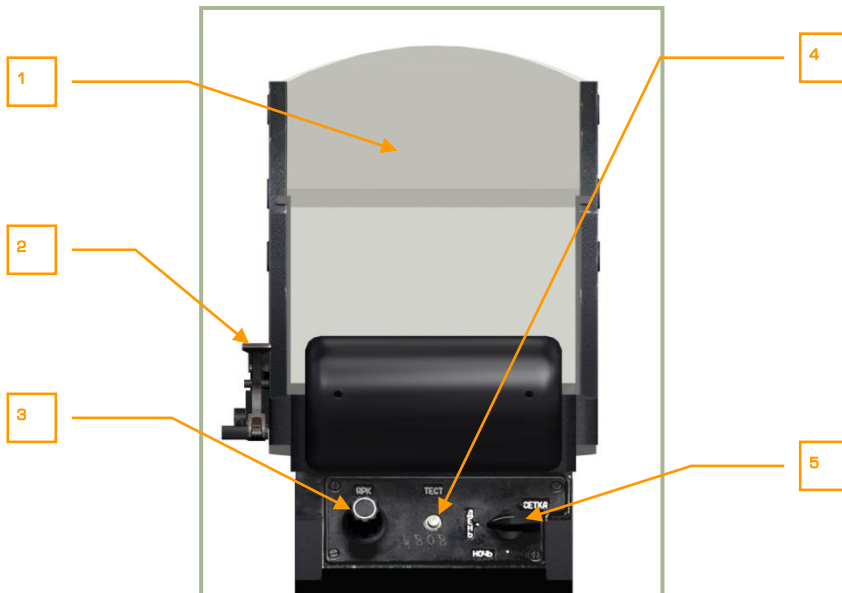
Режимы работы канала ИЛС: функциональный, ручной, СЕТКА.

Выбор режима (функциональный или ручной) происходит по сигналу ПрПНК автоматически. Переход в режим СЕТКА осуществляется только вручную, установкой переключателя НОЧЬ-ДЕНЬ-СЕТКА на ИЛС в положение СЕТКА.

В состав системы входят:

- Коллиматорный индикатор ИЛС на лобовом стекле, предназначенный для отображения информации во всех режимах работы СОИ.
- Генератор символов телевизионный, предназначенный для формирования сигнала телевизионного изображения ИТ-23МВ в соответствии с программой БЦВМ.

Управление работой СОИ осуществляется органами управления, расположенными на пультах ПВР, ПУР и коллиматорного индикатора.



8-1: Коллиматорный индикатор ИЛС

1. Отражатели коллиматорного индикатора.
2. Рычаг подъема светофильтра [RShift + H].

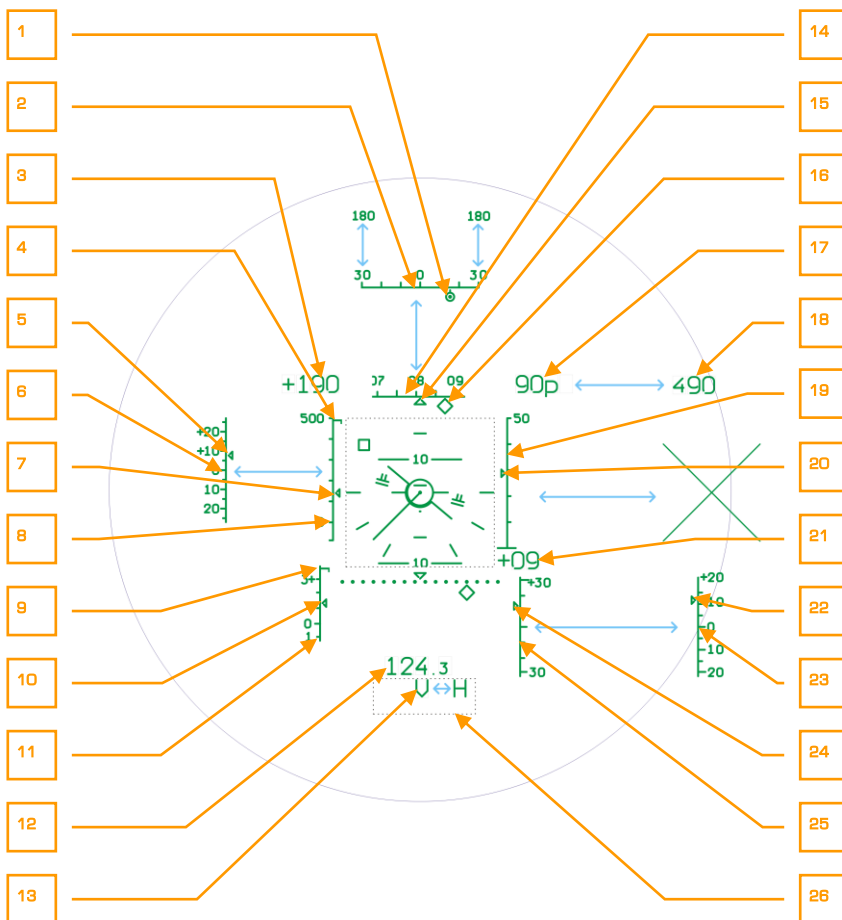


3. Ручка потенциометра регулировки яркости индикации. Влево - [RAlt + RShift + H], вправо - [RCtrl + RShift + H].
4. Кнопка включения ТЕСТ-КОНТРОЛЯ [RAlt + RCtrl + RShift + H].
5. Переключатель режимов отображения индикации [RShift + 8].
ДЕНЬ – нормальное изображение индикации.
НОЧЬ – включение ночного светофильтра.
СЕТКА – включение прицельной сетки.

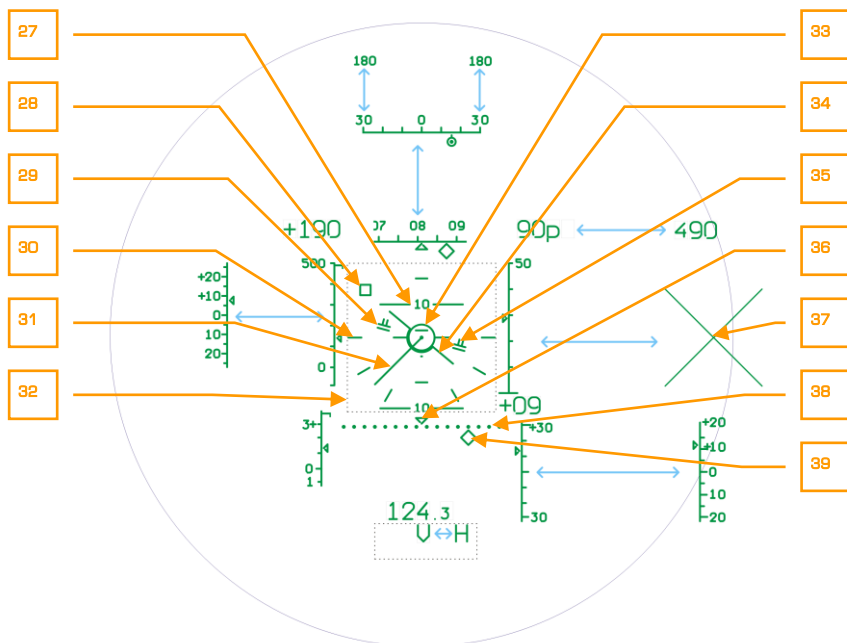
Включение СОИ обеспечивается при включении ПрПНК выключателем К-041 на ПВР. Управление режимами работы производится переключателем ОГР ИНФ – ПОЛН на ПУР [RCtrl + S]. В режиме ОГР ИНФ выводится только боевая (ограниченная) информация, при этом крен, тангаж, вертикальная скорость и индекс ЛА на ИЛС и ИТ не индицируются.

В ИЛС предусмотрена ручная регулировка яркости изображения соответствующим регулятором на панели ИЛС.

Вид пилотажно-навигационной информации на ИЛС



8-2: Вид пилотажно-навигационной информации на ИЛС (1)



8-3: Вид пилотажно-навигационной информации на ИЛС (2)

1. Символ курсового угла цели (КУЦ).
2. Шкала курсового угла цели.
3. Значение путевой скорости.
4. Индекс максимально допустимой скорости.
5. Индекс отклонения от заданной приборной скорости.
6. Шкала отклонения от заданной приборной скорости.
7. Индекс приборной скорости.
8. Шкала приборной скорости.
9. Индекс максимально допустимой нормальной перегрузки.
10. Индекс нормальной перегрузки.
11. Шкала нормальной перегрузки.
12. Значение дальности.
13. Символ разовых команд.
14. Шкала курса.

15. Отсчетный неподвижный индекс курса.
16. Заданный курс.
17. Радиовысота геометрическая (заменяется на барометрическую выше 300 м).
18. Барометрическая высота (заменяется на геометрическую ниже 300 м).
19. Шкала геометрической высоты (индицируется при радиовысоте ниже 50 м).
20. Индекс геометрической высоты.
21. Значение вертикальной скорости.
22. Индекс отклонения от заданного значения геометрической высоты.
23. Шкала отклонения от заданного значения геометрической высоты.
24. Индекс вертикальной скорости.
25. Шкала вертикальной скорости.
26. Условная граница поля разовых команд (не индицируется).
27. Шкала тангажа.
28. Символ отклонения от заданной позиции на висении (заданная точка висения).
29. Директор управления по крену и тангажу (развернут на угол пропорционально команде по крену и тангажу).
30. Шкала крена (разметка через 30°).
31. Символ вектора путевой скорости (индицируется при скорости менее 50 км/ч).
32. Электронное окно (не индицируется).
33. Неподвижная зона ограничения удержания символа отклонения от заданной позиции на висении.
34. Символ ЛА (подвижный по крену).
35. Директор управления по высоте.
36. Отсчетный неподвижный символ отклонения от линии заданного пути.
37. Запрещающий крест.
38. Шкала отклонения от линии заданного пути.
39. Индекс отклонения от линии заданного пути.

Перечень и содержание символов разовых команд на ИЛС

1.	Н	Опасное сближение с землей
2.	V	Превышение максимально допустимой скорости
3.	ОТ	Выполнение записи координат оперативной точки
4.	РЕЗ-Н	Решение навигационных задач БЦВМ
5.	ИД	Работает лазерный дальномер
6.	ТА	Сопровождение цели телеавтоматом
7.	П	Перерыв оптической связи с целью
8.	С	Символ разрешения пуска (стрельбы)
9.	ИУ	Работает лазерный канал управления ракетой
10.	ПАУЗА	Символ времени запрета включения лазерного дальномера (нажатия кнопки АЗ) в режиме ПМ
11.	РУ-ТА	Резервное управление телеавтоматом
12.	ТА-ИД	Работает лазерный дальномер при автосопровождении цели
13.	ТА-ИУ	Работает лазерный канал управления ракетой при автосопровождении цели
14.	ТРЕНАЖ	Включен режим тренажа
15.	КОРР	Выполнение коррекции координат по И-251 (нажатие кнопки ЦУ)
16.	<u>КУРС</u> НВ	Ошибочный ввод стояночного курса (режим ЗК) или магнитного склонения (режим МК) при коррекции курса
17.	<u>ИКВ</u> ЭП	Процесс экстренной подготовки ИКВ
18.	<u>ИКВ</u> УВ	Процесс ускоренной подготовки ИКВ
19.	<u>ИКВ</u> НВ	Процесс нормальной подготовки ИКВ
20.	<u>ИКВ</u> ТВ	Процесс гироскопирования при положении гироскопической платформы на 0°
21.	<u>ИКВ</u> ВГП	Процесс гироскопирования при положении гироскопической платформы на 180° (символ мигает)

Индикация пилотажно-навигационных параметров на ИЛС

Параметры	Режим работы ПНК, при котором индицируется данный параметр	Направление движения символов, индексов, шкал. Диапазон индикации
Крен γ	Все режимы: - стабилизация и управление; - маршрут (стабилизация Нг, Нбар, ЗК, ЛЗП, скорость приборная); - висение; - снижение.	Вращение символа 34. По часовой стрелке – правый крен. Цена деления шкалы - 30°.
Тангаж θ	Все режимы	Движение шкалы 27. Вверх – пикирование. Цена деления – 5°.
Текущий курс ψ тек	Все режимы	Перемещение шкалы 14 относительно неподвижного индекса 15. Влево – правый разворот. Индیکیруется отрезок шкалы курсов $\pm 15^\circ$ относительно текущего значения. Цена деления – 5°.
Истинная (геометрическая, радио) высота. Нг	Все режимы	До Нг менее 50 м – перемещение индекса 20 по шкале 19. Вверх – увеличение высоты. Диапазон шкалы 0...50 м. Цена деления - 10 м. Показания счетчика 17. При Нг от 50 до 300 м – показания счетчика 17, при этом шкала 19 и индекс 20 не индицируются. При Нг более 300 м – показания Нбар на счетчике 18, при этом счетчик 17 не индицируется.
Барометрическая высота (Нбар)	Все режимы	Счетчик 18 при Нг более 300 м или при отказе радиовысотомера.

Отклонение от заданной геометрической (истинной) высоты ΔH_g	Стабилизация и управление: - маршрут, стабилизация H_g ; - висение.	Перемещение индекса 22 по шкале 23. Вверх – увеличение фактической истинной высоты относительно заданной. Диапазон ± 30 м, цена деления - 5 м. Шкала 23 при включении указанных режимов индицируется вместо шкалы 25.
Вертикальная скорость V_y	Стабилизация и управление: - снижение.	Перемещение индекса 24 по шкале 25. Вверх – набор высоты. Счетчик (указатель) вертикальной скорости 21.
Вертикальная перегрузка n_y	Стабилизация и управление; - маршрут, стабилизация H_g ; - снижение.	Перемещение индекса 10 по шкале 11. Вверх – положительное значение перегрузки. Диапазон шкалы -1...+3 g. Цена деления - 1.
Приборная скорость $V_{пр}$	Все режимы, кроме стабилизации $V_{пр}$ (при этом индицируется шкала и индекс $\Delta V_{пр}$)	Перемещение индекса 7 по шкале 8. Вверх – увеличение скорости. Диапазон шкалы – 100...500 км/ч. Цена деления - 100 км/ч.
Отклонение от заданной приборной скорости $\Delta V_{пр}$	Маршрут, стабилизация $V_{пр}$	Перемещение индекса 5 по шкале 6. Вверх – уменьшение фактической $V_{пр}$ относительно заданной. Шкала 6 при включении указанного режима индицируется вместо шкалы 8. Диапазон ± 20 км/ч, цена деления - 5 км/ч.
Путевая скорость W	Все режимы	Счетчик 3. При скорости менее 50 км/ч – вектор 31.
Отклонение от точки висения	Висение, снижение	Перемещение символа 28 относительно зоны 33. Вправо – отклонение от точки висения влево. Вверх – отклонение вертолёта назад.

Отклонение от ЛЗП	Маршрут, ЛЗП	Перемещение индекса 39 по шкале 38. Вправо – отклонение от ЛЗП влево. Цена деления - 40 м.
Заданный курс ЗК	Стабилизация и управление; - маршрут, стабилизация ЗК, ЛЗП.	Перемещение индекса 16 по шкале 14.
Курсовой угол цели КУЦ	Стабилизация и управление; - режим ВЫХОД; - боевой режим (после нажатия кнопки ЦУ до снятия задачи кнопкой СБРОС или ЦУ).	При включении режима ВЫХОД. Индцируется отрезок шкалы курсовых углов 2 в диапазоне $\pm 30^\circ$ вместо шкалы курсов 14. КУЦ отсчитывается символом 1 по шкале 2. Перемещение символа 1 вправо – доворот вправо. Цена деления - 10° .
Директорное управление по крену	Маршрут, стабилизация ЗК, ЛЗП; - висение; - снижение.	Вращение символов 29 относительно символа вертолёта 34. По часовой стрелке – ручку ППУ вправо.
Директорное управление по тангажу	Маршрут, стабилизация Vпр; - висение; - снижение.	Вращение символов 29 относительно символа вертолёта 34. Вверх – ручку ППУ на себя.
Директорное управление по высоте	Маршрут, стабилизация Hг; - висение; - снижение.	Появление и увеличение (уменьшение) высоты штрихов символов 35 над или под штрихами символа 29. Символ 35 выше символа 29 – РОШ вверх до их исчезновения.
Опасное сближение с землей	Все режимы	В условном поле 26 мигает символ Н.
Достижение максимально допустимой скорости полета Vmax доп	Все режимы	В условном поле 26 мигает символ V.



Индикация на ИЛС в прицельных режимах работы ПрПНК в зависимости от вида применяемого оружия и режима ведения огня показана в соответствующих разделах главы Боевое применение.

Круглосуточный автоматический прицельный комплекс КАПК И-25 1

КАПК предназначен для обнаружения целей с помощью оптико-телевизионной системы, обеспечивающей 7х или 23х кратное увеличение изображения днем при визуальной видимости, и выработки параметров для выполнения автоматизированного прицеливания и боевого применения оружия вертолёта.

КАПК в составе ПрПНК обеспечивает:

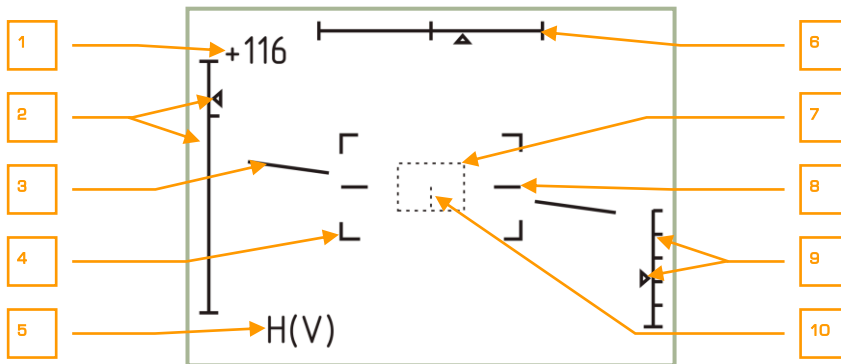
- Обнаружение цели на телевизионном индикаторе (ИТ), автоматическое, программное или ручное (с помощью кноппеля) сопровождение ее при прицеливании по наземным подвижным и неподвижным целям, в том числе малоразмерным типа «танк».
- Наведение ПТУР «Вихрь» на подвижную и неподвижную цель.
- Прицельную стрельбу из пушки (НППУ) в подвижном и неподвижном режимах ее применения.
- Прицеливание и пуск НАР.
- Измерение дальности, курсового угла и угла места цели (ориентира).
- Формирование и выдачу в вычислительные средства ПрПНК информации об угловых координатах цели (ориентира) и замеряемой дальности до нее для воспроизведения на телевизионном индикаторе (ИТ) информации, обеспечивающей решение задач автоматизированного прицеливания при боевом применении всех видов оружия, а также коррекции счисления координат вертолёта или определения координат цели (ориентира).
- Воспроизведение на телевизионном индикаторе (ИТ) изображения местности (целей) в укрупненном масштабе с 7х или 23х кратным увеличением с наложением на него прицельной информации.

Система - оптико-телевизионная, обеспечивающая формирование и воспроизведение на экране индикатора телевизионного (ИТ), расположенного в кабине летчика, изображения цели и окружающей ее местности. Система имеет сменное поле зрения: широкое (2,7 x 3,6)° с 7-ми кратным увеличением, и узкое (0,7 x 0,9)° с 23-х кратным увеличением.

Выбор широкого поля зрения (ШПЗ) или узкого поля зрения (УПЗ) производится переключателем ШПЗ-УПЗ [+], [-] на ручке общего шага.

На изображение местности (целей) на экране ИТ накладывается электронная графическая информация, обеспечивающая прицеливание и пилотирование вертолёта.

Регулировка качества изображения на ИТ производится рукоятками ЯРКОСТЬ ([RAlt + RCtrl + J] и [RAlt + RCtrl + K]) и КОНТРАСТ ([RCtrl + RShift + L] и [RCtrl + RShift + M]) на ПУР, выбор цвета графической информации (символов), черный или белый – переключателем ФОН БЕЛЫЙ – ЧЕРНЫЙ [RCtrl + RShift + B] на ПУР.



8-4: Вид индикации на ИТ-23ВМ в режиме поиска цели (широкое поле зрения)

1. Значение скорости вертолёта
2. Шкала и индекс вертикальных углов линии визирования $+15^\circ \dots -80^\circ$.
3. Линия авиагоризонта.
4. Границы узкого поля зрения $(0,7 \times 0,9)^\circ$.
5. Мигающие символы «Н», «V» - опасное сближение с землей, превышение максимально допустимой скорости.
6. Шкала и индекс курсовых углов линии визирования.
7. Прицельная рамка.
8. Линии нулевого крена.
9. Шкала и индекс геометрической высоты (индицируются ниже 50 м.).
10. Центральная метка прицельной рамки. Индицируется, начиная с четвертого размера прицельной рамки и более.

Для компенсации наклона изображения на ИТ, вызываемого эволюциями вертолёта по крену и тангажу, имеется стабилизирующее устройство.

Система стабилизации и наведения предназначена для наведения оптико-телевизионной оси КАПК на цель (ориентир) и гиросtabilизации ее направления на цель в пространстве при эволюциях вертолёта.

Оптико-телевизионная ось может управляться от системы внешнего целеуказания, наשלемой системы целеуказания, кнющпеля на ручке ППУ и от телевизионного автомата.

Оптическая ось системы соответствует центру экрана ИТ, согласована с положением метки визирования на ИЛС и может управляться в пределах углов прокачки: по курсу $\pm 35^\circ$, вверх 15° , вниз 80° .

В походном положении оптическая ось оптико-телевизионной системы заарретирована и направлена вдоль СГФ.

Для расширения возможности поиска цели имеется режим СКАНИРОВАНИЕ, который обеспечивает сканирование линии визирования и, соответственно, поля зрения оптико-телевизионной системы в пределах $\pm 10^\circ$ относительно ее положения до включения сканирования с регулируемой скоростью от 0,25 до 3°/с.

Разарретирование, наведение оптической оси и ее гиостабилизация происходит при нажатии кнопки ЦУ [O] на ручке ППУ. Если курсовой угол цели более $\pm 35^\circ$ (от НСЦ или ВЦУ), после разарретирования оптическая ось отклоняется до предела $\pm 35^\circ$, выполняется автоматизированный доворот на цель (АДВ) или ручную. При уменьшении курсового угла на цель менее $\pm 35^\circ$ оптическая ось И-251 начинает отслеживать курсовой угол цели от НСЦ (ВЦУ). Первоначальное (грубое) наведение оптико-телевизионной оси производится путем совмещения метки визирования на ИЛС с целью (кноппелем на ручке ППУ, НСЦ или ВЦУ), обнаружения цели на экране в ШПЗ и, затем, опознавания в УПЗ.

При нажатии на кнопку СБРОС [BACKSPACE] система стабилизации и наведения приводится по углам в нулевое положение и арретируется.

Автомат телевизионный (АТ) обеспечивает автоматическое сопровождение (АС) подвижных и неподвижных целей прицельной рамкой на ИТ.

После обнаружения и опознавания цели на ИТ летчик кноппелем помещает цель в центр экрана и обрамляет ее прицельной рамкой (размер которой изменяется переключателем «РАМКА больше – меньше» [I], [II] на ручке общего шага от минимального до максимального в зависимости от дальности и размеров цели), уточняет положение цели в подобранной рамке и переводит систему в режим автосопровождения, нажав и отпустив кнопку АВТ ЗАХВ [Enter] на ручке общего шага (РОШ), при этом линия визирования (оптическая ось) при сближении с целью автоматически следит за ней до окончания процесса боевого применения.

Это достигается аппаратурой слежения путем сравнения положения «эталонного» образа цели, запомненного аппаратурой в момент включения АС, и текущего. Разность положений эталонной и текущей цели в прицельной рамке определяется аппаратурой и автоматически обрабатывается до их совмещения, управляя при этом и линией визирования.

В процессе слежения размер прицельной рамки меняется автоматически. Включение автосопровождения происходит после обрамления цели рамкой соответствующего размера и готовности аппаратуры к автозахвату (символ ТГ на ИТ), после чего необходимо нажать кнопку АВТ ЗАХВ на РОШ (включается лазерный дальномер «Причал», на ИЛС появляется символ ИД) и отпустить ее.

При отпускании кнопки АЗ включается режим АС и на ИТ вместо символа ТГ (телеавтомат готов) появляется символ ТА.

В процессе автосопровождения цели на экране ИТ наблюдаются некоторые периодические смещения прицельной рамки относительно центра экрана, обусловленные флуктуациями изображения цели, при этом линия визирования цели остается совмещенной с центром экрана ИТ и является осредненным значением, соответствующим наиболее точному направлению на цель.

В режиме АС для исключения срыва автосопровождения при непроизвольном нажатии на кноппель управления, линии визирования от кноппеля блокируется.

В режиме АС летчик может подкорректировать положение цели в прицельной рамке только при нажатой кнопке АВТ ЗАХВ (отключение АС и подключение кноппеля).

Для этого нажать и удерживать кнопку АВТ ЗАХВ, уточнить кнопкой положение цели в прицельной рамке и отпустить кнопку АВТ ЗАХВ – режим автосопровождения при этом восстанавливается.

В режиме АС возможны перерывы видимости цели (затенение рельефом, деревьями, зданиями), которые приводят к потере видеосигнала от цели. При этом на ИТ символ ТА заменяется на символ П (память). Телеавтомат запоминает предыдущее положение линии визирования, параметры ее изменения и производит пролонгацию траектории движения с теми же параметрами не более 3 секунд. При появлении видимости цели за это время автосопровождение восстанавливается и продолжается.

При перерыве оптической видимости цели более 3-х секунд АС прекращается (символ ТА исчезает) и система переходит в режим программного слежения, получая данные из ЦВМ на основе дальности до цели, ее угловых координат и параметров движения вертолёта.

Режим программного слежения (ПКС) включается всякий раз при первом нажатии кнопки АВТ ЗАХВ на РОШ и получении при этом замеренной дальности до цели и корректируется (суммирование параметров программного и автоматического слежения) при включении режима АС. При отключении АС программное слежение снимается. В режиме ПКС возможно ручное управление линией визирования от кнопки без повторного нажатия и удержания кнопки АВТ ЗАХВ, при этом скорость перемещения ЛВ от кнопки суммируется со скоростью ее программного изменения и летчик ощущает это по разной эффективности управления ЛВ в разных направлениях ее движения.

Выключаются режимы слежения автомата телевизионного нажатием кнопки-табло СБРОС на ПВР.

Лазерный дальномер (ЛД) «Причал» в составе КАПК обеспечивает измерение наклонной дальности до наземных целей.

Направление лазерного луча в пространстве совмещено с направлением линии визирования оптико-телевизионной оси прицела.

При установке переключателя АС-ПМ [Р] на ПВР в положение АС, а также при установке галетного переключателя на ПВР в положение ППУ лазерный дальномер включается по первому нажатию кнопки АВТ ЗАХВ и выключается через 3 с.

Также ЛД включается при взятии цели на автосопровождение (символ ТА) на время 3 секунды или 8 секунд в зависимости от дальности цели и скорости сближения с ней.

При установке переключателя АС-ПМ в положение ПМ дальномер включается по каждому нажатию кнопки АВТ ЗАХВ и выключается по ее отпуску, при этом после отпущения кнопки АВТ ЗАХВ на ИЛС индицируется сигнал ПАУЗА и время, оставшееся до конца паузы (возможность нового включения ЛД). В течение паузы включение ЛД блокируется (время паузы примерно равно времени предшествующего излучения).

В процессе излучения на ИЛС индицируется символ ИД (измерение дальности).

Система лазерно-лучевого канала управления (ЛЛКУ) обеспечивает в пространстве формирование зоны информационного поля, направленного своей осью (центром зоны) по линии визирования вертолёт-цель для телеуправления в ней ПТУР. Зона

представляет собой пространство радиусом около 7 м вокруг линии визирования, начинающееся на расстоянии 100 м от вертолѐта и заканчивающееся на цели, которое формируется посредством сканирования по курсу и тангажу двух лазерных лучей. В это пространство в зависимости от величины и удаления от ее оси (линии визирования) передаются кодовые сигналы телеуправления ПТУР для вывода траектории ее полета на линию визирования и последующего удержания ПТУР на линии визирования. Для обеспечения постоянных линейных размеров зоны управления по всей дальности полета ПТУР после пуска ракеты углы излучения лазерных лучей, по мере удаления, программно уменьшаются с помощью объектива, управляемого программным механизмом.

При одиночном пуске ПТУР при нажатии на гашетку ручки ППУ [RAIt + Space] запускается сканирующее устройство. В момент схода ПТУР запускается программный механизм, включающий излучение (теленаведение). По окончании теленаведения (конец программы) или при нажатии на кнопку СБРОС [Backspace] на ПВР программный механизм выключает излучение и возвращается в начальное положение. При парном (залповом) пуске после схода первой ракеты включается только излучение, а запуск программного механизма происходит при сходе второй ракеты.

Аппаратура ручного управления угловым перемещением оптико-телевизионной оси КАПК обеспечивает летчику совмещение линии визирования на цель с оптико-телевизионной системой И-251. Управление осуществляется с помощью кноппеля МЕТКА на ручке ППУ [;], [.), [.), [)].

Диапазон измерения дальности ЛД - 10...0,6 км.

Допустимые при сопровождении цели крены в режиме АС $\pm 45^\circ$, по угловым скоростям тангажа и рысканья $\pm 20^\circ/\text{с}$.

Нашлемная система целеуказания

Нашлемная система целеуказания (НСЦ) предназначена для определения угловых координат линии визирования визуально наблюдаемой цели (сопровожаемой с помощью разворотов головы летчика) и выдачи сигналов целеуказания в ПрПНК для наведения оптико-телевизионной системы И-251В на цель. НСЦ выдает в И-251В сигналы, пропорциональные угловым координатам линии визирования в системе координат вертолёта.

С использованием НСЦ в ПрПНК решается задача выполнения режима предварительного наведения вертолёта на цель, обеспечивающего боевое применение ПТУР, стрельбу из НППУ, прицеливание и пуск НАР.

В состав НСЦ входят:

- Нашлемное визирное устройство НВУ-2М на защитном шлеме летчика (три излучателя и визирное устройство для формирования и ввода в поле зрения летчика прицельной марки (ПМ)).
- Сканирующее устройство рядом с ИЛС для определения положения излучателей нашлемного визирующего устройства (НВУ).

НСЦ взаимодействует с пультами ПрПНК. В НСЦ от ПрПНК подаются разовые команды: встроенный контроль (ВСК), шлем (Ш), захват цели (ЗЦ), пуск разрешен (ПР). При поступлении команды «Ш» НСЦ выдает сигналы курсового угла и угла места цели и разовые команды НСЦ и ДОВОРОТ.

Управление работой НСЦ осуществляется органами управления, расположенными на пультах ПрПНК. Включение НСЦ обеспечивается при включении ПрПНК выключателем К-041 [LShift + D] на ПВР и включении выключателя ОБЗ [H] для выдачи признака работы в НСЦ. Регулировка яркости индикации, выводимой в поле зрения летчика, производится ручкой ЯРКОСТЬ [RAIt + RCtrl + RShift + I] и [RAIt + RCtrl + RShift + J] на ПУР. Кнопка ЦЕЛЬ УКАЗ [O] на ручке ППУ обеспечивает выдачу целеуказания (курсовой угол и угол места) из НСЦ в ПрПНК для наведения И-251В на цель.

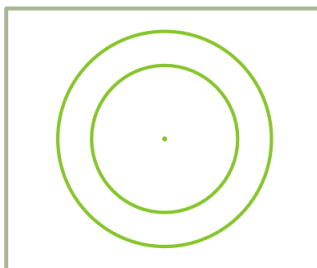
Индикация разовых команд и сигналов, поступающих в НСЦ из ПрПНК, осуществляется в нашлемном визирном устройстве и выводится в поле зрения летчика.

Индикация разовых команд

РАБОТА

Индикация: две постоянных концентрических окружности. Индицируется при включенных И-251 и НСЦ с выполнением условий:

- Включен режим АС.
- Нет выхода НВУ за пределы прокатки И-251.
- Нет ТА.
- Не нажата кнопка ЦУ.

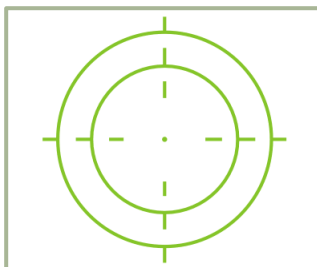


8-5: НВУ РАБОТА

ОШ

Отработка ШКВАЛА. Индикация: две постоянных концентрических окружности и мигающее прицельное перекрестие. Индицируется при включенных И-251 и НСЦ с выполнением условий:

- Включен режим АС.
- Нет выхода НВУ за пределы прокатки И-251.
- Нет ТА.
- Нажата кнопка ЦУ и угол рассогласования оси НВУ и И-251 более 2°.



8-6: НВУ ОШ

Шквал разарретирован и следит за ЛВ НВУ. При отпускании ЦУ в режиме ОШ И-251 арретировается по текущему углу на момент отпускания ЦУ, без стабилизации и замера дальности.

ОШВ/ЗАХВАТ

Отработка ШКВАЛА выполнена / И-251 в режиме автосопровождения. Индикация: две постоянных concentрических окружности и постоянное прицельное перекрестие.



8-7: НВУ ОШВ/ЗАХВАТ

Индцируется при включенных И-251 и НСЦ, с выполнением одного из двух вариантов условий.

Условия 1:

- Включен режим АС.
- Нет выхода НВУ за пределы прокачки И-251.
- Нажата кнопка ЦУ и угол рассогласования оси НВУ и И-251 менее 2° .

Шквал разарретирован и следит за ЛВ НВУ. При отпускании кнопки ЦУ в режиме ОШВ И-251 переходит в ТГ с замером дальности по текущим углам на момент отпускания ЦУ.

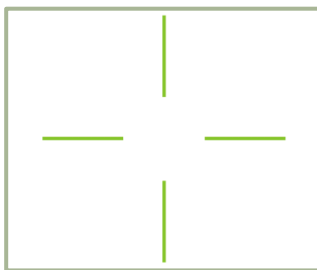
Условия 2:

- Включен режим АС.
- Нет выхода НВУ за пределы прокачки И-251.
- Есть ТА.

ПУСК РАЗРЕШЕН

Индикация: постоянное прицельное перекрестие. Индицируется при включенных И-251 и НСЦ с выполнением условий:

- Включен режим АС.
- Нет выхода НВУ за пределы прокачки И-251.
- Выдается признак ПР.



8-8: НВУ ПУСК РАЗРЕШЕН

Признак ПР может перекрываться всеми командами, кроме:

- РАБОТА.
- ОШВ по ТА (второй вариант).

ВЫХОД НВУ

Индикация: две мигающих concentрических окружности. Индицируется при включенных И-251 и НСЦ, с выполнением условий:

- Включен режим АС.
- ЛВ НВУ вышла за пределы прокачки И-251 (по вертикали или по горизонтали). Визирование целей, курсовые углы которых более $\pm 30^\circ$.
- Не нажата кнопка ЦУ.

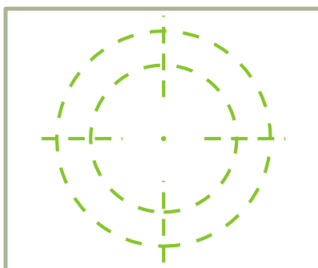


8-9: НВУ ВЫХОД НВУ

ДОВОРОТ

Индикация: две мигающих concentрических окружности и мигающее прицельное перекрестие. Индицируется при включенных И-251 и НСЦ, с выполнением условий:

- Включен режим АС.
- ЛВ НВУ вышла за пределы прокачки И-251 по горизонтали.
- Нажата кнопка ЦУ.



8-10: НВУ ДОВОРОТ

При этом координатор И-251 встает на упоры, автопилот выполняет доворот при включенном режиме АДВ.

НЕТ СИГНАЛА НВУ

Индикация отсутствует.

Индикация исчезает при включенных И-251 и НСЦ с выполнением любого из условий:

- НВУ на шлеме летчика вышло за пределы рабочей зоны датчиков НВУ.
- НВУ на шлеме летчика повернуто более чем на 60° в любом направлении от центра ИЛС.
- Включен режим ПМ.

ТЕСТ - ИСПРАВНОСТЬ. Индикация: постоянное прицельное перекрестие.

ТЕСТ - НЕТ ИСПРАВНОСТИ. Индикация: мигающие концентрические окружности.



9

**ПРЕДПОЛЕТНАЯ
ПОДГОТОВКА**

9. ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПОДГОТОВКА

Указания по подготовке и проверке даются исходя из следующих условий:

- Вертолёт снаряжен и заправлен топливом согласно заданию на полет.
- Вертолёт обесточен, на ПрПНК выполнена подготовка согласно заданию на полет, в ПНК введены исходные данные (по умолчанию подготовка выполнена, данные введены).
- В АБРИС загружен маршрут и план полета из редактора миссий (по умолчанию загружен).

Включение и проверки систем

Основной вариант процедуры подготовки и запуска подразумевает использование аэродромного источника питания.

В случае отсутствия аэродромного источника возможно выполнение процедур с использованием только бортовых аккумуляторных батарей (с ограничениями):

- Включить выключатели аккумуляторных батарей АКК1 ([L^{Ctrl} + L^{Alt} + L^{Shift} + E] крышка, [L^{Ctrl} + L^{Shift} + E] выключатель) и АКК2 ([L^{Ctrl} + L^{Alt} + L^{Shift} + W] крышка, [L^{Ctrl} + L^{Shift} + W] выключатель).
- Проверить установку выключателя ПРЕОБР [L^{Ctrl} + L^{Shift} + I] в положение АВТ.
- Включить выключатель АВСК [L^{Ctrl} + L^{Alt} + Z].

Подключение аэродромного источника электроснабжения постоянным и переменным током:

- Включить выключатель постоянного тока = ТОК АЭР ПИТ ([L^{Ctrl} + L^{Alt} + L^{Shift} + Q] крышка, [L^{Ctrl} + L^{Shift} + Q] выключатель).
- Включить выключатель переменного тока – ТОК АЭР ПИТ [L^{Ctrl} + L^{Shift} + R].

Включить и проверить работоспособность системы ЭКРАН, для чего:

- Включить выключатель ВМГ ГИДРО ЭКРАН [L^{Ctrl} + L^{Shift} + N] на пульте контроля (выключатель вниз), при этом на УСТ кратковременно высветится и выключится сигнал ОТКАЗ.
- Нажать и отпустить кнопку ЦСО [M], при этом на УСТ высветится сигнал САМОКОНТ, который должен смениться на сигнал ЭКРАН ГОДЕН через 5 секунд при исправной системе.
В случае если ЦСО сигнализирует отказ и находится в мигающем режиме, то следует первым нажатием снять отказ, а вторым нажатием провести самоконтроль системы ЭКРАН.

Проверить систему аварийной сигнализации (САС) и светотехническое оборудование, для чего:

- На левой приборной доске нажать кнопку КОНТРОЛЬ СИГНАЛИЗАЦИИ [LShift + L], при этом должны высветиться все табло САС.
- Отпустить кнопку КОНТРОЛЬ СИГНАЛИЗАЦИИ, все табло перейдут в исходное состояние (свечение или отсутствие свечения).
- Перед ночным полетом включить осветительное оборудование приборных досок, пультов и приборов: (на задней панели за левым плечом) ПЛАФОН кабины [K], (на пульте правом боковом) ПОДСВЕТ ПУЛЬТЫ [RCtrl + K] и ПОДСВЕТ АГР ПКП [RAlt + RShift + K]. Включить АНО КОД (верхний пульт) [RAlt + L], контурные огни КОНТУР ОГНИ [RAlt + J], строевые огни СТРОЕВ ОГНИ [RCtrl + J], проблесковый маяк ПРОБЛЕСК МАЯК [RShift + J], фары ПОСАД ФАРЫ (центральный пульт) [RShift + L] в положение УПР. СВЕТ.

В случае использования очков ночного видения ОВН-1, перед взлетом включить адаптивное синее освещение кабины ПОДСВЕТ ПРИБОРЫ [LCtrl + LAlt + K] [LShift + LCtrl + K] и выключить белое освещение ПОДСВЕТ ПУЛЬТЫ и ПОДСВЕТ АГР ПКП.

Включение АБРИС

Включить выключатель питания АБРИС [RShift + O].

Подготовка ПрПНК

Основные элементы предполетной подготовки ПНК:

1. Ввод исходных данных. По умолчанию исходные данные введены из файла миссии.
2. Контроль введения данных (по обстановке).
3. Выставка ИКВ. По умолчанию происходит точная выставка (ТВ).
4. Коррекция курса (при необходимости).

После включения ПрПНК происходит самотестирование и запуск подсистем ПрПНК. Время готовности к работе ДИСС составляет около 150 секунд. До этого момента путевая скорость на ИЛС не отображается.

Если предполетная подготовка ПрПНК проводится одновременно с выставкой ИКВ, то перед включением ИКВ следует сначала на ПВИ задать, если требуется, нажатием одной из кнопок, нормальную (НВ) или точную с гирокомпасированием (ТВ) выставку ИКВ, (ускоренная выставка не задается).

В общем случае, если не требуется редактирование плана полета, заданного в миссии, следует перейти к следующему пункту подготовки – [Выставка ИКВ](#).

Процедура редактирования плана полета (маршрута) представлена ниже.

При необходимости отредактировать существующий или ввести в ПНК новый план полета, необходимо первоначально составить его в АБРИС.

Ввод координат навигационных точек в ПНК

1. На АБРИС загрузить требуемый план полета, который необходимо запрограммировать в ПНК и перейти в режим ШБЖ для считывания координат ППМ.
2. Галетный переключатель ПВИ (влево - [RAIt + V] или вправо - [RAIt + B]) установить в положение ВВОД.
3. На ПВИ включить подрежим ВВОД ППМ (АЭР, ОТ, ОР) нажатием кнопки ППМ (АЭР, ОТ, ОР), при этом включается ее подсвет, на одиночном индикационном окне (ОИТ НОТ) индицируется число ранее запрограммированных точек.
4. Нажать (включить) кнопку с цифрой, соответствующей номеру ППМ (АЭР, ОТ, ОР), при этом номер ППМ индицируется на одиночном индикационном табло ППМ (ОИТ ППМ), а номер АЭР, ОТ, ОР на ОИТ НОТ.
5. На ПВИ произвести ввод координат первой точки с помощью кнопок набора числовой информации.
 - Ввести знак географической широты с помощью кнопки 0 «+» или 1 «-» (вся территория, смоделированная в игре, имеет положительный знак широты и долготы). Знак «+» при наборе не отображается.
 - Последовательно ввести цифры географической широты с точностью до десятых секунд. Значение широты индицируется на ВИТ.
 - Ввести знак «+» географической долготы с помощью кнопки 0. Знак «+» при наборе не отображается.
 - Последовательно ввести цифры географической долготы с точностью до десятых секунд. Значение широты индицируется на НИТ.
6. После набора значений широты и долготы загорается подсветка кнопки ВВОД.
7. Убедиться в правильности набора и нажать кнопку ВВОД [RAIt + I].
8. При ошибке набора нажать кнопку СБРОС [RAIt + O] и повторить действия по вводу координат данной точки.
9. Отключить подрежим ВВОД ППМ (АЭР, ОТ, ОР) повторным нажатием кнопки ППМ (АЭР, ОТ, ОР), при этом отключается ее подсвет.
10. В указанном порядке, считывая данные с АБРИС, произвести ввод координат всех требуемых ППМ, АЭР, ОТ и ОР.

В АБРИС координаты любой точки поверхности можно получить, используя курсор в режиме ИНФО (НАВ→КАРТА→ИНФО).

Далее, необходимо установить очередность пролета точек по нижеописанной процедуре.

Смена очерёдности пролёта ППМ

В случае необходимости смены очередности пролета ППМ, формировании нового маршрута или при добавлении нового ППМ в текущий маршрут необходимо выполнить следующие действия:

1. Галетный переключатель на ПВИ установить в положение РАБ.
2. Переключатель ЗК-ЛЗП на ППР (правый пульт) установить в положение ЗК.
3. Нажать кнопку-табло ППМ на ПВИ.
4. Нажать на наборном поле ПВИ кнопку с цифрой номера ППМ, выбранного в качестве первого (исходный пункт маршрута - ИПМ). При этом в ОИТ ППМ высвечивается номер запрограммированного ППМ и координаты.
5. Нажать кнопку ВВОД, исходный ППМ (ИПМ) записывается в ПНК.
6. Аналогичным способом (пункты 4-5) произвести ввод последующих ППМ в порядке очередности. При выборе последующих ППМ, в ОИТ выводятся номера точек, координаты не выводятся.
7. По окончании ввода конечного ППМ (КПМ) выключить кнопку ППМ. Порядок пролета запоминается в ЦВМ-Н.

Выставка ИКВ

ИКВ предназначена для определения:

- Истинного (при гирокомпасировании) или гироскопического (ортодромического) курса;
- Углов крена и тангажа вертолета;
- Составляющих абсолютного ускорения по продольной, поперечной и вертикальной осям вертолета;
- Продольной и поперечной составляющих инерциальной скорости.

Включить выключатель К-041 (на ПВР) [LShift + D].

Принять решение какой вид выставки ИКВ использовать при запуске системы.

Предусмотрены следующие виды подготовки (выставки) ИКВ:

На земле:

- [Ускоренная](#) (происходит автоматически после включения ИКВ на основании запомненных в ЦВМ параметров нормальной или точной с гироскомпасированием выставки ИКВ);
- [Нормальная](#) (кнопка НВ на ПВИ);
- [Точная](#) с гироскомпасированием (кнопка ТВ на ПВИ).

В полете:

- Ускоренная выставка в режиме [повторного запуска](#) (кнопка ПЗ). Повторный запуск происходит относительно истинной вертикали в горизонтальном (в течение не менее 2 мин) полете с учетом координат места вертолета, получаемых в соответствующем режиме счисления из ЦВМ-Н.

Время, затрачиваемое на соответствующую подготовку ИКВ и выходная информация после их проведения приведены в таблице:

Вид выставки	Время, мин	Выдаваемая информация
Ускоренная	3	Крен, тангаж, истинный курс (ИК) из памяти ЦВМ-Н или гироскурс 0°
Нормальная	15	Крен, тангаж, истинный курс (ИК) из памяти ЦВМ-Н или гироскурс 0°, измеренные составляющие абсолютной инерциальной скорости
Точная (с гироскомпасированием)	20	Крен, тангаж, истинный курс (ИК), измеренные составляющие абсолютной инерциальной скорости

Ускоренная выставка ИКВ.

Ускоренную выставку ИКВ производить в следующем порядке.

До включения ИКВ на ПВИ установить галетный переключатель в положение РАВ (влево - [RAIt + V] или вправо - [RAIt + B]). На ППК (пульт контроля) включить выключатели ИКВ [RCtrl + RAIt + I] и ОБОГРЕВ ИКВ [RShift + RAIt + I] (обогрев включать независимо от температуры наружного воздуха при каждом включении ИКВ), на боковом пульте включить питание резервного авиагоризонта РЕЗЕРВ АГ [RShift + N], при этом:

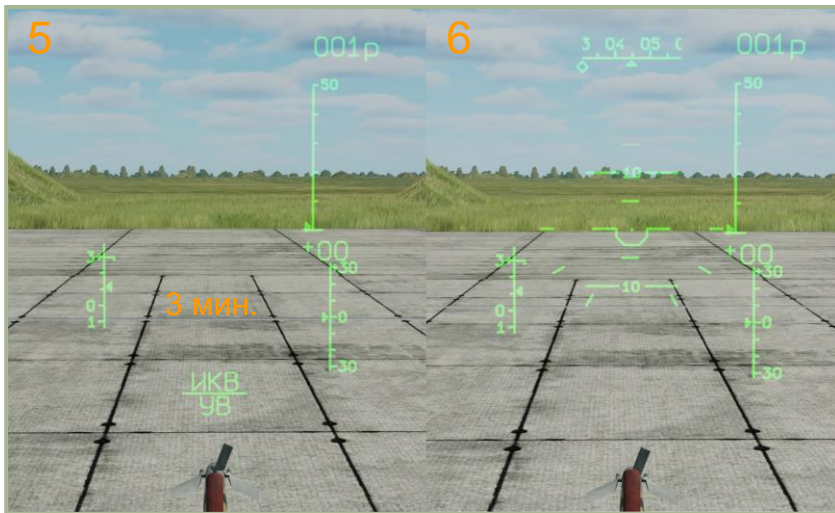
- На ИЛС индицируется символ ИКВ/УВ (если с момента включения выключателя К-041 прошло 3 мин и ручка ЯРКОСТЬ на ИЛС - в рабочем положении);
- На ПНП убираются бленкеры К и Г.

По окончании ускоренной подготовки ИКВ (примерно через 3 мин) на ИЛС

гаснет символ ИКВ/УВ, ИКВ переходит в рабочий режим, при этом:

- На ПНП убирается бленкер КС, индицируется значение курса, запомненного ЦВМ при выключении ПНК;
- На ИКП убирается бленкер АГ, индицируются стояночные крен и тангаж вертолета.





9-1: Ускоренная выставка ИКВ

ПРИМЕЧАНИЕ. Если УВ уже началась, можно во время первого этапа запросить НВ или ТВ, выставка продолжится по запрошенному сценарию. Также можно отменить заказанную НВ во время первого этапа – тогда выставка завершится через три минуты от начала. Начатую ТВ так отменить нельзя.

Процедуры ускоренной и нормальной выставки требуют произвести [коррекцию индицируемого курса](#) на ПНП.

Нормальная выставка ИКВ

Нормальную выставку ИКВ производить до запуска двигателей вертолета в следующем порядке.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Запуск нормальной и точной выставок ИКВ при работающих двигателях, а также прерывание этих выставок раньше необходимого времени не обеспечит правильное счисление координат места вертолѐта. В дальнейшем это повлечѐт некорректные показания скорости, координат и их передачу звену, а также ошибочную работу автопилота по маршруту.

До включения ИКВ на ПВИ установить галетный переключатель в положение РАБ (влево - [RAIt + V] или вправо - [RAIt + B]) и нажать кнопку-табло НВ [RAIt + Y], при этом включается ее подсвет. На ППК (пульт контроля) включить выключатели ИКВ [RCtrl + RAIt + I] и ОБОГРЕВ ИКВ [RShift + RAIt + I], на боковом пульте включить питание резервного авиагоризонта РЕЗЕРВ АГ [RShift + N], при этом:

- На ИЛС индицируется символ ИКВ/УВ;
- На ПНП убираются бленкеры К и Г.

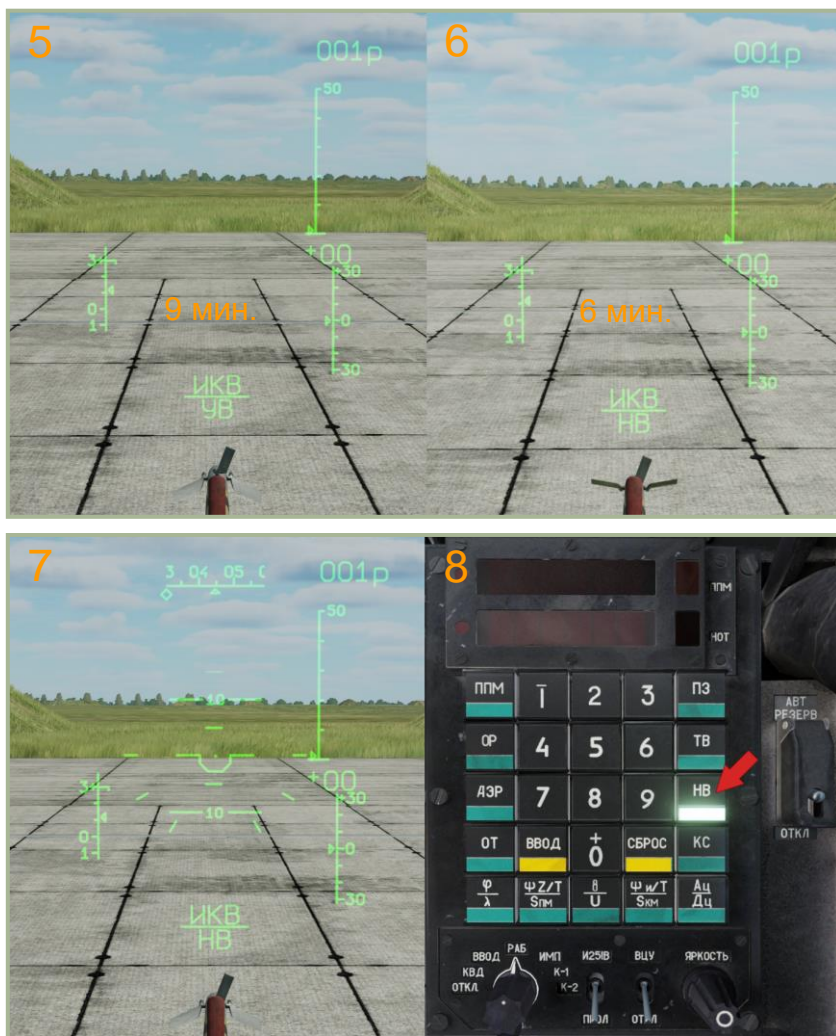
Примерно через 3 мин после включения ИКВ символ ИКВ/УВ на ИЛС заменяется на мигающий символ ИКВ/УВ.

Примерно через 9 мин мигающий символ ИКВ/УВ заменяется на символ ИКВ/НВ. Рассчитываются значения методических погрешностей и угловых скоростей дрейфов гироскопов.

Примерно через 15 мин на ПВИ включается мигающий подсвет кнопки-табло НВ (окончание нормальной подготовки). Отключить кнопку-табло НВ [RAIt + Y], гаснет ее подсвет, ИКВ переходит в рабочий режим, при этом:

- На ИЛС гаснет символ ИКВ/НВ;
- На ПНП убирается бленкер КС, индицируется значение курса, запомненного ЦВМ при выключении ПНК;
- На ИКП убирается бленкер АГ, индицируются стояночные крен и тангаж вертолета.





9-2: Нормальная выставка ИКВ

ПРИМЕЧАНИЕ. Если УВ уже началась, можно во время первого этапа запросить НВ или ТВ, выставка продолжится по запрошенному сценарию. Также можно отменить заказанную НВ во время первого этапа – тогда выставка завершится через три минуты от начала. Начатую ТВ так отменить нельзя.

Процедуры ускоренной и нормальной выставки требуют произвести [коррекцию индицируемого курса](#) на ПНП.

Точная выставка ИКВ

Точную выставку ИКВ производить до запуска двигателей вертолета в следующем порядке.

До включения ИКВ на ПВИ установить галетный переключатель в положение РАБ (влево - [RAlt + V] или вправо - [RAlt + B]) и нажать кнопку-табло ТВ [RAlt + R] на ПВИ, при этом включается ее подсвет.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Не допускается включение кнопки-табло ТВ на ПВИ при включенной ИКВ.

На ППК (пульт контроля) включить выключатели ИКВ [RCtrl + RAlt + I] и ОБОГРЕВ ИКВ [RShift + RAlt + I], на боковом пульте включить питание резервного авиогоризонта РЕЗЕРВ АГ [RShift + N], при этом:

- На ИЛС индицируется символ ИКВ/УВ;
- На ПНП убираются бленкеры К и Г, шкала текущего курса разворачивается на значение примерно 180°.

Примерно через 3 мин после включения ИКВ символ ИКВ/УВ заменяется на мигающий символ ИКВ/ВГП.

Примерно через 12 мин на ИЛС мигающий символ ИКВ/ВГП заменяется на символ ИКВ/ТВ, происходит гироскопирование, шкала текущего курса ПНП устанавливается на значение истинного курса вертолета. Рассчитываются значения методических погрешностей и угловых скоростей дрейфов гироскопов.

Примерно через 20 мин на ПВИ включается мигающий подсвет кнопки-табло ТВ

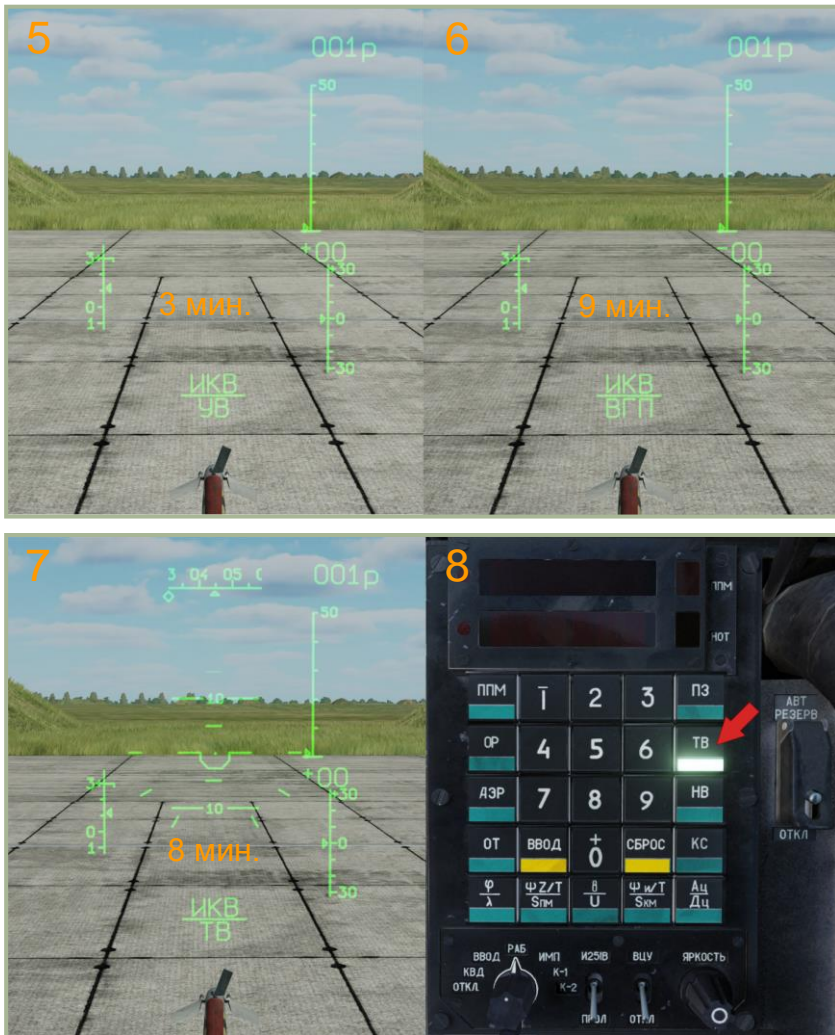
(окончание процесса выставки истинного курса - гироскопирования) после

чего нажать (отключить) кнопку-табло ТВ [RAlt + R] на ПВИ, гаснет ее подсвет, ИКВ переходит в рабочий режим, при этом:

- На ИЛС гаснет символ ИКВ/ТВ;
- На ПНП убирается бленкер КС, индицируется значение истинного курса вертолета;
- На ИКП убирается бленкер АГ, индицируются стояночные крен и тангаж вертолета.

После точной выставки коррекции курса не требуется.





9-3: Точная выставка ИКВ

ПРИМЕЧАНИЕ. Если УВ уже началась, можно во время первого этапа запросить НВ или ТВ, выставка продолжится по запрошенному сценарию. Также можно отменить заказанную НВ во время первого этапа – тогда выставка завершится через три минуты от начала. Начатую ТВ так отменить нельзя.

Точность гиостабилизированной платформы зависит от выбранного режима выравнивания для ИКВ.

До завершения процедуры выставки ИКВ, блокируется возможность активации каналов автопилота КРЕН и ТАНГАЖ.

Повторный запуск ИКВ

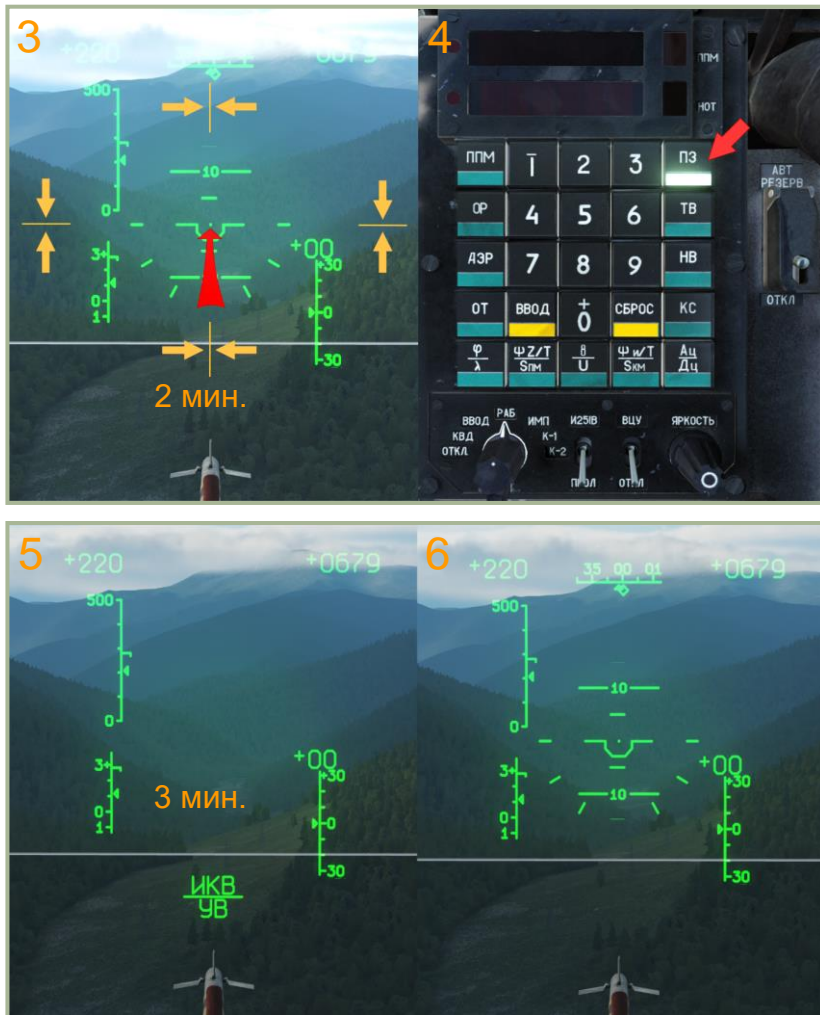
Режим является аварийным и используется для повторного запуска инерциальной курсовертикали после кратковременного отключения электропитания при появлении бленкера КС на ПНП, мигающем символе ОТКАЗ/ИКВ на ИЛС и мигающем под свете кнопки-табло ПЗ (повторный запуск) на ПВИ.

При выполнении режима должен быть обеспечен прямолинейный горизонтальный равномерный полет вертолета в течение не менее 2 мин. Выполняется ускоренная подготовка ИКВ.

Повторный запуск ИКВ включается нажатием кнопки-табло ПЗ на ПВИ.

Режим отключается автоматически после завершения УВ.





9-4: Повторный запуск ИКВ в полёте

Коррекция курса

Коррекция курса проводится, при необходимости, летчиком после окончания цикла ускоренной выставки (не ранее, чем через 2 мин после включения ИКВ) во время подготовок ускоренной (УВ) и нормальной (НВ) выставок.

Предусмотрены следующие способы коррекции курса:

- Коррекция по известному истинному курсу вертолета;
- Коррекция по данным магнитного датчика ИД-6.

На стоянке вертолёта возможна коррекция курса по ЗК и МК.

В полёте возможна только коррекция по МК.

Коррекция курса по ЗК

Порядок коррекции:

- При известном стояночном курсе на ЗМС рукояткой выставить значение с стояночного истинного курса вертолета;
- Переключатель ЗК-ГПК-МК на правом боковом пульте установить в положение ЗК, при этом шкала курсов ПНП развернется на значение истинного курса (повторит значение, выставленное на ЗМС);
- Переключатель ЗК-ГПК-МК установить в положение ГПК;
- Произвести сопоставление курсов ПНП с магнитным компасом КИ-13;
- На ЗМС установить величину магнитного склонения (на случай коррекции в полете по МК).

Стояночный курс вертолёта и величину магнитного склонения можно узнать при замере инструментом "Линейка" на аэродроме или ФАРП, вид карты F10. Так же величина магнитного склонения указана на виде компаса (компасной розы) с истинным и магнитным севером.





9-5: Коррекция курса по ЭК

Коррекция курса по МК

Порядок коррекции:

- Для получения истинного курса на ЗМС выставить величину магнитного-склонения места вертолета;
- Переключатель ЗК-ГПК-МК установить в положение МК, при этом шкала курсов ПНП развернется на значение курса с магнитного датчика ИД-6, исправленное на величину магнитного склонения с ЗМС, т.е. на истинный курс;
- Переключатель ЗК-ГПК-МК установить в положение ГПК;
- Произвести сопоставление курсов ПНП с магнитным компасом КИ-13.




9-6: Коррекция курса по МК

П р и м е ч а н и е. На земле при проведении коррекции по МК возможна ошибочная выставка курса из-за непредвиденного влияния на ИД - 6 различных металлических изделий вблизи вертолета, в т.ч. и в грунте на стоянке.

При коррекции (выставке) курса на стоянке к нулевому значению добавится величина курса, выставленного на ЗМС (режим ЗК) или суммарная величина значения ЗМС (магнитного склонения) и значения магнитного курса с ИД-6 (режим МК). В дальнейшем при движении вертолета при рулении и в полете в режиме ГПК к стояночным показаниям курса на ПНП будут добавляться и суммироваться углы разворота вертолета относительно направления продольной оси вертолета на стоянке, т.е. отслеживаться текущий курс.

Для получения инерциальных скоростей и при гироскопировании требуется высокая точность первоначальной выставки гироскопа в плоскость горизонта с определением и учетом собственных уходов гироскопа и угловой скорости вращения Земли на данной широте. Это достигается только при выполнении нормальной и точной выставке ИКВ, когда вступают в работу цифровые интеграторы.

При ускоренной выставке происходит только коррекция гироскопа по горизонту и курсу, определение инерциальных скоростей не производится.

Включение системы управления оружием

Включить выключатель СУО [LCtrl + LAlt + LShift + D], [LAlt + LShift + D] на боковом пульте.

Включение и проверка АРК

Убедиться, что переключатель каналов АРК [LCtrl + =], [LCtrl + -] установлен в положение, соответствующее частотам ДПРС и БПРС аэродрома вылета, по таблице КАНАЛЫ АРК закрепленной на правой двери кабины. По умолчанию в АРК введены следующие аэродромы: Краснодар, Майкоп, Крымск, Анапа, Сочи, Нальчик, Мин-Воды.

- Переключатель ПРИВОД РС: БЛИЖН – АВТ – ДАЛЬН (центральный пульт, панель управления освещением и речевым информатором) [LAlt + =] установить в положение БЛИЖН (по умолчанию АВТ).
- Переключатель КОМП – АНТ (на пульте АРК) [LCtrl + LAlt +] установить в положение АНТ и прослушать позывные БПРС (раз в 15 секунд).
- Переключатель КОМП – АНТ установить в положение КОМП и убедиться, что стрелка КУР на ПНП указывает направление на БПРС.
- Аналогичным образом проверить настройку АРК на ДПРС, установив переключатель БЛИЖН – АВТ – ДАЛЬН в положение ДАЛЬН.

После проверки установить переключатель БЛИЖН – АВТ – ДАЛЬН в положение АВТ или ДАЛЬН.

Подготовка программы выброса ЛТЦ на УВ-26

Подготовка и проверка УВ-26 производится при наличии наземного электропитания, либо при задействованных генераторах после запуска двигателей. Аппаратура УВ-26 не работает от аккумуляторов.

Набрать, в соответствии с заданием на полет и предполагаемым типом угроз, программу выброса УВ-26, для чего:

- Включить выключатель УВ-26 (пульт контроля, нижняя панель) [LAlt + LShift + C] [LCtrl + LShift + C].
- Переключатель НАЛИЧ – ПРОГР (верхняя панель) [RCtrl +] установить в положение ПРОГР.
- Кнопкой СЕРИЯ [RShift + Insert] набрать количество залпов.
- Кнопкой ЗАЛП [RCtrl + Insert] набрать количество патронов в залпе.
- Кнопкой ИНТЕРВАЛ [RAlt + Insert] задать интервал между залпами.
- Установить переключатель НАЛИЧ – ПРОГР в положение НАЛИЧ для контроля остатка ЛТЦ.

Запуск и опробование двигателей

Подготовка к запуску

Закреть дверь кабины [RCtrl + C].

Проверка указателя температуры выходящих газов двигателей.

Над указателем температуры выходящих газов нажать кнопку НЕ РАБОТ [LAlt + P], при этом стрелки указателя температуры должны установиться на отметке шкал более 800 °C.

Проверка аппаратуры системы пожаротушения.

- Переключатель ОГНЕТУШ – ОТКЛ – КОНТР [LCtrl + LAlt + LShift + Z] [LCtrl + LShift + Z] (пульт правый боковой) установить в положение КОНТР.
- Включить выключатель СИГНАЛИЗ [RAlt + RShift + Z].
- Переключатель КОНТР ИГР – IIГР – IIIГР установить в положение ИГР (кликнуть левой кнопкой мыши по надписи ИГР под переключателем). При исправности системы высветятся табло ПОЖАР ЛЕВ ДВИГ, ПОЖАР ПРАВ ДВИГ, ПОЖАР ГИДРО, ПОЖАР ВЕНТИЛ, ПОЖАР ВСУ (пульт правый боковой), а на приборной доске высветится ЦСО и табло ПОЖАР.
- Отпустить переключатель КОНТР ДАТЧИКОВ в нейтральное положение.
- Выключить и вновь включить выключатель СИГНАЛИЗАЦИЯ, при этом все световые табло должны погаснуть.
- Произвести аналогичным образом проверку II и III групп датчиков. Переключатель КОНТР ИГР – IIГР – IIIГР устанавливать в соответствующее положение левым кликом мыши по надписям над переключателем.
- Установить переключатель ОГНЕТУШ – ОТКЛ – КОНТР в положение ОГНЕТУШ.
- Переключатель БАЛЛОНЫ [RAlt + RCtrl + RShift + Z] [RCtrl + RShift + Z] установить в положение АВТ (первый баллон). При исправности системы светосигнальные табло «1» и «2» над переключателем БАЛЛОНЫ не светятся.

Включить УКВ радиостанцию P-800 выключателем УКВ-2 [LCtrl + LAlt + P] (правый боковой пульт) для связи с руководителем полетов и вертолётами звена.

Проверить исправность речевого информатора, нажав кнопку ПРОВЕРКА – РЕЧЬ [RAlt + RCtrl + V] (пульт контроля), при этом должно быть подано сообщение: «Речевого информатора исправен».

Получив разрешение на запуск, убедиться, что в зоне вращения несущих винтов нет людей и посторонних предметов. В условиях недостаточной видимости включить переключатели КОД АНО [RAlt + L] (верхний пульт) и КОНТУРНЫЕ ОГНИ [RAlt + J] (правый боковой пульт).

Включить выключатель ТОПЛИВОМЕР [LCtrl + LShift + H] (правый боковой пульт).

Запуск ВСУ

Процедура запуска ВСУ.

- Открыть перекрывной кран ВСУ [RAlt + RCtrl + RShift + L] [RCtrl + RShift + L], при этом на панели ВСУ загорается светосигнальное табло КРАН ВСУ ОТКРЫТ.
- Включить подкачивающие насосы переднего и заднего баков выключателями НАСОСЫ БАКОВ – ПЕРЕД [LCtrl + LShift + A], НАСОСЫ БАКОВ – ЗАДН [LCtrl + LShift + D], при этом на САС верхнего пульта загораются табло зеленого цвета уведомляющих сигналов БАК ПЕРЕДНИЙ и БАК ЗАДНИЙ.
- Установить переключатель режима работы ЗАПУСК – ПРОКРУТКА – ЛОЖНЫЙ ЗАПУСК [LAlt + E] в положение ЗАПУСК (панель управления запуском двигателей на левом пульте).
- Установить переключатель двигателей ВСУ – ДВИГ ЛЕВ – ДВИГ ПРАВ – ТУРБОПРИВОД [E] в положение ВСУ (панель управления запуском двигателей на левом пульте).
- Нажать кнопку ЗАПУСК [Home].
- Выход двигателя на режим холостого хода происходит автоматически и контролируется по загоранию табло зеленого цвета ВСУ ВКЛЮЧЕНА (на панели ВСУ).

В процессе запуска контролировать параметры работы ВСУ:

- Заброс температуры выходящих газов (по термометру панели ВСУ) не более 850 С°.
- Время выхода на режим холостого хода (по загоранию табло ВСУ ВКЛЮЧЕНА) – не более 24 секунд.

После выхода ВСУ на режим холостого хода убедиться, что:

- На панели ВСУ высветилось табло зеленого цвета ВСУ ВКЛЮЧЕНА.
- Температура выходящих газов не более 720 С°.
- Включено табло зеленого цвета Р масла ВСУ (нормальное давление масла ВСУ).

Прогрев ВСУ на режиме холостого хода (без отбора воздуха) производится в течение 1 минуты, после чего, убедившись в ее нормальной работе, следует приступить к запуску основных двигателей.

Запуск двигателей

Запуск двигателей производится при работающей ВСУ.

Процедура запуска двигателей:

- Растормозить несущие винты, установив рычаг тормоза винтов [RShift + R] в положение РАСТОРМОЖЕНО (передвинуть вниз).
- Открыть перекрывной кран [RAlt + RCtrl + RShift+ J] [RCtrl + RShift + J] левого двигателя, при этом гаснет табло желтого цвета уведомляющей сигнализации КРАН ЛЕВ ЗАКРЫТ.
- Проконтролировать включение подкачивающих насосов переднего и заднего баков по высвечиванию табло зеленого цвета уведомляющей сигнализации БАК ПЕРЕДНИЙ и БАК ЗАДНИЙ.
- Включить выключатель электронного регулятора левого двигателя [RAlt + RCtrl + Home] [RCtrl + Home] ЭРД ЛЕВ.
- Проконтролировать установку переключателя режима работы ЗАПУСК – ПРОКРУТКА – ЛОЖНЫЙ ЗАПУСК [LAlt + E] в положение ЗАПУСК (панель управления запуском двигателей на левом пульте).
- Установить переключатель двигателей ВСУ – ДВИГ ЛЕВ – ДВИГ ПРАВ – ТУРБОПРИВОД [E] в положение запускаемого двигателя ДВИГ ЛЕВ.
- Нажать на 1-2 с кнопку ЗАПУСК [Home].
- Перевести рычаг стоп-крана левого двигателя [RCtrl + Page Up] в положение ОТКРЫТО, при этом двигатель автоматически выходит на режим малого газа за время не более 60 с.

При достижении нормального давления масла в коробках приводов загорается табло зеленого цвета уведомляющих сигналов Р масла ПРИВОДОВ.

ВНИМАНИЕ! Запрещается запуск двигателей при выключенных подкачивающих топливных насосах.

В процессе запуска контролировать:

- Непрерывность нарастания частоты вращения турбокомпрессора (отсутствие зависания частоты вращения).
- Рост температуры газов.
- Начало страгивания несущих винтов должно произойти при частоте вращения турбокомпрессора не более 25 % (контролировать путем наблюдения за лопастями).
- Отключение воздушного стартера. Происходит при частоте вращения турбокомпрессора (60...65) %, при этом гаснет табло КЛАПАН ЗАПУСКА (панель управления запуском двигателей на левом пульте).
- Рост давления рабочей жидкости в гидросистемах по указателям давления на пульте контроля.

После запуска двигателя проконтролировать частоту вращения несущих винтов на малом газе.

Запустить правый двигатель в той же последовательности, что и первый.

ВНИМАНИЕ! Запрещается устанавливать переключатель двигателей в положение запуска второго двигателя до выхода первого двигателя на частоту вращения

малога газа. Работа при частоте вращения несущих винтов в диапазоне 54...62 % запрещается.

После запуска двух двигателей проконтролировать частоту вращения несущих винтов на малом газе, при этом не допускается уменьшение частоты вращения несущих винтов ниже 62 %. Это требование выполнять перемещением РРУД вверх, в сторону положения АВТОМАТ, обеспечив частоту вращения винтов 62...70 %.

Выключить ВСУ нажатием кнопки ОСТАНОВ ВСУ [End] и закрыть перекрывной кран ВСУ [RAIt + RCtrl + RShift + L] [RCtrl + RShift + L]. При этом должны погаснуть табло уведомляющей сигнализации ВСУ ВКЛЮЧЕНА, КРАН ВСУ ОТКРЫТ и Р масла ВСУ.

Прогрев двигателей вести на режиме малога газа до достижения температуры масла на выходе из двигателей не менее +30 °С и на входе в редукторы не менее -15 °С.

Перевод РРУД в положение АВТОМАТ производить только после прогрева двигателей.

Нештатные ситуации при запуске ВСУ

Запуск прекратить в случаях:

- Через 9 секунд после нажатия кнопки старта не начался рост температуры.
- Замечены отклонения от нормы в работе ВСУ.
- Произошло самопроизвольное выключение ВСУ.

В случае прекращения запуска из-за отсутствия роста температуры газов или при самопроизвольном выключении, перед последующим запуском произвести холодную прокрутку.

Двигатель ВСУ АИ-9К останавливается автоматически при превышении максимально допустимой частоты вращения турбины, при этом на пульте ВСУ включается табло уведомляющей сигнализации ОСТАНОВ ВСУ по п.

Ложный запуск и холодная прокрутка ВСУ

Ложный запуск ВСУ производится для проверки систем ВСУ без зажигания.

Для ложного запуска:

- Проверить включение источников электроэнергии.
- Открыть перекрывной кран ВСУ, включить подкачивающий насос заднего бака.
- Установить переключатель режима работы в положение ЛОЖНЫЙ ЗАПУСК, а переключатель двигателей панели запуска в положение – ВСУ.
- Нажать кнопку ЗАПУСК.

- Через 15 секунд после начала запуска нажать на кнопку ОСТАНОВ ВСУ.

После проведения ложного запуска для удаления топлива из камеры сгорания необходимо произвести холодную прокрутку.

Холодная прокрутка ВСУ производится для продувки камер сгорания от топлива после неудавшегося запуска или после ложного запуска.

Для холодной прокрутки:

- Проверить включение источников электроэнергии.
- Открыть перекрывной кран ВСУ.
- Включить подкачивающий насос заднего бака.
- Установить переключатель режима работы двигателей на панели запуска в положение ПРОКРУТКА, а переключатель двигателей в положение ВСУ.
- Нажать кнопку ЗАПУСК.
- Через 15 секунд нажать на кнопку ОСТАНОВ ВСУ.

Длительность ложного запуска и холодной прокрутки должна составлять не более 15 секунд, для чего на 15-ой секунде после нажатия на кнопку запуска необходимо нажать и отпустить кнопку ОСТАНОВ ВСУ для прекращения подачи топлива.

Нештатные ситуации при запуске двигателей

Запуск двигателя прекратить закрытием СТОП-КРАНА с последующим нажатием кнопки прекращения запуска СТОП ЗАПУСК в следующих случаях:

- Не начинают вращаться несущие винты при достижении частоты вращения турбокомпрессора 25 %.
- Не растет температура газов и частота вращения турбокомпрессора (нет воспламенения топлива).
- Температура газов возрастает больше максимально допустимой.
- Зависание частоты вращения турбокомпрессора продолжительностью свыше 3 секунд.
- Двигатель не вышел на частоту вращения малого газа через 60 секунд после начала запуска.
- Давление масла на входе в двигатель, вышедшего на режим малого газа менее 2 кг/см².
- Нет давления рабочей жидкости в гидросистемах.
- При выходе турбокомпрессора на частоту вращения 66-67 % не погасло табло КЛАПАН ЗАПУСКА на панели запуска.

Повторный запуск двигателя после неудавшегося запуска разрешается производить после полной остановки турбокомпрессора и устранения причин неудавшегося запуска. Перед повторным запуском выполнить холодную прокрутку.

Ложный запуск и холодная прокрутка двигателей

Ложный запуск основных двигателей производится для проверки работы систем, участвующих в запуске, в том же порядке, как и обычный, но без поджига топлива.

Для ложного запуска:

- Затормозить несущие винты.
- Включить подкачивающий насос топливной системы запускаемого двигателя, открыть перекрывной кран и СТОП-КРАН запускаемого двигателя.
- Установить переключатель режима работы панели запуска в положение ЛОЖНЫЙ ЗАПУСК.
- Установить переключатель двигателей панели запуска в положение запускаемого двигателя (левый или правый).
- Нажать кнопку ЗАПУСК.

В процессе ложного запуска контролировать:

- Давление масла в двигателе должно быть не менее 0,5 кг/см².
- Частота вращения ротора турбокомпрессора не должна быть менее 20 %.

После проведения ложного запуска необходимо провести холодную прокрутку.

Холодная прокрутка основного двигателя производится аналогично ложному запуску, но с закрытым СТОП-КРАНОМ для продувки камеры сгорания от топлива, попавшего в камеру при ложном запуске, или после неудавшегося запуска.

Для холодной прокрутки:

- Затормозить несущие винты.
- Открыть перекрывной кран, включить подкачивающий насос запускаемого двигателя. СТОП-КРАН запускаемого двигателя должен быть закрыт (опущен вниз).
- Установить переключатель режима работы панели запуска в положение ПРОКРУТКА.
- Установить переключатель двигателей панели запуска в положение запускаемого двигателя (левый или правый).
- Нажать кнопку ЗАПУСК.

В процессе холодной прокрутки контролировать:

- Давление масла в двигателе должно быть не менее 0,5 кг/см².
- Частота вращения ротора турбокомпрессора не должна быть менее 20 %.

Предполетное опробование

Опробование двигателей производить после прогрева на режиме малого газа.

Проверка работоспособности ПЗУ двигателей

Проверку ПОС производить при температуре наружного воздуха менее 5 °С.

Установить рычаг общего шага до упора вниз (минимальный шаг). Установить РРУД в положение АВТОМАТ (нажать два раза [Page Up] из положения МАЛЫЙ ГАЗ). Установить выключатель ПОС ДВИГ – ОТКЛ – ПЗУ [LAlt + I] в положение ПОС ДВИГ, при этом на верхнем пульте должны загореться табло уведомляющей сигнализации ПОС ЛЕВ ДВИГ и ПОС ПРАВ ДВИГ. Температура газов перед турбиной не должна увеличиться более чем на 60 °С, увеличение частоты вращения турбокомпрессоров возможно не более чем на 2 %.

Выключить ПОС двигателей, при этом табло погаснут.

Проверить работоспособность ПЗУ двигателей.

Выключатель ПОС ДВИГ – ОТКЛ – ПЗУ [LAlt + I] установить в положение ПЗУ. При этом должны загореться табло ПЗУ ЛЕВ ДВИГ и ПЗУ ПРАВ ДВИГ. Температура газов перед турбиной не должна увеличиться более чем на 30 °С, увеличение частоты вращения турбокомпрессоров возможно не более чем на 0,5 %.

Выключить ПЗУ двигателей, при этом табло погаснут.

Проверка работы контура ТК и СТ ЭРД

Проверить работу контура турбокомпрессора электронных регуляторов двигателей (ТК ЭРД), для чего:

- Открыть колпачок и установить переключатель КОНТР. ЭРД ТК [RCtrl + RShift + End] [RAlt + RShift + End] в положение ТК.
- РРУ проверяемого двигателя установить на верхний упор (максимал).
- Увеличить общий шаг для уменьшения частоты вращения несущих винтов до 86...87 %, при этом на верхнем пульте загорается светосигнальное табло желтого цвета ОГРАН РЕЖ ЛЕВ или ОГРАН РЕЖ ПРАВ.
- Частота вращения турбокомпрессора должна установиться на 4 % меньше расчетного максимального значения.

Установить переключатель КОНТРОЛЬ ЭРД ТК в положение РАБОТА и закрыть колпачком, при этом табло ОГРАН РЕЖ ЛЕВ или ОГРАН РЕЖ ПРАВ погаснут.

Внимание! Не увеличивать режим работы двигателя до отрыва вертолёта от земли.

Проверить работу контура свободной турбины электронных регуляторов двигателей (СТ ЭРД), для чего:

- РРУ двигателей установить в положение МАЛЫЙ ГАЗ.
- Откинуть колпачок и установить переключатель КОНТР. ЭРД [LCtrl + LShift + End] [LAlt + End] в положение СТ-1.
- РРУ двигателей из положения МАЛ ГАЗ увеличить обороты до срабатывания аварийных табло превышения оборотов двигателей «п ст ПРЕД ЛЕВ ДВИГ» и «п ст ПРЕД ПРАВ ДВИГ». Срабатывание аварийных табло должно происходить при частоте вращения несущих винтов около 86 %. Одновременно выдаются речевые сообщения «Раскрутка турбины левого двигателя» и «Раскрутка турбины правого двигателя».
- Перемещением РРУД уменьшить частоту вращения несущих винтов на 5...7 %, при этом табло должно продолжать гореть.
- Переключатель КОНТР. ЭРД установить в положение РАБОТА, табло должно погаснуть.
- РРУ двигателей установить в положение МАЛЫЙ ГАЗ.
- Переключатель КОНТР. ЭРД установить в положение СТ-2 и выполнить все проверки аналогично описанной выше процедуре.

После проверки переключатель КОНТР. ЭРД установить в положение РАБОТА (среднее положение) и закрыть колпачком.

Кнопки РТ-12-6 ЛЕВ и ПРАВ снижают порог контроля регуляторов температуры для проверки работоспособности работы ЭРД. При нажатии автоматически отключаются контуры ТК ЭРД, при этом, если температура газов была не менее 850 °С, а частота вращения составляла не менее 87 %, то температура газов снизится на 30 °С или более, а частота вращения турбокомпрессора упадет до 84 % от максимального значения.

Проверка диапазона перенастройки НВ

Проверить диапазон перенастройки частоты вращения НВ, для чего при положении рычага ОШ на нижнем упоре и РРУ обоих двигателей в положении АВТОМАТ переключатель перенастройки на рукоятке ОШ из положения НОМИНАЛ в положение НИЗК [RAlt + Num-]. Убедиться, что после этого равновесная частота вращения уменьшается примерно на 5 %.

После проверки установить переключатель частоты вращения НВ в положение НОМИНАЛ [RAlt + Num+]. При этом частота вращения возрастает до номинального уровня.

Проверка работы органов управления и гидросистем

Проверить работу органов управления и гидросистем:

- Поочередно отклоняя ручку ППУ, педали и рычаг ОШ (не более 1/3 хода) убедиться в работоспособности органов управления.
- По показаниям манометров гидросистем убедиться, что при перемещении органов управления, давление в гидросистемах составляет 65...80 кг/см².
- Отключить основную гидросистему, для чего установить переключатель ГИДРОСИСТ ОСН ОТКЛ [LCtrl + LAlt+ LShift + H] [LAlt + LShift + H] в положение ОСН ОТКЛ (вверх). При этом загораются табло зеленого цвета КЛАПАН 1 ГИДРО и КЛАПАН 2 ГИДРО уведомляющей сигнализации, а на табло УСТ высвечивается тест ОСНОВНАЯ ГИДРО.
- Установить переключатель ГИДРОСИСТ ОСН ОТКЛ в положение ВЫКЛ. При этом погаснут указанные табло.
- Проверить давление в аварийном гидроаккумуляторе, которое должно быть таким же, как и в основной гидросистеме.

Отключение аэродромного источника питания

Отключение аэродромного источника питания.

- При установленных РРУ двигателей в положение АВТОМАТ включить генераторы ТОК ГЕН. ПРАВ и ТОК ГЕН. ЛЕВ [LCtrl + LShift + U] [LCtrl + LShift + Y] (на пульте правом боковом).

Указанный порядок действий до отключения аэродромного источника питания обязательен, чтобы не допустить перерыва в электроснабжении ИКВ переменным током.

- Выключить выключатели АЭР ПИТ, =ТОК АЭР ПИТ. Дать команду наземной службе на отключение кабеля наземного электропитания (галетный переключатель панели Радио должен находиться в положении НОП). Проконтролировать отключение по докладу наземного персонала.
- Установить переключатель ПРЕОБР АВТ – ОТКЛ – РУЧН в положение АВТ, при этом табло ПРЕОБРАЗ должно отключиться.



10

**ВЫПОЛНЕНИЕ
ПОЛЕТОВ**

10. ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТОВ

Общие указания

Ниже даны указания и рекомендации по выполнению всех видов и элементов полета при исправной работе систем и оборудования.

При изложении указаний и рекомендаций приведены только основные действия летчика. Особое внимание обращено на выполнение элементов полета и контроль параметров, при отклонении от которых возможен выход за пределы установленных ограничений.

Все полеты на вертолёте выполняются с включенным автопилотом, что облегчает пилотирование на всех режимах полета. Тем не менее, полеты могут выполняться также и без включенного автопилота в случае отказа или в учебных целях. Вертолёт в пилотировании без автопилота достаточно прост и доступен для полетов.

Основной способ пилотирования вертолёта по приборам – по авиагоризонту и индикации ИЛС.

Изменения высоты полета следует производить рычагом ОШ, ручкой ППУ удерживая неизменным тангаж (по ИКП или ИЛС), соответствующий заданной скорости. Изменение скорости полета следует производить изменением тангажа.

Подготовка к вырубиванию и руление

Убедиться по приборам в нормальной работе двигателей, несущей системы, агрегатов и систем вертолёта, в отсутствии свечения аварийных табло САС и сигналов на УСТ системы ЭКРАН. Уведомляющие сигналы должны информировать о нормальной работе систем.

Ручки раздельного управления двигателями должны находиться в положении АВТОМАТ.

В случае взлета с ВПП базового аэродрома запросить и получить у РП разрешение на вырубивание.

Включить на пульте ППР каналы автопилота:

- **К** – крен [LShift + B].
- **Т** – тангаж [LShift + P].
- **Н** – направление [LShift + H].

Включить выключатели системы аварийного покидания. Для этого открыть крышку выключателей (красно-черная зебра) [RAlt + RCtrl + RShift + E] и включить три выключателя АВАР ПОКИДАН ([RAlt + RShift + E] [RAlt + RShift + R] [RAlt + RShift + T]).

Разарретировать резервный авиагоризонт.

Выруливание

Для выполнения руления:

- Убедиться что на пути руления нет препятствий и посторонних предметов, растормозить колеса шасси.
- Увеличить общий шаг НВ на четверть хода и плавным отклонением ручки ППУ «от себя» начать движение.

Скорость руления регулировать отклонением ручки ППУ, рычагом ОШ и тормозами колес, ориентируясь по земле.

Руление производить по твердой поверхности со скоростью до 15 км/ч и при скорости ветра не более 20 м/с.

Для останова вертолёта при рулении необходимо ручку ППУ установить нейтрально и уменьшить общий шаг, применяя тормоза. При отказе тормозов или в случае экстренного торможения допускается производить торможение отклонением ручки ППУ «на себя» с увеличением общего шага вплоть до зависания. При этом необходимо контролировать вертолёт ручкой ППУ во избежание опрокидывания на хвост.

В условиях ограниченной видимости следует включить контурные огни, АНО, проблесковый маяк.

Руление

Развороты на рулении выполнять плавным одновременным отклонением педали и ручки ППУ в сторону разворота, не допуская кренения в сторону разворота более 5° и разворотов на повышенной скорости.

ВНИМАНИЕ! Запрещается руление назад и развороты на месте относительно одного колеса.

При рулении с боковым ветром вертолёт имеет тенденцию к развороту против ветра, для ее устранения необходимо не парировать естественное кренение по ветру до величины 5°.

Руление по мягкому грунту или снегу следует производить с особой осторожностью, со скоростью не более 5 км/ч. Чтобы передние колеса не зарывались, необходимо ручкой ППУ и рычагом ОШ поддерживать вертолёт от зарывания.

Взлет и набор высоты

Взлет производится одним из двух способов:

- По-вертолётному – без разбега, с отрывом по вертикали и последующим разгоном поступательной скорости.
- По-самолетному – с разбегом до скорости, необходимой для отрыва.

Способ взлета выбирают в зависимости от характера площадки (размеров, состояния, высоты расположения), метеоусловий и загрузки вертолёта. Взлет производится, как правило, против ветра.

Перед полетом, для проверки работы силовой установки, системы управления, центровки и определения возможностей взлета по вертолётному в данных атмосферных условиях выполняется контрольное висение на высоте 2...10 м.

Контрольное висение

Для выполнения вертикального взлета и висения необходимо:

- Установить вертолёт против ветра и проругить 2-3 метра для ориентирования колес, после чего затормозить колеса.
- Проверить величину угла тангажа.
- Убедиться, что показания приборов в норме.
- Осмотреть пространство в секторе взлета и запросить разрешение на взлет у РП.
- Получив разрешение, растормозить колеса, плавным увеличением общего шага набрать заданную высоту висения, удерживая вертолёт от разворотов и кренов.
- Снять нагрузку с органов управления триммерным механизмом [Т]. В случае использования джойстика без технологии Force Feedback, после нажатия кнопки триммирования перевести ручку джойстика в нейтральное положение.
- Заданную высоту висения выдерживать плавным изменением общего шага с контролем по РВ и визуально, развороты выполнять плавным отклонением педалей в сторону разворота, удерживая вертолёт от перемещения ручкой ППУ.
- Смещение вертолёта контролировать по земле.

Вертолёт на висении обладает флюгерной устойчивостью и стремится развернуться против ветра, поэтому при вращении с полностью отклоненной педалью необходимо учитывать, что если в первой половине разворота вертолёт неохотно разворачивается, то во второй половине разворота возникает энергичное увеличение темпа разворота, который зависит от скорости ветра.

При выполнении контрольного висения проверить:

- Совместную работу двигателей на режиме, обеспечивающем висение на заданной высоте.
- Управление вертолётном. При отклонении органов управления вертолёт выполняет соответствующие эволюции, при этом запасы путевого управления достаточны.
- Центровку вертолёта – по положению ручки ППУ (джойстика) после балансировки вертолёта на висении. При средней центровке в штиль ручка

ППУ должна находиться в среднем положении, при этом триммерные механизмы должны находиться в нейтральном положении.

- Стабилизацию режима ВИСЕНИЕ. Для этого на высоте не менее 4 м сбалансировать вертолёт, затриммировать [T] и включить режим нажатием кнопки ВИСЕНИЕ [LAlt + T], при этом включится табло ВИСЕНИЕ, а на приборе ПНП стрелки займут перпендикулярное положение, их отклонение будет соответствовать смещению вертолёта. После проверки - выключить режим, уточнить нулевое положение шкалы тангажа на ИКП [LAlt + LShift + ,] [LAlt + LShift + .].
- Возможность взлета по-вертолётному в данных атмосферных условиях.

Если при выполнении контрольного висения вертолёт не достигает заданной высоты висения, необходимо произвести посадку для уменьшения взлетной массы.

Взлет по-вертолётному с использованием эффекта воздушной подушки

Взлет выполнять в случае, если вертолёт устойчиво висит на высоте не менее 2 метров от земли при взлетном режиме двигателей.

Для выполнения взлета необходимо:

- Выполнить контрольное висение на высоте 2...3 м.
- Убедиться, что показания приборов нормальные, снизиться до высоты 1 м.
- Плавным отклонением ручки ППУ «от себя» перевести вертолёт в разгон с одновременным увеличением мощности двигателей до взлетной (в случае имеющегося запаса), для предотвращения просадки вертолёта.
- Разгон выполнять в зоне воздушной подушки с постепенным набором высоты с таким расчетом, чтобы на высоте 15 м скорость по прибору составляла 90...100 км/ч.
- Дальнейший разгон выполнять с небольшим набором высоты.

Взлет по-вертолётному без использования эффекта воздушной подушки

Взлет выполнять в том случае, если вертолёт устойчиво висит на высоте не менее 10 м, превышающей высоту препятствий в направлении взлета, при режиме работы двигателей вплоть до взлетного.

Для выполнения взлета необходимо:

- Выполнить контрольное висение на высоте не менее 10 м.

- Убедиться, что показания приборов нормальные, а высота достаточная для взлета по-вертолётному.
- Плавным отклонением ручки ППУ «от себя» перевести вертолёт в разгон с одновременным увеличением мощности двигателей, для предотвращения просадки вертолэта.
- Если парировать снижение (просадку вертолэта) увеличением общего шага до взлетной мощности не удастся, необходимо отклонением ручки ППУ «на себя», увеличить тангаж для уменьшения темпа разгона и предотвращения просадки.

Взлет по-самолетному

Взлет выполнять в случае, если вертолёт устойчиво висит на высоте не менее 1 м при режиме работы двигателей вплоть до взлетного, а состояние грунта и размеры площадки позволяют выполнить разбег и последующий разгон в зоне влияния воздушной подушки.

Для выполнения взлета необходимо:

- Выполнить контрольное висение.
- После контрольного висения плавно приземлить вертолёт.
- Плавным отклонением ручки ППУ «от себя» с одновременным увеличением мощности двигателей вплоть до взлетной выполнить разбег вертолэта с максимально возможным темпом (с углом тангажа не более -10°). Колеса основного шасси при этом могут отделиться от земли.
- На скорости 30...40 км/ч незначительными движениями ручки ППУ «на себя» отделить вертолёт от земли.
- После отрыва вертолэта разгон выполнять с постепенным набором высоты, довести скорость вертолэта до 100...120 км/ч и перевести в набор высоты на заданной скорости.

Особенности взлета

При взлете с боковым ветром следует отклонить ручку ППУ в сторону против ветра для устранения сноса в момент отрыва, с одновременным отклонением педали в противоположную сторону для предотвращения разворота вертолэта. Величина отклонения органов управления зависит от силы ветра и определяется при балансировании вертолэта до отрыва.

При выполнении взлетов и посадок на пыльных или заснеженных площадках вертолёт создает вокруг себя пыльные или снежные вихри, которые ухудшают видимость.

Взлеты и посадки на запыленных площадках проводятся с включенным ПЗУ двигателей.

Перед взлетом рекомендуется струей от несущих винтов раздуть пыль вокруг вертолёта.

Набор высоты

Набор высоты производится в соответствии с установленной схемой полетов для данного аэродрома.

После взлета и перехода в набор высоты установить заданный режим полета, снять триммером нагрузку с органов управления и выполнить полет в заданную зону или по маршруту.

Набор высоты производить на номинальном режиме работы двигателей и наивыгоднейшей скорости, при необходимости использовать взлетный режим и режим ниже номинального.

В полете не допускать падения частоты вращения НВ ниже минимального допустимой. При частоте ниже 85 % загорается табло «зебра» в проблесковом режиме.

Набрав заданную высоту полета, перевести вертолёт в горизонтальный полет, установить ручкой ППУ заданную скорость, а рычагом ОШ - режим работы двигателей, соответствующий скорости полета. Нагрузку с органов управления снять триммерными механизмами, включить режим стабилизации высоты.

Горизонтальный полет и переходные режимы

Горизонтальный полет в зависимости от полетной массы и высоты полета производится в диапазоне разрешенных скоростей. Длительные полеты по маршруту рекомендуется выполнять на крейсерских скоростях.

Рекомендуемые скорости полета по кругу 160...200 км/ч.

Стабилизацию барометрической высоты разрешается включать в горизонтальном полете на высотах более 50 м. Для изменения высоты полета более чем на 100 м отключить на ППР канал стабилизации высоты нажатием кнопки-табло В [LShift + A] и после занятия заданной высоты включить этот канал (при этом кнопка-табло должна загореться).

Полет по кругу визуально

Полет по кругу выполняется на высотах, скоростях и способом в соответствии с инструкцией по производству полетов на данном аэродроме (площадке). На площадках, не оборудованных радиотехническими средствами - полет выполнять визуально по наземным ориентирам и расчету времени с использованием, как правило, стрелки ЗПУ на ПНП в ручном режиме (установить переключатель ЗПУ [LCtrl + H] в положение РУЧН).

После взлета на высоте 40 м при достижении скорости 120 км/ч, убедившись в нормальной работе силовой установки и систем вертолёта, убрать шасси.

Набор высоты производить на скорости 120...140 км/ч с заданной вертикальной скоростью 3...5 м/с. В наборе высоты с курсом взлета на высоте 100...150 м выполнить первый разворот влево (вправо) на 90°. На высоте круга при скорости 160 км/ч перевести вертолёт в горизонтальный полет, нагрузки с органов управления снять триммерными механизмами [Т].

После установления режима горизонтального полета выполнить второй разворот на курс, обратный посадочному.

Третий разворот выполнить в режиме горизонтального полета на 90°, установить скорость 120...140 км/ч, выпустить шасси и запросить разрешение на посадку (при наличии РП).

После разворота установить скорость 120...140 км/ч, перевести вертолёт на снижение с вертикальной скоростью 3...4 м/с и выполнить 4-й разворот; выход из разворота осуществить на высоте не менее 100 м.

На посадочном курсе выдерживать такую вертикальную скорость, чтобы вертолёт снижался в расчетную точку посадки. При посадке по-вертолётному (основной способ) расчетная точка выбирается за 50...100 метров до точки приземления.

На удалении 400...500 м до точки приземления и высоте 50...70 м начать плавное гашение скорости.

Перед посадкой проверить положение шасси (выпущено).

Переходные режимы полета

Стабилизацию барометрической высоты разрешается включать в горизонтальном полете на высоте более 50 м. Для изменения высоты в режиме стабилизации высоты нажать гашетку стопора рычага ОШ и удерживать ее в процессе всего маневра, а по достижении заданной высоты отпустить. После этого будет поддерживаться новая высота.

Для перехода с режима вертикального набора высоты на висение - плавным движением рычага ОШ вниз прекратить набор высоты. Отклонение от заданной высоты висения устранять плавным движением рычага ОШ.

Для перехода с режима висения на вертикальное снижение в ручном режиме уменьшить общий шаг настолько, чтобы вертикальная скорость на высотах более 10 м не превышала 3 м/с.

Для перехода с режима висения в горизонтальный полет - отклонением ручки ППУ «от себя» создать тангаж, соответствующий заданному темпу разгона, одновременно рычагом ОШ удерживать вертолёт на заданной высоте. При достижении заданной скорости отклонением ручки ППУ установить тангаж, соответствующий этой скорости.

Для разгона вертолёта в горизонтальном полете плавно отклонить ручку ППУ от себя с одновременным увеличением общего шага. Высоту полета выдерживать рычагом ОШ. Если для выдерживания заданной высоты мощность двигателей

использована полностью (произошло уменьшение частоты вращения НВ, сработала сигнализация падения частоты вращения НВ), необходимо отклонением ручки ППУ «на себя» уменьшить темп разгона увеличением тангажа с одновременным уменьшением ОШ до восстановления частоты вращения НВ до заданной. От разворотов и кренов удерживать вертолёт соответствующими отклонениями ручки ППУ и педалей.

Для торможения в горизонтальном полете плавным отклонением ручки ППУ «на себя» создать тангаж для обеспечения заданного темпа уменьшения скорости до заданной величины. Высоту полета поддерживать рычагом ОШ.

Для перехода с горизонтального полета на висение на той же высоте плавным отклонением ручки ППУ «на себя» установить соответствующий тангаж и произвести торможение вертолётa с заданным темпом. Тенденцию вертолётa к набору высоты или снижению парировать соответствующим отклонением рычага ОШ, а стремление к развороту и кренению – отклонениями педалей и ручки ППУ.

Для перехода с горизонтального полета на моторное планирование - плавно отклонить рычаг ОШ вниз до получения заданной вертикальной скорости, при этом ручкой ППУ сохранять величину тангажа, контролируя неизменность скорости полета.

Для перехода с режима моторного планирования в горизонтальный полет - плавным движением рычага ОШ погасить вертикальную скорость, перевести вертолёт в горизонтальный полет.

Для перехода с режима моторного планирования в режим висения - отклонить ручку ППУ «на себя» для создания заданного тангажа и начать торможение. Вертикальную скорость уменьшать плавным отклонением рычага ОШ вверх до полного зависания вертолётa, а ручкой ППУ полностью погасить поступательную скорость полета и установить ручку в балансировочное положение для висения.

При переходе с режима набора высоты в горизонтальный полет ручкой ППУ установить тангаж для обеспечения заданной скорости, а рычагом ОШ удерживать заданную высоту полета.

Переход с горизонтального полета в набор высоты выполнять плавным увеличением общего шага с одновременным удерживанием ручкой ППУ неизменного тангажа.

При выполнении переходных режимов полета отклонение ручки ППУ и рычага ОШ производить на такую величину и с таким темпом, чтобы не допускать уменьшения частоты вращения НВ ниже минимально допустимых и увеличения выше максимально допустимых.

Возникающие при выполнении переходных режимов усилия на органах управления снимать триммерными механизмами, а тенденции отклонения по крену, тангажу и направлению устранять соответствующими отклонениями ручки ППУ и педалей.

Снижение

На вертолётe применяются следующие режимы снижения:

- Снижение с работающими двигателями и поступательной скоростью.



- Вертикальное снижение с работающими двигателями.
- Снижение в режиме самовращения несущих винтов (авторотации).

Снижение с работающими двигателями и поступательной скоростью по наклонной траектории является основным видом снижения.

Перед заходом на посадку, в горизонтальном полете получить разрешение на посадку у РП и установить на барометрическом высотомере давление аэродрома (площадки) посадки.

На скоростях ниже 50 км/ч не превышать скорость снижения более 5 м/с для предотвращения ввода вертолѐта в режим «вихревого кольца».

Снижение с работающими двигателями и поступательной скоростью

Для выполнения снижения:

- Установить тангаж, соответствующий заданной скорости (не менее 70 км/ч). Рекомендуемая поступательная скорость 120...140 км/ч.
- Установить общий шаг несущих винтов, соответствующий заданной вертикальной скорости, при этом не допуская раскрутки НВ выше допустимых оборотов. Допускается кратковременный (до 20 с) заброс частоты вращения в пределах 91...98 %.
- На заданной высоте перевести вертолёт в горизонтальный полет.

Вертикальное снижение с работающими двигателями

Вертикальное снижение с работающими двигателями разрешается:

- На высотах ниже 10 м до земли во всех случаях.
- На высотах от 200 м до 10 м в случае невозможности снижения с поступательной скоростью или в случае выполнения боевых задач.

При этом снижение необходимо производить с вертикальной скоростью не более 3 м/с. Вертикальное снижение в непосредственной близости от земли выполнять (по возможности) против ветра, не допуская смещений и разворотов вертолёт к моменту приземления.

Для выполнения вертикального снижения необходимо:

Зависнуть на заданной высоте.

Плавно уменьшить общий шаг НВ с таким расчетом, чтобы вертикальная скорость не превышала 3 м/с.

При увеличении вертикальной скорости более 3 м/с плавно увеличить общий шаг во избежание попадания в режим «вихревого кольца».

Если вертикальная скорость непреднамеренно увеличилась более 5 м/с - необходимо отклонить ручку ППУ «от себя» и немного уменьшить общий шаг, чтобы придать вертолёту поступательную скорость, произведя впоследствии торможение при выходе из опасного режима.

При приближении к земле с высоты 10 м плавно увеличить общий шаг с уменьшением вертикальной скорости и произвести плавное приземление.

Контроль за снижением производить по земле, не допуская смещений вертолёт к моменту приземления.

Снижение вертолёта в режиме самовращения несущих винтов

Снижение на режиме, близком к самовращению несущих винтов, выполняется на режиме минимальной мощности двигателей:

- В учебных целях, для имитации отказа в полете двух двигателей.
- При необходимости экстренного снижения. Вертикальная скорость в зависимости от полетной массы и скорости полета составляет 13...16 м/с. Наименьшая вертикальная скорость снижения достигается при поступательной скорости 130 км/ч.

Для выполнения снижения:

- В горизонтальном полете установить скорость, на которой будет выполняться снижение, сбалансировать вертолёт и снять нагрузки с органов управления триммерным механизмом.
- Уменьшить общий шаг НВ до минимального, не допуская перераскрутки НВ.
- Перевести РРУ обоих двигателей в положение МАЛЫЙ ГАЗ, повторно подкорректировать рычагом ОШ частоту вращения НВ, которая на установившемся снижении должна быть в пределах 86...90 %. Развороты на снижении выполнять с креном не более 30°.
- На высоте не менее безопасной перевести РРУ обоих двигателей в положение АВТОМАТ, начать вывод вертолёта из режима снижения, сохраняя частоту вращения НВ в пределах 86...90 %.

ВНИМАНИЕ! Эффективность путевого управления при малой величине общего шага и большой частоте вращения снижается, поэтому уменьшение поступательной скорости на самовращении менее 100 км/ч не рекомендуется. Уменьшение путевой управляемости от педалей частично компенсируется соответствующими скольжениями, задаваемыми ручкой ППУ.

Для выполнения снижения вертолёта с большими вертикальными скоростями (в экстренных случаях) после перенастройки в полете частоты вращения НВ с номинальной (89 %) на низкую (84 %):

- В горизонтальном полете установить скорость полета, на которой будет выполняться снижение.
- Минимальная скорость по прибору должна быть не менее 70 км/ч, максимальная - не должна превышать 200 км/ч. Рекомендуемая скорость 120...140 км/ч.
- Изменить равновесную частоту вращения НВ с номинального значения на низкое, для чего в горизонтальном полете переключатель перенастройки ОБОРОТЫ НОМИНАЛ – НИЗК на рукоятке рычага ОШ перевести из положения НОМИНАЛ в положение НИЗК [RAIt + Num-]. При этом равновесная

частота вращения НВ уменьшится до 84 % и загорится светосигнальное табло «зебра».

- Уменьшить общий шаг НВ до минимального, при этом интенсивно увеличивается вертикальная скорость снижения, которая в зависимости от полетной массы, скорости и высоты полета может достигать 15...18 м/с. Частота вращения НВ при снижении несколько увеличивается и составляет 85...86 %. При снижении с высоты более 1000 м, в случае необходимости, следует подкорректировать рычагом ОШ частоту вращения НВ, не допуская их раскрутки более 86 %.
В случае загорания ЦСО и аварийного табло ($V_{\text{max доп}}$), что может иметь место на больших высотах, уменьшить приборную скорость вертолёта. Для выполнения снижения с еще большими вертикальными скоростями необходимо выполнять снижение вертолёта по нисходящей спирали с углами крена в пределах ограничений. Вертикальная скорость снижения в этих случаях может достигать 25...35 м/с.
- Вывод вертолёта из режима снижения производить с учетом запаса высоты, необходимой для погашения вертикальной скорости.
- Вывести вертолёт в горизонтальный полет. Установить номинальное значение частоты вращения НВ, для чего переключатель ОБОРОТЫ НОМИНАЛ – НИЗК на рукоятке рычага ОШ перевести из положения НИЗК в положение НОМИНАЛ с одновременным незначительным увеличением ОШ для уменьшения времени выхода на номинальную частоту вращения НВ 89 %. После этого светосигнальное табло «зебра» должно погаснуть.

Посадка в простых метеоусловиях

Посадка производится одним из следующих способов:

- По-вертолётному, без пробега, с предварительным зависанием над местом приземления и последующим вертикальным снижением до приземления.
- По-самолетному, с приземлением на установленной поступательной скорости и последующим пробегом.

Способ посадки выбирается в зависимости от характера площадки (размеров, состояния, высоты расположения), метеоусловий и загрузки вертолёта. Посадка производится (по возможности) против ветра.

Посадка разрешается при скорости ветра и массе вертолёта, не превышающих ограничений.

Посадка по-вертолётному с использованием эффекта воздушной подушки

Данный способ посадки является основным. Зависание производится в зоне влияния воздушной подушки.

Для выполнения посадки необходимо:

- На предпосадочном снижении (после прохода БПРС) с высоты 70 м плавным отклонением ручки «на себя» создать соответствующий тангаж для уменьшения поступательной скорости с таким расчетом, чтобы на высоте 20...30 м она составляла 40...50 км/ч.
- Дальнейшее уменьшение поступательной и вертикальной скоростей производить так, чтобы вертолёт над заданной точкой произвел зависание на высоте 2...3 м.
- Уменьшением общего шага произвести плавное приземление, перед приземлением не допускать боковых перемещений.
- Убедившись, что вертолёт устойчиво стоит на площадке, уменьшить общий шаг до минимального.

Посадка по-вертолётному без использования эффекта воздушной подушки

Данный способ применяют, как правило, при посадке на площадки ограниченных размеров и с препятствиями, а также на заснеженные и запыленные площадки. Зависание выполняется вне зоны действия воздушной подушки.

Для выполнения посадки необходимо:

- На предпосадочном снижении (после прохода БПРС) с высоты 70 м плавным отклонением ручки ППУ «на себя» создать тангаж для уменьшения поступательной скорости относительно намеченной точки зависания с таким расчетом, чтобы высота прохода над препятствиями была не менее 10 м.
- Перед самой площадкой или над ней уменьшить скорость до 40...50 км/ч, не допуская при этом вертикальную скорость более 2 м/с.
- Контроль за высотой и вертикальной скоростью осуществлять визуально с высоты 20...30 м при наличии четко видимых наземных предметов, по которым можно определить высоту.
- Зависание над площадкой выполнять на высоте, превышающей высоту препятствий на 5 м.
- После зависания произвести плавное снижение и приземление, перед приземлением не допускать боковых перемещений.
- Убедившись, что вертолёт устойчиво стоит на площадке, уменьшить общий шаг до минимального.

Посадка по-самолётному

Посадка производится в том случае, если невозможно выполнить зависание из-за недостаточной мощности двигателей (высокогорные посадочные площадки, высокие температуры наружного воздуха). Посадка производится на аэродром или на проверенную площадку при наличии открытых подходов.

Для выполнения посадки необходимо:

- На предпосадочном снижении (после прохода БПРС) с высоты 70 м плавным отклонением ручки ППУ «на себя» создать тангаж для уменьшения поступательной скорости с таким расчетом, чтобы на высоте 20...30 м она составляла 60...70 км/ч.
- Дальнейшее снижение производить с постепенным уменьшением поступательной и вертикальной скоростей с таким расчетом, чтобы перед касанием приборная скорость уменьшилась до 30...40 км/ч.
- Плавно приземлить вертолёт на основные колеса с последующим касанием переднего колеса и уменьшить общий шаг до минимального.
- Для уменьшения длины пробега торможение вертолёта производить несущими винтами, плавно отклоняя ручку ППУ «на себя», тормоза колес применять на скорости менее 40 км/ч.

Особенности посадки

Заход на посадку следует выполнять с поступательной и вертикальной скоростями, обеспечивающими пилотирование вне зоны пылевого вихря.

Оценивая возможность посадки на выбранную в полете площадку, летчик должен грамотно оценить обстановку и принять правильное решение о возможности ее выполнения, исходя из конкретных условий местности, размеров и состояния поверхности площадки, высоты над уровнем моря, характера препятствий в полосе посадки, а также направления и скорости ветра.

Останов двигателей и выключение оборудования

Нормальный останов двигателей производится по следующей процедуре:

- Установить ручку ППУ и педали в нейтральное положение, а рычаг ОШ на нижний упор.
- Выключить АБРИС.
- Выключить ПрПНК переключателем К-041.
- Выключить генераторы на правом боковом пульте. Проконтролировать автоматическое включение преобразователей тока (на верхнем пульте должно загореться табло ПРЕОБРАЗ).

- Установить РРУД в положение МАЛ ГАЗ (два раза нажать [Page Down] из положения АВТОМАТ).
- Выключить потребители электроэнергии, кроме приборов контроля силовой установки.
- Выключить двигатели переводом рычагов двигателей СТОП-КРАН [RCtrl + Page Up] [RCtrl + Page Down] в положение ЗАКРЫТО.
- Включение тормоза винтов [LShift + R] произвести после достижения частоты вращения менее 30 %.
- После полной остановки роторов турбокомпрессоров закрыть перекрывные краны двигателей. Левый двигатель: крышка [RAIt + RCtrl + RShift + J], выключатель [RCtrl + RShift + J]. Правый двигатель: крышка [RAIt + RCtrl + RShift + K], выключатель [RCtrl + RShift + K].
- Выключить подкачивающие насосы.
Внешние ПТБ: [LCtrl + LShift + G].
Внутренние ПТБ: [LCtrl + LShift + F].
Передний бак: [LCtrl + LShift + A].
Задний бак: [LCtrl + LShift + D].
- Заарретировать резервный авиагоризонт.
- Выключить все выключатели.
- Выключить аккумуляторы.

Заход на посадку с использованием посадочных систем

Установленное на вертолёте оборудование позволяет выполнять заходы на посадку с применением радиокompаса АРК на аэродромы, оборудованные системой ОСП, в простых и сложных метеоусловиях.

Задатчик опасной высоты радиовысотомера устанавливается на рубеже – после перехода на давление аэродрома, а в тренировочных полетах – перед вырубиванием вертолёта.

Способы захода и расчёта на посадку

В зависимости от радиотехнических систем аэродрома, пилотажно-навигационного и радиотехнического оборудования вертолёта, условий базирования заход и расчет на посадку производится одним из следующих способов:

- С прямой.
- С рубежа начала снижения.
- По коробочке (малой или большой).

- Дважды разворотами на 180°.

Заход и расчет на посадку с прямой отворотом на расчетный угол выполняется в случаях выхода на ДПРС с курсом, отличающимся от обратного посадочному, на угол 30...45°, но не более 60°.

Заход и расчет на посадку с рубежа начала снижения применяется при заходе и расчете на посадку непосредственно с маршрута полета.

Заход и расчет на посадку по коробочке и двумя разворотами на 180° применяется при уходе на второй круг, выходе на ДПРС с маршрута в облаках, для обучения и тренировки захода на посадку по приборам, а также для сокращения времени и пространства, необходимых для выполнения маневра перед посадкой.

Контроль положения вертолёта относительно расчетных точек начала посадочных маневров можно вести по АБРИС только в случае устойчивой работы системы спутниковой навигации.

При подготовке к полету по известному ветру необходимо рассчитать: курсы, путевое время, КУР начала разворотов и траверз для полета по большой коробочке; расчетный угол отворота и расчетное время горизонтального полета для полета с прямой.

Перед полетом проверить настройку радиоконпаса. Полет выполняется на установленной высоте круга для данного аэродрома. С началом взлета включить секундомер.

При выходе на аэродром с применением АРК необходимо:

- Включить и настроить АРК на заданную ПРС (БПРС или ДПРС), при этом стрелка КУР на ПНП будет указывать КУР.
- Развернуть вертолёт, чтобы стрелка КУР установилась на 0° и пилотировать вертолёт по нулевому положению стрелки с учетом угла сноса.
- Момент пролета ПРС определяется по развороту стрелки КУР на 180°.
- Заход на посадку выполнять одним из способов, в зависимости от условий и обстановки.

Заход и расчет на посадку по приборам, в облаках выполнять по ДПРС. Вследствие относительно малых скоростей полета вертолёта и сокращения времени при заходе на посадку по коробочке или с прямой, построение маневра может выполняться по БПРС, расположенной в створе ВПП на удалении 1000 м.

Заход на посадку по большой коробочке (кругу)

До взлета установить кремальерой ЗПУ на ПНП заданный посадочный курс.

После взлета установить заданный режим набора высоты, на скорости 120...140 км/ч с вертикальной скоростью 2...3 м/с, на высоте 40 м убрать шасси. Первый разворот влево (вправо) на 90° выполнить по времени с учетом ветра в режиме набора высоты. Крен на разворотах - 15°.

По достижению высоты круга перевести вертолёт в горизонтальный полет на скорости 160...200 км/ч. При повторном заходе без посадки первый разворот выполнять через 2 минуты после пролета БПРС. Второй разворот выполнять при КУР = 240° (при правом круге КУР = 120°) с контролем по времени.

На траверзе при КУР = 270° (при правом круге КУР = 90°) проверить установку сигнализатора опасной высоты радиовысотомера на опасную высоту.

Третий разворот выполнять при КУР = 240° (при правом круге 120°). После третьего разворота уменьшить скорость полета до 120...140 км/ч, выпустить шасси и перевести вертолёт на снижение с вертикальной скоростью 2...3 м/с, запросить разрешение на посадку.

Четвертый разворот выполнять в режиме горизонтального полета на высоте 200 м при КУР = 285° (на правом круге 75°).

При выполнении разворота добиваться точности выхода на посадочный курс, ориентируясь на стрелку курсозадатчика на ПНП (стрелка ЗПУ). В момент ввода в разворот угол между стрелками радиокompаса и курсозадатчика на ПНП будет равен 15° (без учета ветра). При правильном выполнении разворота на 30° до выхода на посадочный курс обе стрелки должны совместиться. Дальнейший разворот выполнять при совмещенных стрелках.

Если в первой половине разворота угол между стрелками радиокompаса и ЗПУ остается неизменным или даже увеличивается, крен необходимо уменьшить.

Если после совмещения стрелок стрелка радиокompаса начнет отставать от стрелки ЗПУ, крен необходимо увеличить, но не более чем до 20°. При наличии сноса от ветра совмещать стрелки с учетом угла сноса.

Прямолинейные участки большой коробочки выдерживать с учетом ветра, вводя поправку в курс на УС.

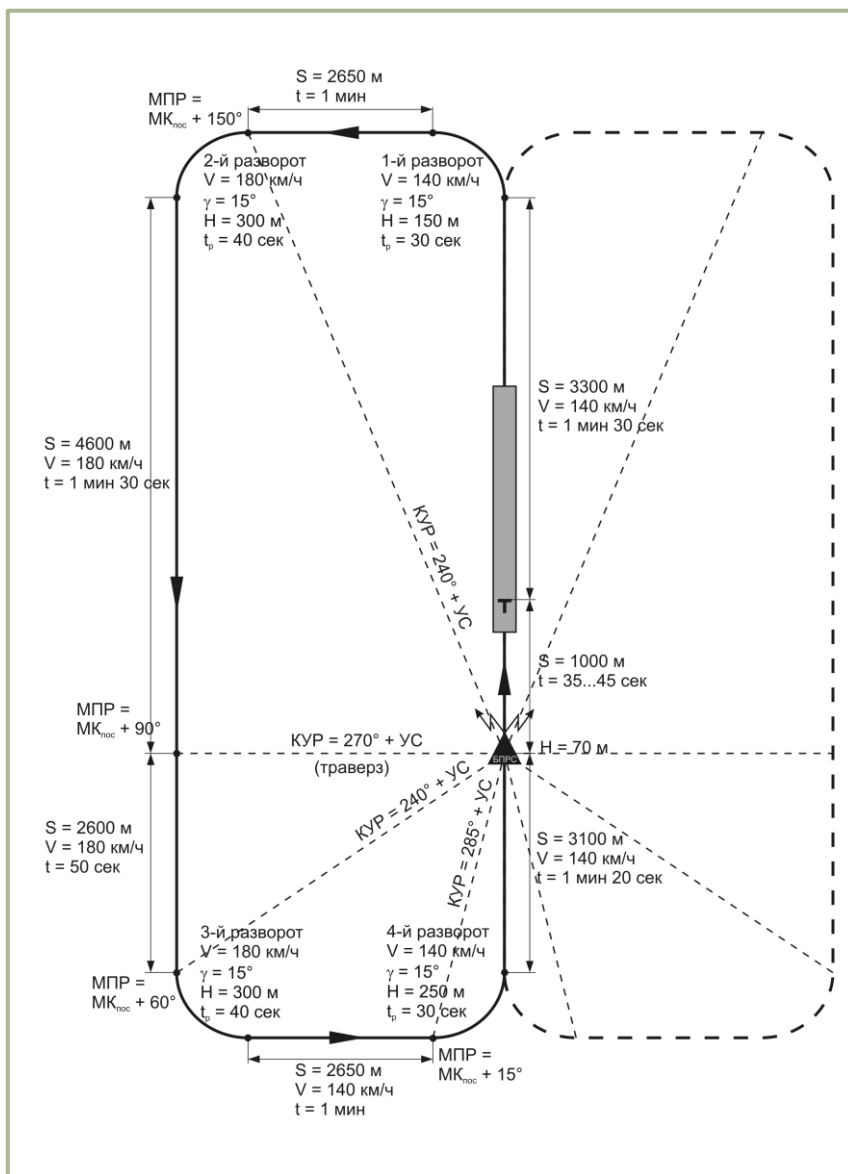
Начало разворота и траверс контролировать по заранее рассчитанному путевому времени.

После вывода из 4-го разворота перевести вертолёт на снижение на скорости 120...140 км/ч с вертикальной скоростью 2...3 м/с, выдерживая заданный курс с учетом угла сноса.

Пролет БПРС выполнить на высоте 70...80 м. Если снижение до высоты 70 м выполнено до прохода БПРС, перевести вертолёт в режим горизонтального полета.

На посадочном курсе скорректировать угол сноса, если имеется расхождение между стрелкой КУР и курсом посадки (стрелкой ЗПУ).

После пролета БПРС выдерживать скорректированный курс, продолжать снижение с вертикальной скоростью 2...3 м/с.



10-1: Схема захода на посадку по большой левой коробочке (левой кругу)

S – расстояние;

V – скорость;



H – высота;

γ - угол крена;

t – время;

t_p – время разворота;

КУР – курсовой угол радиостанции;

УС – угол сноса;

МПР – магнитный пеленг радиостанции;

$MK_{\text{пос}}$ – магнитный курс посадочный.

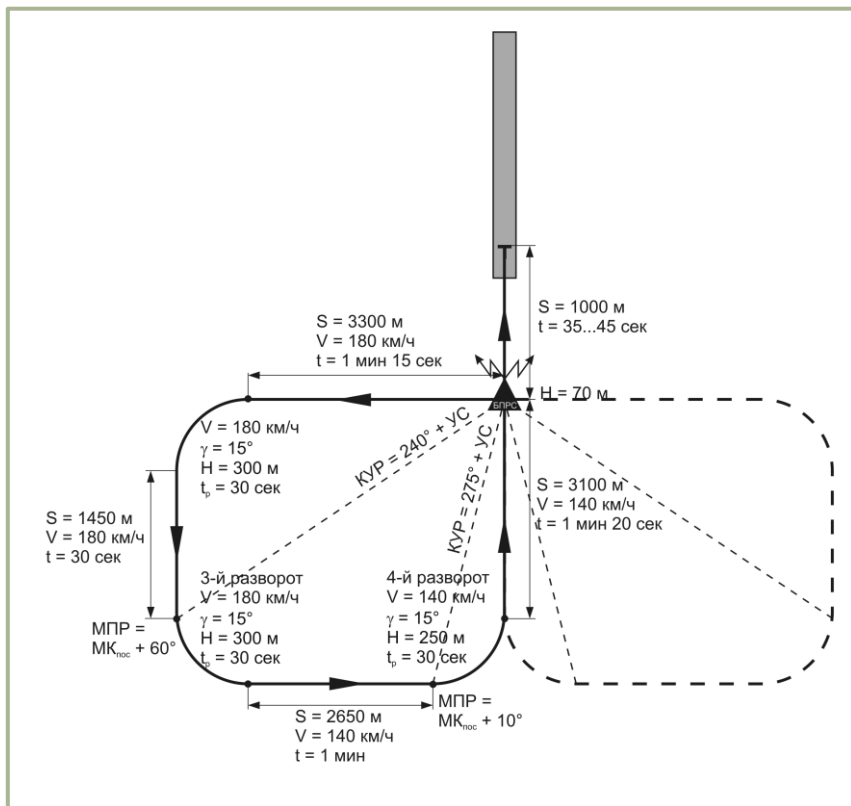
При построении большой коробочки (круга) по ДПРС снижение начинать после четвертого разворота, пролет ДПРС выполнить на высоте 200 м. В момент пролета ДПРС переключить АРК на БПРС. Пролет БПРС произвести на высоте 70...80 м по РВ.

Для захода на посадку по большой коробочке (кругу) после возвращения с задания необходимо после пролета БПРС выполнить разворот на посадочный курс и по истечении расчетного времени (для штилевых условий – 2 мин) выполнить первый разворот и далее выполнять полет описанным способом. Такой маневр удобно выполнять, когда выход на БПРС произведен с магнитным курсом, близким к посадочному (разница не более 60°).

Заход на посадку по малой коробочке (кругу)

Заход и расчет на посадку по малой коробочке выполняется в случаях, когда выход на БПРС произведен с курсом, отличающимся от посадочного, более чем на 60° .

Для захода на посадку по малой коробочке после прохода БПРС взять курс, перпендикулярный посадочному, с учетом угла сноса. По истечении расчетного времени (для штилевых условий 1 мин 15 с) выполнить разворот на курс, обратный посадочному с учетом УС. Дальнейший маневр выполнять так же, как и по большой коробочке.



10-2: Схема захода на посадку по малой левой коробочке (левому кругу)

S – расстояние;

V – скорость;

H – высота;

γ - угол крена;

t – время;

t_p – время разворота;

КУР – курсовой угол радиостанции;

УС – угол сноса;

МПР – магнитный пеленг радиостанции;

МК_{пос} – магнитный курс посадочный.

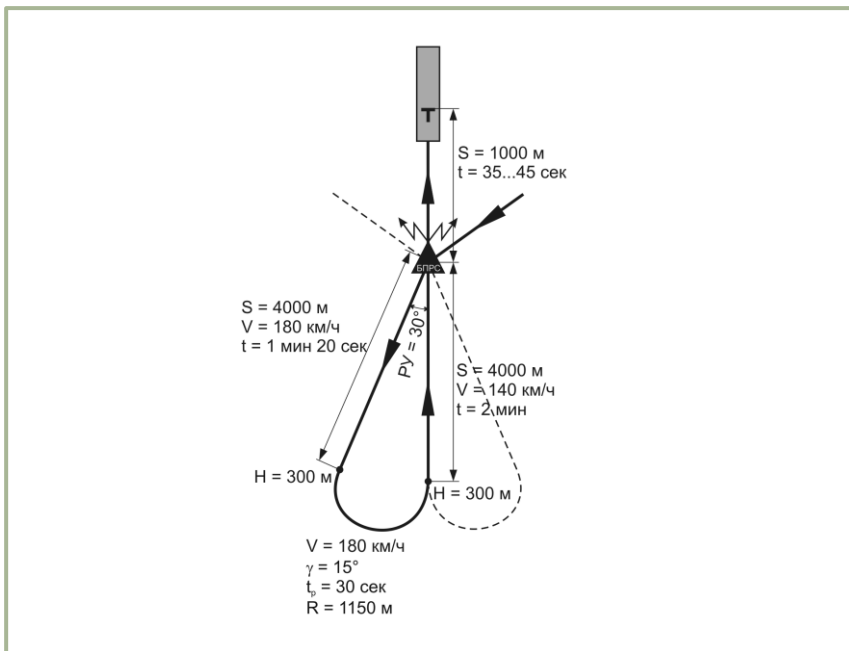
Заход и расчёт на посадку с прямой

При заходе на посадку с прямой отворотом на расчетный угол вывести вертолёт на заданной высоте на БПРС. После пролета БПРС выполнить отворот вправо (влево) на расчетный угол (РУ) с учетом УС и продолжать полет с этим курсом до разворота в расчетной точке.

По истечении расчетного времени выполнить разворот на посадочный курс с креном 15° на скорости 140 км/ч по прибору, выпустить шасси и перевести вертолёт на снижение.

Если полет до разворота в расчетной точке выполняется на высоте больше заданной, то разворот выполнять со снижением до заданной высоты.

После выхода из облаков визуально уточнить расчет и произвести посадку.



10-3: Схема захода с прямой отворотом на расчетный угол

S – расстояние;

V – скорость;

H – высота;

R – радиус разворота;

γ - угол крена;

t – время;

t_p – время разворота;

ρ – расчетный угол.

Заход и расчёт на посадку по ОСГ

Выход на посадочный курс выполнить одним из вышеописанных способов, предварительно выставив стрелку ЗПУ на ПНП на посадочный курс.

Скорректировать курс с учетом УС, выдерживать скорость на планировании 140 км/ч и вертикальную скорость снижения 2...3 м/с.

Высоту полета на глиссаде снижения выдерживать в соответствии с формулой:

$$H = \frac{D}{20} + H_{\text{вис}}$$

Где:

D – дальность до расчетной точки зависания (м);

$H_{\text{вис}}$ – высота в расчетной точке зависания (м).

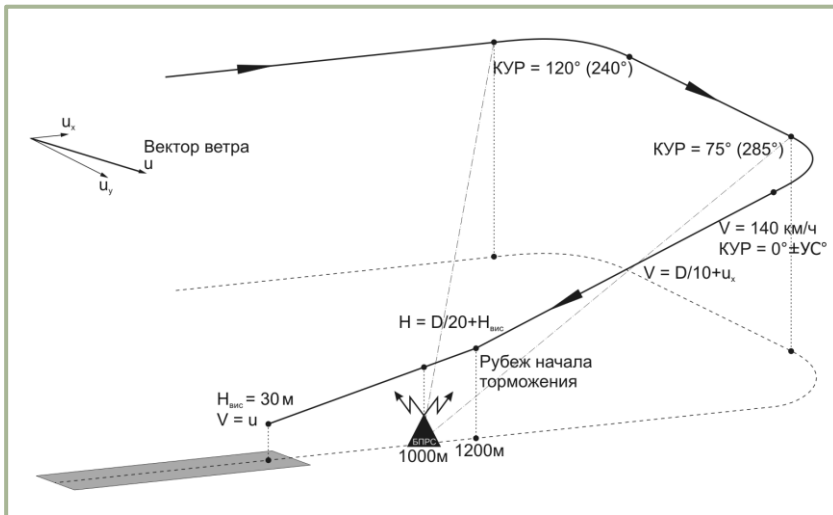
После пролета БПРС, на удалении 1000 м приступить к плавному уменьшению скорости полета, используя для контроля формулу:

$$V = \frac{D}{10} + U_x$$

Где:

D – дальность до расчетной точки зависания (м);

U_x – встречная составляющая скорости ветра.



10-4: Схема захода на посадку с использованием ОСП

Полет по маршруту

В главе описывается полет по маршруту, составленному в редакторе миссий. Необходимо помнить, что ПНК вертолёта оперирует только 6-ю введенными ППМ, поэтому для полета с использованием маршрутного режима автопилота следует учитывать ограничение по количеству пунктов маршрута при составлении миссии. Маршруты, созданные в системе АБРИС, не могут быть введены в ПНК и не могут использоваться в маршрутном режиме автопилота.

В период предполетной подготовки выполнить проверку ПНК и навигационного оборудования.

Перед взлетом:

- Установить стрелки высотомера на ноль [RShift + -] [RShift + =].
- Установить значение опасной высоты [LShift + .] [LShift + .].
- Сличить показания курса на ПНП и КИ-13 с курсом взлета (ВПП).
- Проверить показания стрелки КУР на ПНП в направлении на выбранную радиостанцию.
- Проверить установку галетного переключателя ПВИ в положение РАБ. Проверить включение кнопки-табло ППМ и соответствующего номера ППМ на табло.
- Проверить установку переключателя ЗПУ-ЗК АВТ – РУЧН [CTRL + H] в положение АВТ.
- Проверить установку переключателя ЗК-ЛЗП на ППР в положение, соответствующее заданию.
- Проверить на АБРИС положение вертолёта в точке старта с курсом на первый ППМ.
- Включить время полета [RAlt + RCtrl + RShift + C].

Полет по заданному маршруту в автоматическом режиме

Полет выполнять при работе ИКВ в режиме ГПК. Переключатель ЗПУ-ЗК АВТ – РУЧН в положение АВТ.

После взлета и стабилизации вертолёта по скорости и курсу - снять нагрузки кнопкой триммирования и включить режим ПОЛЕТ ПО МАРШРУТУ установкой переключателя МАРШРУТ-СНИЖЕН на рычаге ОШ в положение МАРШРУТ [R]; при этом включается индикация МАРШРУТ ЗК (МАРШРУТ ЛЗП), вертолёт начинает автоматизированный разворот с креном до 15° на курс, соответствующий ЗПУ на первый ППМ.

В соответствии с положением переключателя ЗК-ЛЗП на ППР вертолёт выполняет автоматизированный полет в направлении ППМ из текущего места вертолётa или с выводом и последующей стабилизацией вертолётa на линии заданного пути.

После набора заданной высоты установить переключатель стабилизации высоты БАР-РВ на ППР в соответствующее заданию положение и нажать кнопку включения канала стабилизации высоты автопилота - «В».

В подрежиме СТАБИЛИЗАЦИЯ РВ на ИЛС появляется шкала и счетчик геометрической высоты. В подрежиме СТАБИЛИЗАЦИЯ БАР на ИЛС индицируется счетчик барометрической высоты.

При подлете к очередному ППМ при маршрутном способе управления (ЛЗП) рассчитывается линейное упреждение разворота (ЛУР), на величину которого, не долетая до ППМ, начинается автоматизированный разворот для вписывания в заданную линию пути очередного отрезка маршрута.

При путевом способе управления (ЗК) разворот начинается над ППМ.

Как при маршрутном, так и при путевом способах управления за несколько сот метров до начала разворота включается табло ППМ РАЗВОРОТ и начинается автоматизированный разворот с креном 15° на следующий ППМ.

В начале разворота текущие навигационные параметры маршрута заменяются на параметры очередного этапа полета. За 5° до нового курса отключается табло ППМ РАЗВОРОТ, автоматизировано подбирается курс с учетом фактического места вертолётa после разворота и угол сноса.

Порядок полета по следующим этапам маршрута аналогичен описанному выше.

За 250 м до конечного пункта маршрута (КПМ) включается табло КОНЕЦ МАРШРУТА. При пролете КПМ на 2 км режим ПОЛЕТ ПО МАРШРУТУ отключается, табло КОНЕЦ МАРШРУТА выключается, вертолёт стабилизируется на текущем курсе.

В процессе полета необходимо контролировать положение символа вертолётa на карте АБРИС, контролировать автоматический расчет навигационных элементов полета, сличать показания курса на ПНП и КИ-13.

В соответствии с планом полета производить переключение каналов АРК и использовать показания КУР для контроля полета.

Полет с директорным управлением

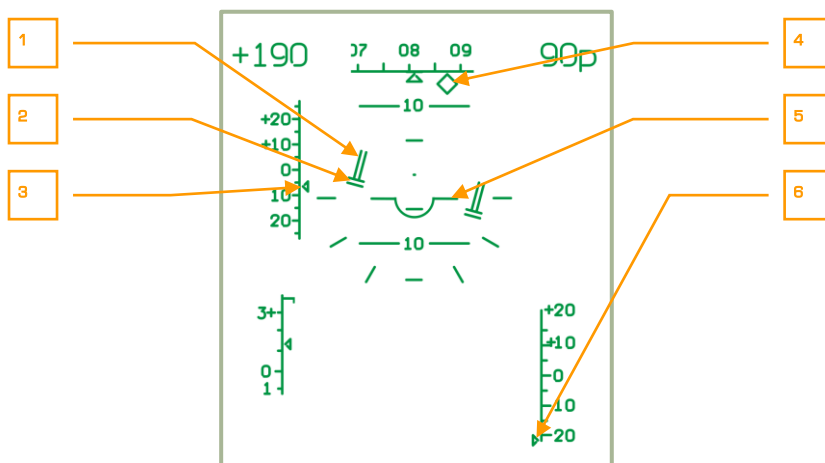
При полете с директорным управлением задача летчика - выдерживать угловые положения вертолётa ручкой ППУ и высоту ручкой ОШ по директорам, индицирующимся на ИЛС и ИКП.

Подготовка и включение режима производятся так же, как и в случае полета по маршруту в автоматическом режиме.

Для отключения автоматического режима и включения директорного управления необходимо нажать кнопку ДИР УПР на пульте пилотажных режимов ППР-800. При

этом отключается контур автоматического управления по угловому положению вертолётa, но остается демпфирование по всем каналам.

На ИЛС появятся совмещенный директор тангаж-крен и директор управления по высоте.



10-5: Директорный режим управления. Высота и скорость меньше заданных.

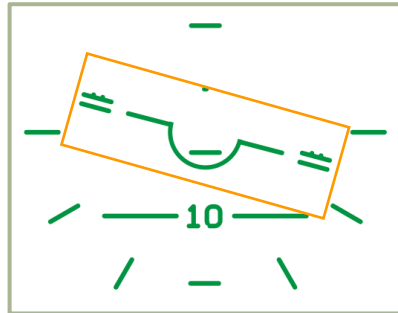
1. Директор управления по высоте показывает необходимость увеличения высоты.
2. Директор управления по крену и тангажу показывает необходимость создания правого крена около 15° с небольшим отрицательным тангажом.
3. Индекс отклонения от заданной приборной скорости показывает отклонение от заданной скорости -6 км/ч.
4. Заданный курс показывает отклонение на 7° влево.
5. Символ ЛА.
6. Индекс отклонения от заданного значения геометрической высоты показывает отклонение от заданной высоты более чем на -20 м (индекс на нижнем упоре).

Заданная скорость поддерживается углом тангажа, а высота – режимом работы двигателей.

При полете с директорным управлением необходимо ручкой ППУ создать крен и тангаж для совмещения символа ЛА с директором крена и тангажа, а с помощью ручки ОШ добиться уменьшения директора высоты до минимального значения. Если директор высоты «растет» вверх, необходимо увеличивать общий шаг, если вниз – уменьшать общий шаг.

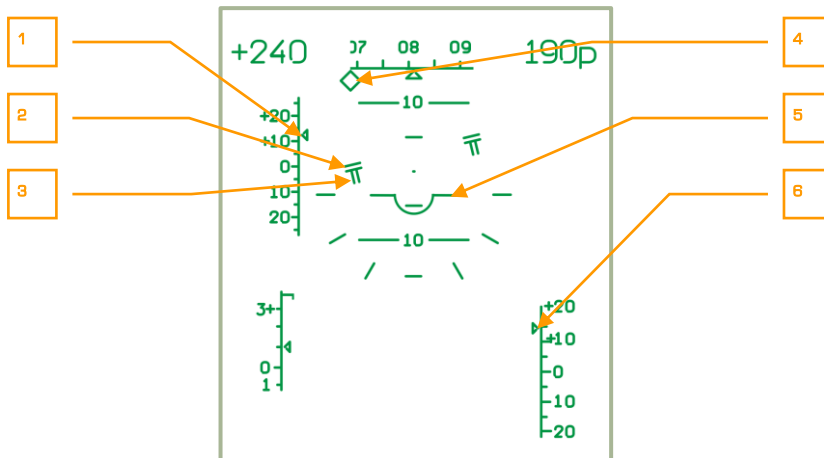
В данном примере летчику необходимо создать правый крен 15° с небольшим отрицательным тангажом (смотри 2) для набора заданной скорости (смотри 3,

отклонение -6 км/ч) и увеличить общий шаг для набора заданной высоты (смотри 1 и 6, отклонение по высоте более чем -20 м).



10-6: Директорный режим управления. Правильное выдерживание заданного режима.

Для изменения заданной скорости и высоты необходимо, удерживая кнопку триммера, изменить скорость и высоту полета, затем отпустить кнопку; при этом текущие значения скорости и высоты будут запомнены как заданные.

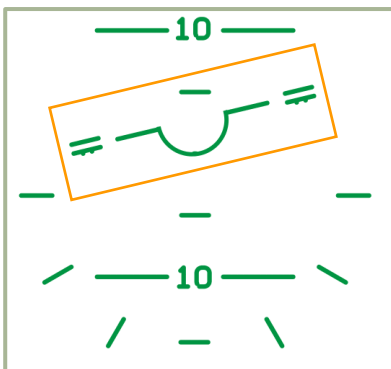


10-7: Директорный режим управления. Высота и скорость больше заданных.

1. Индекс отклонения от заданной приборной скорости показывает отклонение от заданной скорости +12 км/ч.
2. Директор управления по крену и тангажу показывает необходимость создания левого крена около 15° с небольшим положительным тангажом.
3. Директор управления по высоте показывает необходимость уменьшения высоты.
4. Заданный курс показывает отклонение более чем на 15° вправо.

5. Символ ЛА.
6. Индекс отклонения от заданного значения геометрической высоты показывает отклонение от заданной высоты на +15 м.

В данном примере летчику необходимо создать левый крен 15° с небольшим положительным тангажом (смотри 2) для снижения скорости до заданной (смотри 1, отклонение +12 км/ч) и уменьшить общий шаг для снижения до заданной высоты (смотри 3 и 6, отклонение по высоте более чем +15 м).



10-8: Директорный режим управления. Правильное выдерживание заданного режима.

При повторном нажатии кнопки ДИР УПР на пульте пилотажных режимов ППР-800 режим директорного управления отключается и включается режим автоматического управления.

Изменение порядка пролета ППМ в полете

При изменении очередности пролета ППМ, следует выполнить следующие действия:

- Отключить режим МАРШРУТ, установив переключатель МАРШРУТ-СНИЖЕНИЕ на рычаге ОШ в нейтральное положение.
- Отключить кнопку-табло ППМ на ПВИ, при этом отключится ее подсвет и индикация номера ППМ на табло ПВИ.
- Включить кнопку-табло ППМ, при этом включается ее подсвет.
- На наборном поле ПВИ нажать кнопку с цифрой номера ППМ, выбранного в качестве исходного пункта маршрута (ИПМ), при этом в ОИТ высвечивается номер ППМ.
- Нажать кнопку ВВОД, исходный (первый) пункт маршрута запоминается в ЦВМ-Н ПНК.
- Повторить аналогичным способом ввод других ППМ (всего до 6 ППМ) в порядке очередности пролета.

- По окончании ввода очередности пролета последнего ППМ выключить кнопку ППМ. Маршрут полета запоминается в ЦВМ-Н.
- Для активации нового маршрута снова нажать кнопку ППМ, при этом на табло появляется индикация номера исходного пункта маршрута и навигационных параметров для полета на него. Оценить правильность направления полета на ИПМ нового маршрута.
- Включить режим МАРШРУТ, установив переключатель МАРШРУТ-СНИЖЕНИЕ на рычаге ОШ в положение МАРШРУТ, при этом в соответствии с выбранным подрежимом ЗК или ЛЗП включится табло МАРШРУТ ЗК (МАРШРУТ ЛЗП), вертолёт начнет автоматизированный разворот для полета по новому маршруту.

Выход в оперативную точку

Выход в одну из 10 оперативных точек (ОТ), координаты которых введены в ЦВМ из редактора миссий либо в полете, может быть выполнен автоматизировано из любой точки маршрута по кратчайшему расстоянию в режиме МАРШРУТ со стабилизацией направления полета в подрежимах ЗК или ЛЗП. Индикация навигационных параметров при этом такая же, как при полете на очередной ППМ.

Кроме этого, на ИЛС индицируется символ ОТ, курсовой угол цели и дальность до ОТ (при дальности менее 100 км).

Порядок выхода:

- Отключить режим МАРШРУТ, установив переключатель МАРШРУТ-СНИЖЕНИЕ на рычаге ОШ в нейтральное положение, при этом выключится табло МАРШРУТ ЗК (МАРШРУТ ЛЗП).
- Отключить кнопку-табло ППМ на ПВИ, при этом выключится ее подсвет, индикация очередного номера ППМ на табло ПВИ.
- Включить кнопку-табло ОТ на ПВИ, при этом включается ее подсвет.
- На наборном цифровом поле ПВИ нажать кнопку с номером ОТ, при этом на табло индицируется этот номер и производится расчет навигационных параметров автоматизированного полета в ОТ из текущего местоположения вертолётa с соответствующей их индикацией на ПНП, ПВИ и ИЛС.
- Включить режим МАРШРУТ, установив переключатель МАРШРУТ-СНИЖЕНИЕ на рычаге ОШ в положение МАРШРУТ, при этом вертолёт начнет автоматизированный доворот для полета на ОТ.

При подлете к ОТ (цели) включается табло КОНЕЦ МАРШРУТА, а после пролета ОТ на 2 км табло КОНЕЦ МАРШРУТА выключается, автоматизированное управление полетом прекращается, вертолёт стабилизируется на текущем курсе.

Возврат на аэродром

Возврат на один из двух запрограммированных аэродромов может быть выполнен автоматизированно из любой точки маршрута по кратчайшему расстоянию в режиме МАРШРУТ со стабилизацией направления полета в подрежимах ЗК или ЛЗП. Индикация навигационных параметров при этом такая же, как и при полете на очередной ППМ.

Порядок выхода:

- Выключить режим МАРШРУТ, установив переключатель МАРШРУТ-СНИЖЕНИЕ на рычаге ОШ в нейтральное положение, при этом выключается табло МАРШРУТ ЗК (МАРШРУТ ЛЗП).
- Отключить кнопку-табло ППМ на ПВИ, при этом выключается ее подсвет, индикация номера ППМ и навигационных параметров.
- Включить кнопку-табло АЭР на ПВИ, при этом включается ее подсвет.
- На наборном поле ПВИ нажать кнопку с номером, соответствующим номеру аэродрома возврата (1 или 2); на табло ИПВ индицируется этот номер и производится расчет навигационных параметров автоматизированного полета из текущего местоположения вертолёта на аэродром возврата с соответствующей их индикацией на ПНП и ПВИ.
- Включить режим МАРШРУТ, установив переключатель МАРШРУТ-СНИЖЕНИЕ на рычаге ОШ в положение МАРШРУТ, при этом вертолёт начнет автоматизированный доворот для полета на аэродром возврата.

При подлете к аэродрому включается табло КОНЕЦ МАРШРУТА, а после пролета расстояния 2 км табло КОНЕЦ МАРШРУТА выключается, также выключается индикация на ПВИ; автоматизированное управление полетом прекращается, вертолёт стабилизируется на текущем курсе.

Полёт без задачи

В случае отсутствия навигационной задачи ПНК, когда на ПВИ не выбран ни один из режимов ППМ, ОР, АЭР или ОТ возможно включение режима МАРШРУТ для поддержания текущих параметров полета. При этом в ПНК запоминаются и поддерживаются текущие параметры тангажа, крена, рыскания и высоты (при включенном канале высоты).

Для включения режима МАРШРУТ без задачи - отключить на пульте ПВИ все кнопки задач: ППМ, ОР, АЭР, ОТ.

Положение переключателя ЗК-ЛЗП не влияет на режим навигации.

После установки и стабилизации требуемого режима полета включить режим ПОЛЕТ ПО МАРШРУТУ установкой переключателя МАРШРУТ-СНИЖЕН на рычаге ОШ в положение МАРШРУТ, при этом вертолёт будет поддерживать текущие параметры полета.

Для смены режима полета необходимо:

- На ручке ППУ нажать и удерживать кнопку ТРИММЕР.
- Установить новый режим полета (курс, крен, тангаж).
- Отпустить кнопку ТРИММЕР.

В процессе полета летчику необходимо контролировать положение символа вертолѐта на карте АБРИС, сличать показания курса на ПНП и КИ-13.

В соответствии с планом полета производить переключение каналов АРК и использовать показания КУР для контроля полета.

Висение и вертикальное снижение

Для висения в автоматическом режиме, после торможения и зависания над точкой, включить режим ВИСЕНИЕ, для чего:

- Переключатель МАРШРУТ-СНИЖЕНИЕ установить в нейтральное положение.
- Включить кнопку ВИСЕНИЕ на ручке ППУ, при этом включается табло ВИСЕНИЕ, происходит стабилизация вертолѐта над точкой висения, включается канал стабилизации геометрической высоты автопилота, высвечивается табло Нрв СТАБ на верхнем пульте.

При отклонении от точки висения происходит автоматизированное управление вертолѐтом для возврата в заданную точку.

В режиме ВИСЕНИЕ и включенном директорном управлении индицируется:

- На ИКП – отклонение от заданной в момент включения режима ВИСЕНИЕ высоты и боковое отклонение от точки висения, директорное отклонение стрелок по крену и тангажу для возврата в точку висения.
- На ПНП – отклонение от точки висения в продольном и поперечном направлении.
- На ИЛС – зона и символ висения, отклонение от заданной высоты висения, директорные отклонения символа по крену, тангажу и высоте для возврата в точку и на заданную высоту висения, вектор путевой скорости смещения от точки висения.

Для выключения режима висения - повторно нажать кнопку ВИСЕНИЕ на ручке ППУ, при этом выключается табло ВИСЕНИЕ и соответствующая режиму индикация на ПКП, ПНП и ИЛС.

Вертикальное снижение

Если в режиме ВИСЕНИЕ потребовалось уменьшить высоту, следует применить режим ВЕРТИКАЛЬНОЕ СНИЖЕНИЕ, для чего нажать и удерживать нажатым

переключатель МАРШРУТ-СНИЖЕНИЕ на рычаге ОШ в положении СНИЖЕН, при этом гаснет табло ВИСЕНИЕ и Нрв СТАБ, включается табло СНИЖЕН.

Вертолёт начнет вертикальное снижение со скоростью не более 2 м/с при сохранении режима стабилизации над точкой висения и индикации в режиме ВИСЕНИЕ.

При достижении требуемой высоты висения, отпустить нажимной переключатель из положения СНИЖЕН в нейтральное положение, при этом снижение прекращается, выключается табло СНИЖЕН, включается табло ВИСЕНИЕ и Нрв СТАБ, выполняется режим ВИСЕНИЕ на новой высоте.

При нажатом переключателе СНИЖЕН вертолёт снижается до истинной высоты 4 м, после чего снижение прекращается.

Коррекция координат ПНК

Инерциальная навигационная система имеет свойство накапливать ошибку с течением времени за счет неточности информации датчиков (гироскопов и акселерометров) и ошибок метода счисления. Суммарная ошибка в определении координат вертолёта может составлять до 4 км за час полета.

Ошибка в определении координат влияет на точность прохождения маршрута, определения координат целей и целеуказания. Чтобы устранить ошибки счисления координат необходимо проводить коррекцию координат одним из возможных способов.

При планировании маршрута в редакторе миссий для проведения коррекции необходимо определить координаты ориентиров коррекции (ОР, до 4-х). В качестве ориентиров коррекции рекомендуется выбирать хорошо заметные на местности точечные ориентиры – сооружения и природные объекты (вышки, отдельно стоящие сооружения, мосты, пересечения дорог, слияния рек и т.д.), расположенные вдоль маршрута.

Коррекция координат пролетом

При вхождении в зону радиусом 18 км от одного из запрограммированных ориентиров коррекции (ОР) на УСТ системы ЭКРАН выдается сигнал ПРОВЕДИ КОРРЕКЦ КООРД.

Порядок коррекции:

- На ПВИ включить кнопку-табло ОР [RAlt + E], при этом включается ее подсвет.
- Нажать кнопку с номером, соответствующим номеру очередного ориентира коррекции, при этом на табло индицируется этот номер.
- Переключатель И-251В – ПРОЛ [RCtrl + V] установить в положение ПРОЛ.
- Визуально обнаружить ориентир коррекции, произвести точный выход на него и в момент нахождения над ориентиром нажать кнопку ЦУ [O] на

ручке ППУ, при этом численные координаты в ПНК заменяются на координаты ОР.

По окончании коррекции отключится подсвет кнопки-табло ОР и индикация номера ОР на табло.

Коррекция координат по И-251В

Если запрограммированный ориентир коррекции находится в стороне от линии пути, рекомендуется использовать коррекцию через И-251В Шквал.

Порядок коррекции:

- На ПВИ включить кнопку-табло ОР [RAlt + E], при этом включается ее подсвет.
- Нажать кнопку с номером, соответствующим номеру очередного ориентира коррекции, при этом на табло индицируется этот номер.
- Переключатель И-251В – ПРОЛ [RCtrl + V] установить в положение И-251В.
- Визуально обнаружить ориентир коррекции.
- Выключатель ИЗЛ – ОТКЛ [RShift + O] на ПВР установить в положение ИЗЛ.
- Нажать кнопку ЦУ [O] на ручке ППУ (разарретировать Шквал) и, с помощью кноппеля джойстика или клавиш управления [], [], [], [], совместить линию визирования с ОР по ИЛС.
- На телевизионном индикаторе ИТ-23 опознать ориентир и скорректировать положение линии визирования.
- На ИТ обрмить изображение ОР прицельной рамкой (переключателем РАМКА на рычаге общего шага [], []) и нажать кнопку АЗ [Enter].
- При появлении на ИТ символа ТА (Телеавтомат) - повторно нажать кнопку ЦУ [O] на ручке ППУ, при этом передаются и вводятся в ЦВМ значения наклонной дальности, курсовой и вертикальный углы визирования.

По значению этих параметров и координатам ОР рассчитываются координаты вертолётa и вводятся в ПНК, заменяя численные. При этом на ИЛС индицируется разовая команда КОРР.

По окончании коррекции на ПВР - нажать кнопку СБРОС [Backspace], при этом отключается индикация разовой команды КОРР на ИЛС, подсвет кнопки-табло ОР на ПВИ, индикация номера ОР на табло ПВИ; И-251В Шквал арретировается.

Пределные режимы двигателя

Пределные режимы двигателя ТВ3-117 ограничиваются электронным регулятором двигателя ЭРД-ЗВМ, который, в частности, контролирует частоту вращения ротора

турбокомпрессора (ТК) и, совместно с регулятором температуры РТ-12-6, предельную температуру газа перед турбиной.

Превышение этих параметров резко снижает ресурс двигателя, увеличивает вероятность разрушения и деформации лопаток турбины ТК. Особенно опасным является превышение температуры газа перед турбиной, в результате которого резко снижается сопротивление лопаток нагрузкам, что приводит к их пластическим деформациям и нарушению геометрии. Деформация лопаток ведет в свою очередь к ухудшению параметров турбины. Возможно также разрушение лопаток.

В связи с этим при отказе ЭРД необходимо очень аккуратно управлять РОШ, не допуская загорания табло ОГРАН. РЕЖ. при работающем РТ-6-12 (без ЭРД работает только в режиме индикации). В качестве резервного средства контроля, необходимо ориентироваться на указатель режимов двигателя и приборы контроля двигателя, в первую очередь на указатель температуры газа, не допуская превышения температуры выше 980 С.

Обледенение

При выполнении полетов при отрицательных температурах и высокой влажности существует вероятность обледенения элементов вертолёта. Для сигнализации обледенения предназначен датчик обледенения.

Принцип действия датчика обледенения

Чувствительность датчика – 0,3 мм льда. Как только слой льда превысит порог чувствительности, датчик включает сигнализацию, которая поступает в ЭКРАН с соответствующим сообщением «Обледенение». Выдается звуковое сообщение «Смотри экран».

На 160 секунд включается противообледенительная система датчика для освобождения его от льда. По истечении этого времени сигнализация и ПОС датчика отключаются. Работа датчика не зависит от работы ПОС двигателей и винтов, поэтому в условиях обледенения возникают периодические предупреждения когда датчик покрывается льдом.

Обледенение воздухозаборника

Обледенение воздухозаборника приводит к уменьшению его проходного сечения, уменьшается расход воздуха, рабочая точка компрессора сдвигается ближе к границе газодинамической устойчивости (снижается запас устойчивости). Из-за уменьшения расхода воздуха падает мощность двигателя, для компенсации этого автоматика увеличивает расход топлива, растёт температура газа перед турбиной, что опять же уменьшает запас устойчивости компрессора.

При определенных условиях возможно возникновение помпажа и срыв горения в камере сгорания. Как правило, это происходит при увеличении режима двигателя (приемистости), когда увеличивается подача топлива в КС.

Условия для обледенения возникают при наличии в воздухе свободной влаги и температуре воздуха ниже нуля. Скорость обледенения зависит от скорости воздушного потока и влажности (содержания влаги в воздухе).

Признаками начала обледенения служит повышение температуры газа перед турбиной.

Для исключения возникновения обледенения необходимо включать систему ПОС двигателя в условиях, когда оно возможно.

Обледенение винтов

Лед, нарастающий на лопастях НВ, приводит к ухудшению аэродинамических свойств профиля, снижая тягу винта и увеличивая мощность, требуемую для его вращения.

Обледенение ПВД и ДУАС

Обледенение ПВД вызывает искажения показаний барометрических приборов (указателя приборной скорости, вариометра, высотомера) вплоть до полной их неработоспособности.

То же происходит и с ДУАС - при намерзании льда на флюгарки нарушается их свободное вращение.

При угрозе обледенения необходимо включать подогрев ПВД и ДУАС.

Влияние пыли на двигатели

Работа двигателей в облаке пыли, поднятой несущими винтами, приводит к его повышенному износу. Для исключения этого необходимо при работе с пыльных площадок или вблизи земли включать систему ПЗУ двигателей. Количество пыли попадающей в двигатели, зависит как от расхода воздуха через него, так и от интенсивности пылевого облака, которое, в свою очередь, зависит от скорости отбрасываемого винтами воздуха, поэтому до взлета не допускается работа двигателей на режимах выше МГ.

Пилотаж

Общие указания

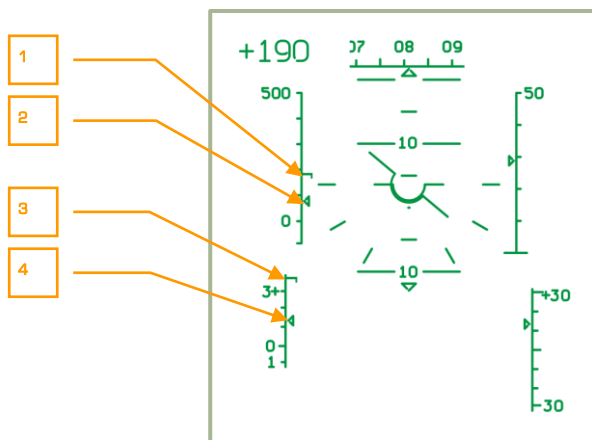
Полеты на пилотаж выполняются с целью отработки боевого маневрирования. Пилотаж разрешается выполнять в простых метеоусловиях.

Вертолёт обеспечивает выполнение следующих маневров:

- Виражи, развороты, восьмерки, змейки.
- Восходящие и нисходящие спирали.
- Боевые и форсированные развороты.
- Скольжения.
- Горки и развороты на горке.
- Разгоны и торможения.
- Маневрирование на предельно малых высотах.
- Плоские развороты.

Минимальная допустимая высота при пилотировании - не менее 10 м над рельефом (препятствиями).

Текущие и максимально допустимые значения перегрузки отображаются на ИЛС на шкале перегрузок. При достижении максимально допустимой перегрузки подвижный индекс текущей перегрузки совпадает с символом максимально допустимой перегрузки и переходит в мигающий режим. Кроме того, высвечивается табло CAS «n_y». Текущая перегрузка также может контролироваться по указателю перегрузки на левой приборной доске.



10-9: Шкалы скорости и перегрузки на ИЛС

1. Индекс максимально допустимой скорости.
2. Индекс приборной скорости.
3. Индекс максимально допустимой нормальной перегрузки.
4. Индекс нормальной перегрузки.

Текущие и максимально допустимые значения скорости также отображаются на ИЛС по шкале приборной скорости, при достижении максимально допустимой скорости подвижный индекс текущей скорости совпадает с символом максимально допустимой скорости и переходит в мигающий режим. Высвечивается табло CAS «Vmax доп.».

Высвечивание табло «n_y» и «Vmax доп.» допускается кратковременно. При высвечивании табло «n_y» следует уменьшить общий шаг и несколько отдалить ручку ППУ «от себя» до выключения табло. При высвечивании табло «Vmax доп.» следует выполнить торможение установленным порядком до уменьшения скорости и выключения табло.

ПРИМЕЧАНИЕ: С увеличением высоты полета на каждые 1000 м максимально допустимые значения «n_y» и «Vmax доп.» уменьшаются на 0,3...0,4 единицы и на 30...40 км/ч соответственно.

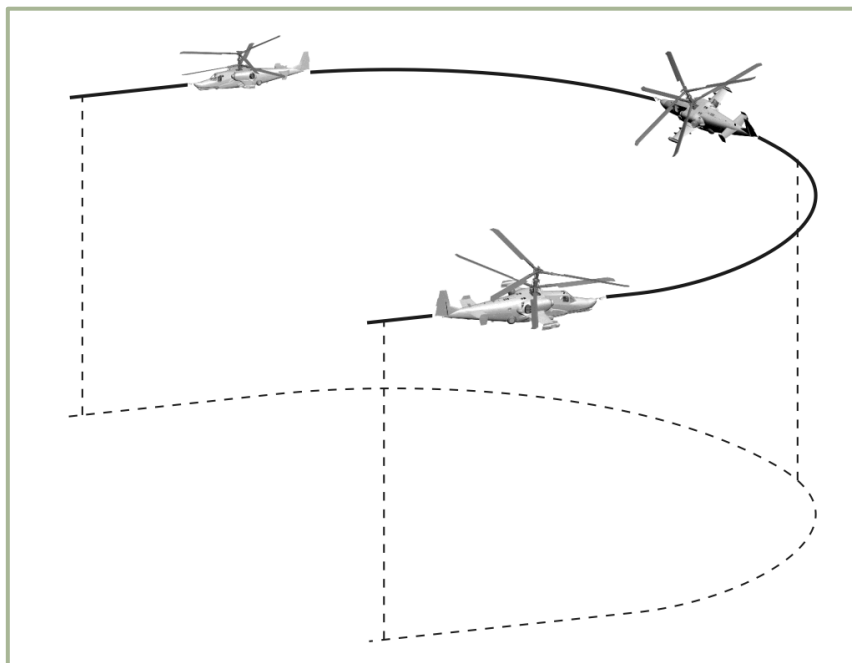
Виражи, развороты и спирали

Перед выполнением виража следует наметить ориентир для вывода или запомнить курс вывода.

Ввод в правильный координированный вираж выполнять с заданным креном координированными отклонениями ручки ППУ и педалей в сторону виража с одновременным увеличением общего шага для сохранения заданной высоты и скорости полета.

За 20...30° до вывода из виража координированными отклонениями ручки ППУ и педалей в сторону, обратную развороту, начать вывод вертолёта из разворота с таким расчетом, чтобы к моменту выхода на заданный ориентир (курс) крен убрать полностью.

Техника пилотирования при выполнении горизонтальных восьмерок и змеек аналогична технике пилотирования при выполнении виражей и разворотов. Переключивание вертолёта из одного крена в другой выполнять непрерывными координированными движениями ручки ППУ и педалей.



10-10: Координированный вираж

При выполнении виражей и разворотов на предельно малых высотах особое внимание уделять сохранению заданной высоты полета. Контроль за высотой производить визуально, с учетом высоты препятствий, с периодическим уточнением высоты по показаниям радиовысотомера. Учитывать, что нарушение координации при разворотах (внешнее или внутреннее скольжение) приводит к изменению высоты полета.

Методика выполнения спирали аналогична методике выполнения виража с изменением высоты полета (набор или снижение).

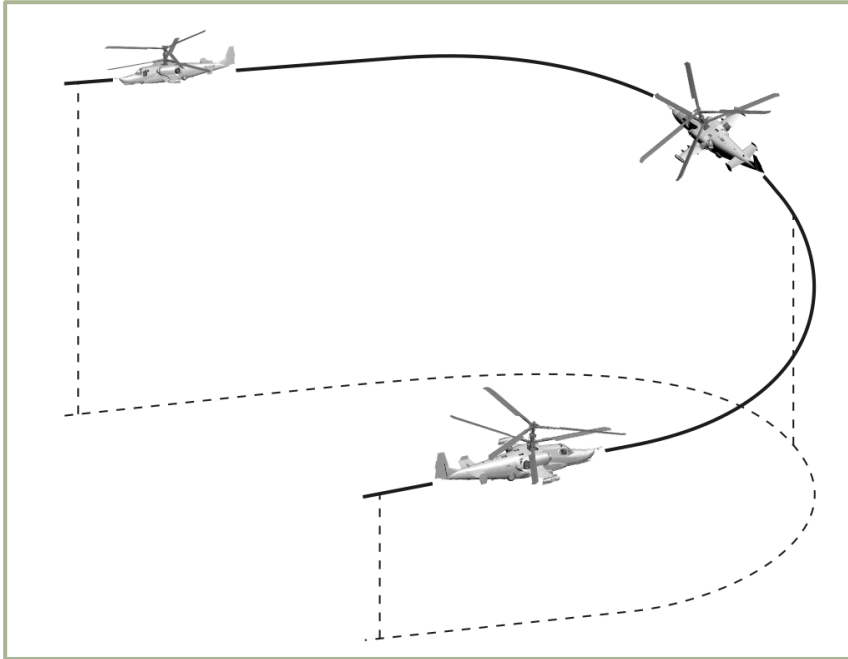
Боевой разворот

Ввод в разворот рекомендуется выполнять на скоростях 150...300 км/ч, с учетом ограничения тангажа до 30° и крена до 45° на взлетной мощности, не допуская превышения значений вертикальных перегрузок.

При достижении заданной скорости ввода отклонением ручки ППУ «на себя» и в сторону разворота с одновременным отклонением педалей в ту же сторону и увеличением общего шага до взлетной мощности перевести вертолёт в набор высоты по восходящей спирали с увеличением углов крена и тангажа.

За 20...30° до курса вывода координированными отклонениями педалей и ручки ППУ в сторону, противоположную крену и «от себя», начать вывод вертолётa из

разворота с таким расчетом, чтобы к моменту разворота на 180° вертолёт вышел в горизонтальный полет без крена и на скорости не менее 80 км/ч.



10-11: Боевой разворот

Высоту набора и время разворота регулировать изменением крена, тангажа и мощности двигателей.

Набор высоты за боевой разворот при рекомендованных значениях углов крена и тангажа до барометрических высот 1000 м составляет:

- При вводе на скорости 150 км/ч – 50...100 м.
- При вводе на скорости 250 км/ч – 200...230 м.
- При вводе на скорости 300 км/ч – 230...290 м.

Время выполнения разворота на 180° составляет примерно 20 с.

Для ускорения разворота возможно создание глубоких скольжений во внешнюю к развороту сторону.

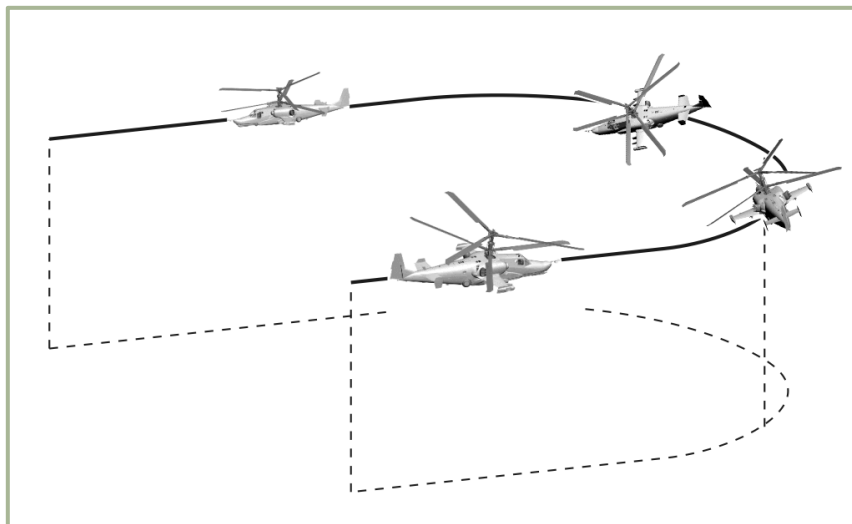
Форсированный разворот

Ввод в разворот выполнять энергичными координированными движениями ручки ППУ и педалей в сторону разворота. Изменением общего шага выдерживать горизонтальную плоскость маневра.

При достижении крена 30° , продолжая движение педалью в сторону разворота (до $2/3$ хода), ручку ППУ отклонять «на себя» с темпом, обеспечивающим удержание вертолёта в горизонтальной плоскости, контролируя перегрузку. Чем больше крен и меньше скорость – тем большее требуется отклонение ручки ППУ «на себя».

Разворот выполняется с внешним скольжением (шарик на упоре) и уменьшением скорости.

За $15...20^\circ$ до намеченного вывода из разворота начать вывод с одновременным уменьшением общего шага для предотвращения набора высоты.



10-12: Форсированный разворот

Скорость после вывода должна быть не менее 60 км/ч. Создание глубокого скольжения существенно увеличивает эффективность маневра.

Минимальное время разворота на 180° с креном 60° и вводом на скорости 250 км/ч составляет 7 с.

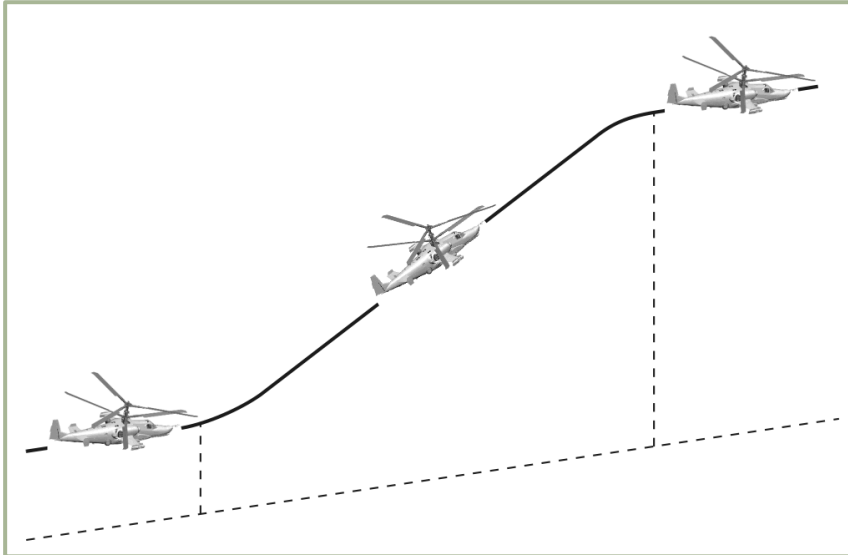
Горка

Ввод в горку выполнять отклонением ручки ППУ «на себя» на скорости более 150 км/ч с углами тангажа до 60° . Ввод и вывод из горки разрешается выполнять как при постоянном значении общего шага, так и при переменном.

При достижении заданного угла тангажа незначительным отклонением ручки ППУ «от себя» зафиксировать этот угол.

Вывод из горки производить отклонением ручки ППУ «от себя» с таким расчетом, чтобы в процессе вывода скорость была не менее 50 км/ч выше статического

потолка и до 0 км/ч на высотах ниже статического потолка. Перегрузка в процессе вывода рекомендуется не менее 0,1.



10-13: Горка

Набор высоты при выполнении горки у земли при угле тангажа 30°:

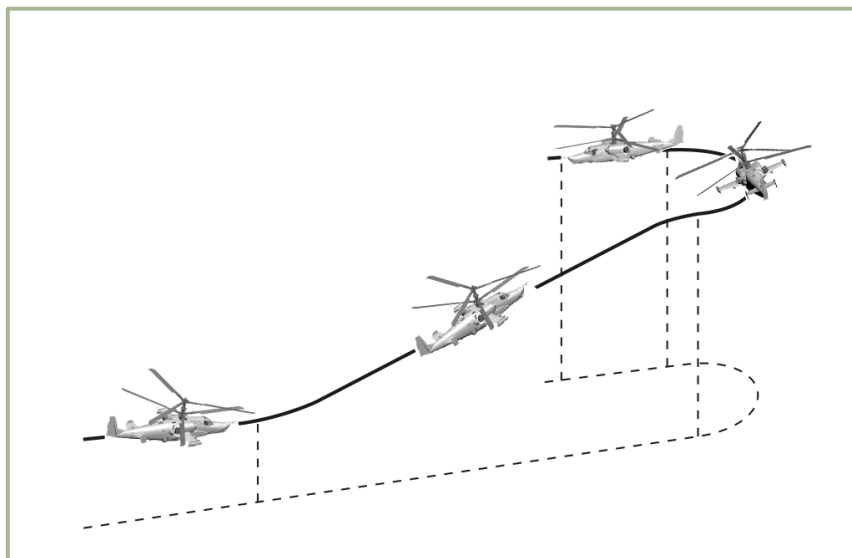
- Скорость ввода 300 км/ч – изменение высоты 400 м.
- Скорость ввода 270 км/ч – изменение высоты 350 м.
- Скорость ввода 250 км/ч – изменение высоты 200 м.
- Скорость ввода 200 км/ч – изменение высоты 100 м.

Высота набора может быть заметно увеличена при увеличении общего шага.

Поворот на горке

Ввести вертолёт в горку, при достижении скорости 100 км/ч начать вывод из горки, энергичными отклонениями ручки ППУ и педалей ввести вертолёт в разворот с креном 30...45°. После достижения заданного крена отклонениями ручки ППУ и педалей удерживать вертолёт в координированном развороте, не допуская уменьшения скорости менее 60 км/ч.

За 20...30° до курса вывода координированными отклонениями ручки ППУ и педалей начать вывод вертолёт из разворота с таким расчетом, чтобы к моменту разворота на 180° вертолёт вышел в горизонтальный полет без крена и с заданным курсом.



10-14: Поворот на горке

Пикирование

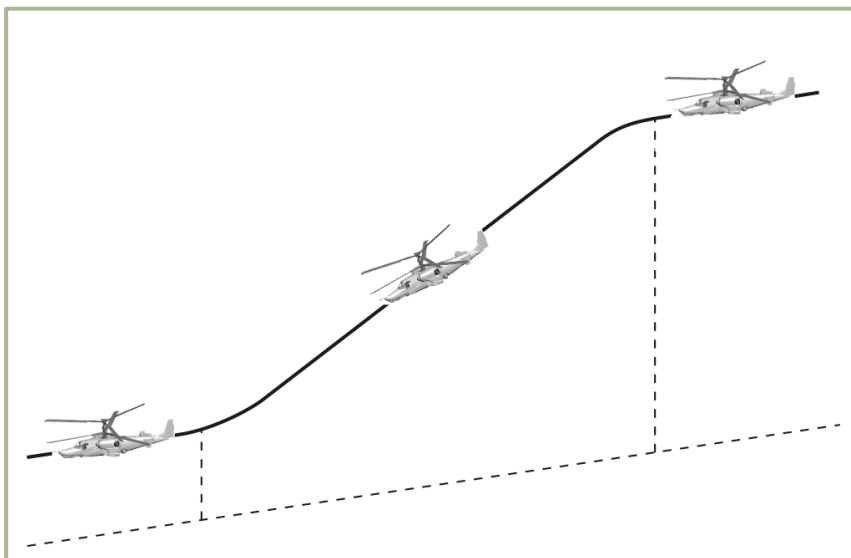
Пикирование в зависимости от высоты полета и исходной скорости выполнять с углами, не превышающими 60° .

Ввод в пикирование выполнять с режима горизонтального полета или с разворота, как при постоянном значении общего шага, так и при переменном – для уточнения движения вертолёта по заданной траектории.

Ввод в пикирование с горизонтального полета выполнять отклонением ручки ППУ «от себя», удерживая вертолёт от кренов и разворотов координированными отклонениями ручки ППУ и педалей.

При выполнении пикирования в конкретную точку на земле наклон заданной траектории удерживать соответствующими изменениями положения рычага ОШ и ручки ППУ.

Вывод из пикирования выполнять отклонением ручки ППУ «на себя» и увеличением общего шага, при этом взятие ручки должно быть с опережением к общему шагу. При выводе из пикирования контролировать максимально допустимую величину вертикальной перегрузки и скорости.



10-15: Пикирование

Потеря высоты на выводе будет минимальной, если вывод выполнять взятием ручки ППУ «на себя» до создания тангажа на кабрирование до $5...10^\circ$ с одновременным увеличением общего шага.

На выводе из пикирования увеличение частоты вращения несущих винтов выше допустимых удерживать соразмерным увеличением общего шага. Высоту вывода выбирать с учетом просадки вертолёта.

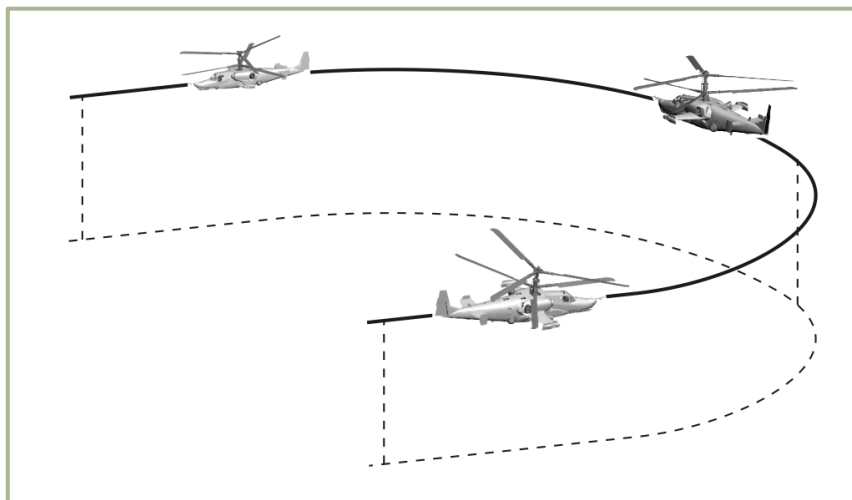
Плоский разворот

Плоский разворот – разворот вертолёта по курсу на величину до 90° в плоскости движения с торможением, практически без крена. Выполнение плоских разворотов разрешается до скорости 220 км/ч.

Ввод вертолёта в разворот выполнять путем энергичного отклонения педали на величину, соответствующую требуемому изменению курса, вплоть до упора. После выдерживания заданного изменения курса отпуская педаль в обратную сторону, не допуская «перехлеста» через нейтральное положение, вывести вертолёт из разворота.

В процессе выполнения разворотов следует парировать изменение крена, тангажа, высоты, вертикальной скорости.

При плоском развороте скорость полета уменьшается. Величина, на которую уменьшается скорость полета, зависит, в основном, от скорости ввода, угла разворота и времени его выдерживания.

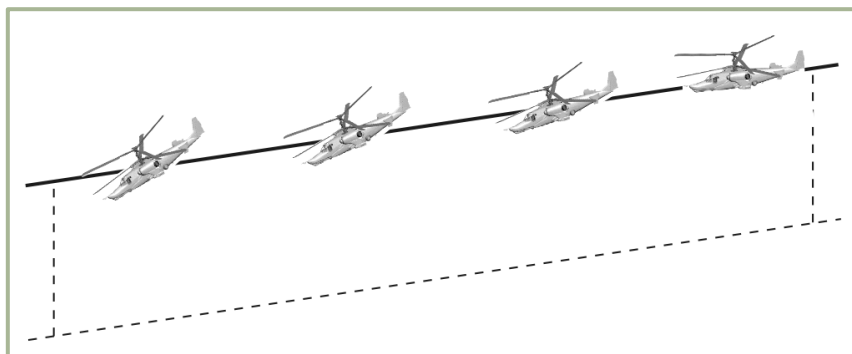


10-16: Плоский разворот

Разгон и торможение с максимальным темпом

Максимальные углы тангажа при разгоне и торможении не должны превышать $\pm 30^\circ$.

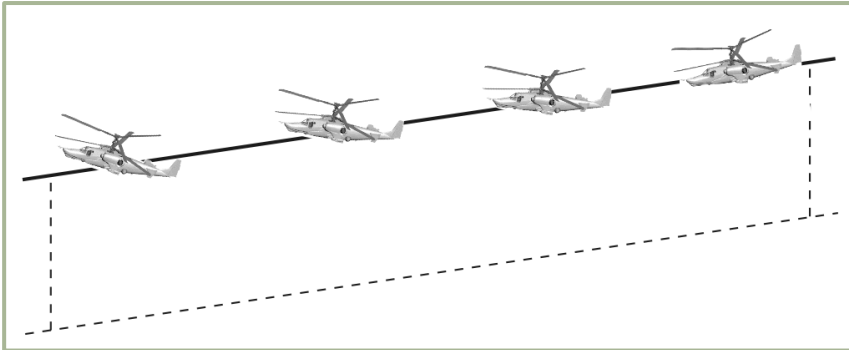
Интенсивность разгона зависит от величины избытка мощности двигателей. Для разгона с режима висения следует увеличить общий шаг до взлетной мощности с одновременным наклоном вперед, не допуская снижения. По мере увеличения скорости (до 120 км/ч) возникающий избыток мощности можно использовать для большего наклона вперед и увеличения темпа разгона.



10-17: Разгон

Интенсивное торможение в полете возможно с максимально разрешенными углами тангажа. Ввод в режим торможения на большой скорости для предотвращения взмывания должен сопровождаться значительным уменьшением общего шага и увеличением частоты вращения несущих винтов. Темп торможения зависит от величины угла тангажа.

При интенсивном торможении примерно за 5 с до зависания необходимо плавно уменьшить тангаж до $10...15^\circ$, не допуская снижения увеличения общего шага.



10-18: Торможение

При необходимости быстрого перелета в любом направлении с режима висения против ветра необходимо отклонить ручку ППУ в сторону заданного направления и создать необходимый темп разгона.

В процессе увеличения скорости вертолёт начинает разворот фюзеляжа по набегающему потоку за счет флюгерной устойчивости. Летчик может корректировать направление движения вертолёта органами управления.

При подлете к точке зависания, в процессе гашения скорости вертолёт при нейтральных педалях самостоятельно развернется носом против ветра.

При разгоне на хвост разворот вертолёта в сторону движения начинать вместе с началом разгона плавной дачей педали.

При вводе вертолёта в режим торможения при строго попутном ветре, необходимо взятием ручки ППУ на себя создать тангаж до 15° и при уменьшении скорости до $50...70$ км/ч плавной дачей педали начать разворот на 180° (по ветру), одновременно увеличением общего шага удерживать вертолёт от вертикального снижения.

Техника пилотирования при разгонах и торможениях с боковым ветром аналогична приведенной выше.

При висении с боковым ветром возможна постановка педали на упор. Для восстановления запасов управления необходимо повернуть вертолёт в сторону ветра или начать перемещение по ветру.

Маневрирование на предельно малых высотах

Боковые перемещения и разгоны вбок выполняются вплоть до постановки противоположной педали на упор. Скорость бокового перемещения при этом составляет до 90...100 км/ч. Дальнейшее увеличение скорости бокового перемещения приводит к развороту вертолётa в сторону движения. Направление полета вбок выдерживать дачей педали, противоположной направлению полета.

Разрешается разгон и полет на хвост без снижения до скоростей 90...100 км/ч. Возникновение самопроизвольного разворота по курсу свидетельствует о превышении максимальной скорости полета на хвост, при этом:

- Если вертолёт самопроизвольно начал разворачиваться на 180°, этому не препятствовать.
- Если ручка ППУ встала на задний упор или появилась тенденция к энергичному опусканию носа - не уменьшая общий шаг, развернуть вертолёт на 180°.
- Если возникла необходимость затормозиться с большой скорости полета назад, то необходимо сначала развернуть вертолёт в сторону движения и далее тормозиться обычным способом.

Интенсивность вертикального маневрирования обеспечивается избытком располагаемой мощности двигателей. При маневрировании с уменьшением высоты полета, в целях предупреждения попадания в режим вихревого кольца необходимо иметь в виду, что при скоростях менее 50 км/ч вертикальная скорость снижения не должна превышать 3 м/с ниже высоты 200 м и 5 м/с – выше 200 м.

Особые случаи в полёте

В данном разделе приведены только случаи отказов оборудования или попадания вертолёт в условия, которые могут привести к аварийным ситуациям. При других, не описанных здесь нестандартных ситуациях, действия летчика, направленные на сохранение жизни и вертолёт, определяются обстановкой, условиями полета и временем, которым располагает летчик; решение по ним в каждом конкретном случае принимает летчик.

Для информирования летчика о возникновении в полете опасных режимов, неисправностей и отказов на вертолёте установлены системы: аварийной сигнализации САС, встроенного контроля и предупреждения ЭКРАН, речевой информации и индикации предельных режимов полета.

При появлении речевой и светосигнальной информации летчику необходимо быстро определить, в какой системе произошел отказ, принять решение о дальнейших действиях.

Одним из первых действий летчика, при любом изменении условий полета, должно быть обращение внимания на частоту вращения несущих винтов:

- Если частота вращения НВ находится в заданных пределах (87...90 %), то летчик спокойно выясняет причину изменений условий полета.
- Если частота вращения НВ выходит из заданных пределов или самопроизвольно изменяется, то необходимо немедленно энергичным движением рычага ОШ в соответствующую сторону установить ее в заданных пределах и выяснить причину отклонения.
- Если частота вращения упала ниже 75 % и полный сброс рычага ОШ с уменьшением скорости полета до 120 км/ч не останавливает ее дальнейшего падения - следует покинуть вертолёт.

Запуск двигателя в полёте

Разрешается производить в полете запуск двигателя, остановленного летчиком в результате ошибочных действий.

Запуск в полете отказавшего двигателя запрещается.

Запуск двигателя в полете разрешается производить при частоте вращения турбокомпрессора на авторотации не выше 7 %, что соответствует приборной скорости 120 км/ч.

Для запуска двигателя необходимо:

- Запустить ВСУ (горит сигнальное табло ВСУ ВКЛЮЧЕНА).
- Убедиться, что РПУ запускаемого двигателя находится в положении МАЛ ГАЗ (из положения АВТОМАТ два раза вниз [RShift + Page Down] или [RAIt + Page Down], в зависимости от двигателя). СТОП-КРАН в положении

ЗАКРЫТО ([RCtrl + Page Up] или [RCtrl + Page Down], в зависимости от двигателя).

- Установить переключатель двигателя в положение запускаемого двигателя, а переключатель ЗАПУСК – ХОЛОДН ПРОКР в положение ЗАПУСК.
- Нажать и отпустить кнопку ЗАПУСК.
- По достижении оборотов турбокомпрессора более 10 % перевести рычаг СТОП-КРАН запускаемого двигателя в положение ОТКРЫТО, при этом двигатель автоматически выходит на режим малого газа.
- Проработать на этом режиме 1 минуту и установить РРУД в положение автомат (два раза [RShift + Page Down] или [RAIT + Page Down], в зависимости от двигателя).
- После запуска проверить работу двигателя по показаниям приборов, после чего выключить ВСУ.

Пожар на вертолётё

Во всех случаях возникновения пожара на земле или в воздухе необходимо принять меры к ликвидации пожара.

В аварийных случаях двигатель останавливается переводом рычага СТОП-КРАН в положение ЗАКРЫТО и немедленным закрытием перекрывающего крана.



10-19: Панель управления системами пожаротушения

Признаки пожара в отсеке силовой установки:

- Высвечивание в проблесковом режиме ЦСО и табло ПОЖАР на левой приборной доске.
- Голосовое сообщение о возникновении пожара в одном из отсеков.
- Высвечивание на правом бортовом пульте (панель СИСТЕМА ПОЖАРОТУШЕНИЯ) светосигнализатора красного цвета с надписью, указывающей отсек, в котором возник пожар (ПОЖАР ЛЕВ ДВИГ, ПОЖАР ВСУ, ПОЖАР ПРАВ ДВИГ, ПОЖАР ВЕНТИЛ).

Действия:

- Проверить по высвечиванию табло желтого цвета «1» на правом боковом пульте срабатывание автоматической системы пожаротушения первой очереди. Если автоматическая система не сработала, включить эту систему вручную нажатием соответствующей кнопки (ПОЖАР ЛЕВ ДВИГ, ПОЖАР ВСУ, ПОЖАР ПРАВ ДВИГ, ПОЖАР ВЕНТИЛ) под горящим светосигнализатором.
- При возникновении пожара в отсеке одного из двигателей, выключить двигатель, в отсеке которого возник пожар, для чего закрыть СТОП-КРАН и перекрывной кран этого двигателя, перейти на полет с одним работающим двигателем.
- При возникновении пожара в отсеке ВСУ при ее работе - выключить ВСУ, для чего нажать кнопку ОСТАНОВ ВСУ и установить выключатель ПЕРЕКР. КРАН ВСУ в положение ЗАКРЫТО.
- Убедиться в ликвидации пожара по погасанию табло ПОЖАР и ЦСО. При этом аварийный светосигнализатор пожара в отсеке и табло срабатывания системы пожаротушения первой очереди «1» не гаснут.
- Если после срабатывания автоматической системы первой очереди табло ПОЖАР и ЦСО не погасли, произвести включение второй очереди системы пожаротушения, для чего переключатель БАЛЛОНЫ АВТ – РУЧН на правом боковом пульте установить в положение РУЧН (второй баллон) и нажать кнопку отсека, в котором возник пожар. При этом высветится табло желтого цвета «2», сигнализирующее о срабатывании второй очереди.

ВНИМАНИЕ! Быть предельно внимательным при работе со стоп-краном и пере-
крывным краном, чтобы не остановить исправный двигатель.

После ликвидации пожара запрещается запускать двигатель, в отсеке которого возник пожар.

Если пожар ликвидировать не удастся - произвести экстренную посадку или покинуть вертолёт (по обстановке).

Отказ одного двигателя в полете

Отказ одного двигателя в полете или автоматическое выключение одного двигателя контуром СТ ЭРД при превышении частоты вращения свободной турбины двигателя выше предельно допустимой.

Признаки:

- Падение частоты вращения несущих винтов и срабатывание лампы аварийной сигнализации «ЗЕБРА», при уменьшении частоты вращения несущих винтов ниже 85 %.
- Характерный звук останавливающегося двигателя.
- Самопроизвольное снижение вертолёта.
- Падение частоты вращения и температуры газов двигателя.

- Падение давления масла на входе в двигатель (по указателю давления).
- Увеличение частоты вращения турбокомпрессора работающего двигателя.

Действия летчика:

- Уменьшить общий шаг, не допуская снижения частоты вращения несущих винтов ниже 85 %.
- Определить по показаниям приборов отказавший двигатель и закрыть его СТОП-КРАН и перекрывной кран.
- Установить скорость полета 110...120 км/ч и перевести РРУ работающего двигателя вверх до упора в максимальное положение для восстановления частоты вращения несущих винтов.
- Убедиться в отсутствии пожара на вертолётё. Открыть кран кольцевания.
- Убедиться в нормальной работе оставшегося двигателя и возможности выполнения горизонтального полета.
- Принять решение о совершении вынужденной посадки или продолжении полета.

В диапазоне скоростей, обеспечивающих однодвигательный полет, допускается, в случае необходимости, работа на высоких режимах работы двигателей с частотой вращения несущих винтов не ниже 83 %.

ВНИМАНИЕ! Минимальная приборная скорость полета вертолётё с одним работающим двигателем 70 км/ч.

Запускать в полете отказавший двигатель запрещается.

Посадка с одним работающим двигателем

Посадку с одним работающим двигателем на неподготовленную площадку выполнять по-вертолётному (без пробега), а на аэродром – по-самолетному (с коротким пробегом).

По возможности, заход на посадку выполнять против ветра.

Для выполнения посадки по-вертолётному необходимо:

- К высоте 60 м обеспечить снижение вертолётё в расчетную точку на скорости 100...120 км/ч.
- На высоте 60 м начать торможение вертолётё, чтобы в процессе дальнейшего снижения в расчетную точку установилась скорость 50...70 км/ч.
- На высоте 8...10 м соразмерным увеличением угла тангажа до 15° и общего шага НВ окончательно погасить поступательную скорость.
- На высоте 2...3 м энергично увеличить общий шаг для гашения вертикальной скорости к моменту приземления до минимальной величины.

- Приземлить вертолёт на основные колеса и без задержки плавно опустить рычаг ОШ вниз до упора.

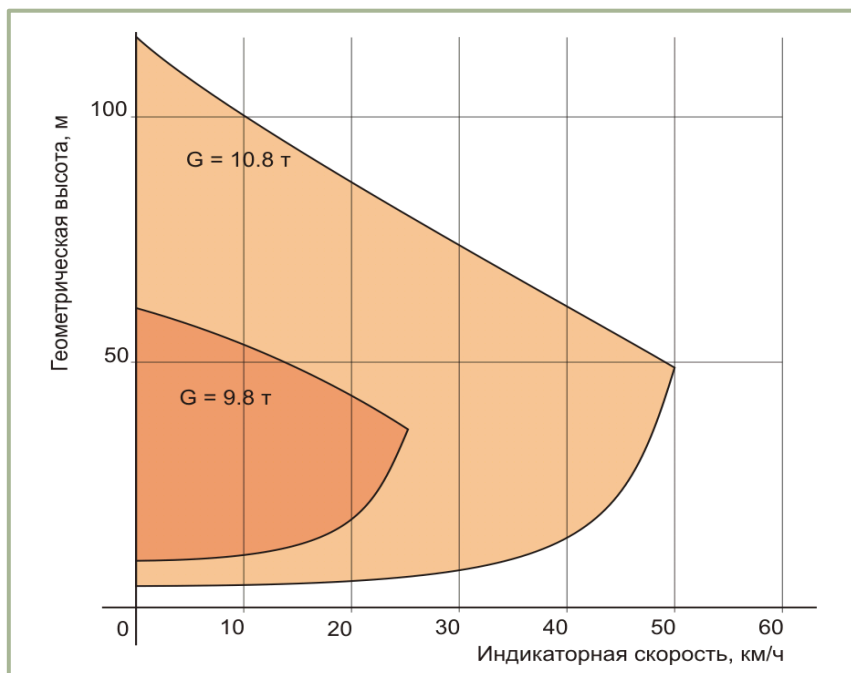
Для выполнения посадки по-самолетному необходимо:

- Обеспечить снижение вертолёта в расчетную точку на скорости 100...120 км/ч.
- С высоты 50 м перевести взгляд на землю и выполнять снижение при постоянном визуальном контроле за высотой.
- На высоте 30 м начать плавное выравнивание вертолёта отклонением ручки ППУ «на себя» с таким расчетом, чтобы на высоте 0,5...1 м вертолёт имел посадочный угол тангажа с околонулевой вертикальной скоростью.
- На выдерживании, сохраняя посадочный угол тангажа, обеспечить плавное приземление вертолёта на основные колеса с поступательной скоростью 30...40 км/ч.
- Плавно уменьшить ОШ до упора.
- Опускание вертолёта на переднее колесо ручкой ППУ не парировать.

ВНИМАНИЕ! При приземлении не допускать боковой сноса вертолёта, а если перед приземлением снос появился – педалью развернуть нос вертолёта по сносу (навстречу набегающей земле).

Отказ одного двигателя на висении

При отказе двигателя на высоте около 10 м, ниже опасной зоны «высота-скорость», вертолёт к моменту приземления не успевает развить вертикальную скорость больше безопасной величины 3,6 м/с.



10-20: Опасные зоны «высота-скорость»

Действия летчика:

- Выполнить сброс общего шага на 2...3° с одновременной отдачей ручки ППУ от себя для придания вертолёту угла тангажа 20...25° на пикирование.
- С высоты 3...5 м энергичным увеличением общего шага на $\frac{3}{4}$ от полного хода выполнить подрыв для уменьшения вертикальной скорости снижения, ручкой ППУ придать вертолёту посадочный угол тангажа (аналогичный углу тангажа на висении).
- По возможности плавно приземлить вертолёт на основные колеса, не допуская боковых перемещений.
- Убрать ОШ вниз до упора.
- Опускание вертолёта на переднее колесо ручкой ППУ не парировать.

При отказе двигателя в зоне опасных высот и скоростей (рис. 10-20) безопасная посадка не гарантируется, поэтому, по возможности, стоит избегать полетов в опасных зонах.

При отказе двигателя на верхней границе опасной зоны или выше ее запас высоты обеспечивает выполнение разгона вертолёта:

- Энергично выполнить сброс общего шага приблизительно на 1/3 хода с одновременной отдачей ручки ППУ от себя для придания вертолёту угла тангажа 20...25° на пикирование.
- При достижении приборной скорости 40...50 км/ч увеличением общего шага приступить к выводу вертолёт из режима снижения в горизонтальный полет.
- Закрывать СТОП-КРАН и перекрывной кран отказавшего двигателя.
- Установить скорость горизонтального полета 110...120 км/ч по прибору и, в зависимости от обстановки, принять решение на выполнение посадки или на продолжение полета с одним работающим двигателем.

Отказ двух двигателей в полёте

Признаки:

- Резкое уменьшение частоты вращения несущих винтов. Загорание светосигнального табло «ЗЕБРА» и ЦСО.
- Характерный звук останавливающихся двигателей.
- Разбалансировка вертолёт в продольном отношении в полете с поступательной скоростью (изменение угла тангажа на пикирование).
- Изменение высоты полета и увеличение вертикальной скорости снижения.
- Быстрое падение частоты вращения и температуры газов двигателей, падение давления масла двигателей.

Действия летчика:

- Немедленно уменьшить общий шаг до минимального для обеспечения поддержания частоты вращения несущих винтов.
- Ручкой ППУ установить заданную приборную скорость на режиме самовращения несущих винтов 100...180 км/ч.
- Закрывать стоп-краны и перекрывные краны двигателей.
- Произвести сброс грузов на подвесках.
- Снять нагрузки с органов управления.
- Выпустить шасси.
- Выбрать площадку и зайти на посадку, по возможности против ветра.

Посадка на режиме самовращения несущих винтов

К высоте 50 м установить скорость 100...120 км/ч по прибору, частоту вращения несущих винтов 86 ± 1 %, перевести взгляд на землю, выполняя дальнейшее снижение при постоянном визуальном контроле высоты.

Дальнейшие действия зависят от выбранной точки посадки (аэродром или неподготовленная площадка).

Посадка на неподготовленную площадку выполняется по-вертолётному или с вынужденным коротким пробегом, скоротечна и требует от летчика энергичных, соразмерных действий органами управления.

Для выполнения посадки необходимо:

- Подвести вертолёт к высоте выравнивания (30 м) на скорости 100...120 км/ч.
- С высоты 30 м выполнить выравнивание, для чего энергичным отклонением ручки ППУ на себя создать угол тангажа до 25° с последующим энергичным взятием рычага ОШ на 2/3 полного хода. Тангаж удерживать до полного торможения или до высоты не менее 3 м.
- С высоты 3 м энергичным отклонением ручки ППУ от себя придать вертолёту посадочный угол тангажа и одновременно по мере приближения вертолёта к земле произвести подрыв - увеличить общий шаг несущих винтов до максимального.
- Приземление произвести на основные колеса, удерживая вертолёт ручкой ППУ от энергичного опускания на переднее колесо.
- После касания земли передним колесом, ручку ППУ установить в нейтральное положение и уменьшить общий шаг до минимального. При необходимости применить тормоз колес.

Посадка на подготовленную площадку (аэродром) выполняется по-самолетному с пробегом. Посадка с пробегом по сравнению с посадкой без пробега носит более спокойный характер и позволяет контролировать ситуацию на любом этапе посадки.

Для выполнения посадки необходимо:

- Подвести вертолёт к высоте выравнивания на скорости 100...120 км/ч.
- С высоты 30...50 м начать плавное выравнивание вертолёта отклонением ППУ «на себя» с последующим плавным увеличением общего шага несущих винтов. Действия ручкой ППУ и рычагом ОШ должны быть такими, чтобы обеспечить плавный подвод вертолёта к земле на высоте 0,5...1 м с посадочным углом тангажа.
- На выдерживании, сохраняя посадочный угол тангажа, соразмерно с приближением вертолёта к земле, увеличить общий шаг до максимального и плавно приземлить вертолёт на основные колеса, удерживая его ручкой ППУ от энергичного опускания на переднее колесо. Поступательная скорость приземления должна составлять 40...60 км/ч.
- После касания земли передним колесом ручку ППУ установить в нейтральное положение, уменьшить общий шаг до минимального и применить тормоза колес для сокращения пробега.

ВНИМАНИЕ! Допустимая скорость пробега на посадке по условиям предотвращения колебаний типа «шимми» не более 80 км/ч

Отказ двух двигателей на висении

При отказе двигателей на рабочих высотах висения (25 м):

- Энергично уменьшить общий шаг, примерно на половину хода.
- С высоты 5...7 м энергично увеличить общий шаг до максимального (выполнить подрыв) для гашения вертикальной скорости снижения.
- Приземление произвести на основные колеса с последующим опусканием вертолѐта на переднее колесо.
- После приземления немедленно опустить рычаг ОШ вниз до упора.
- Закрывать стоп-краны и перекрывные краны обоих двигателей.
- Обесточить вертолѐт.

Режим вихревого кольца

Признаки:

- Самопроизвольное увеличение вертикальной скорости снижения и ухудшение управляемости вертолѐта на режимах вертикальных снижений при скоростях полета менее 50 км/ч.

Действия летчика:

- Энергично выполнить сброс общего шага несущих винтов (примерно на 1/3 хода) и одновременно отдать ручку ППУ «от себя» до придания вертолѐту угла тангажа 20...25° на пикирование.
- При достижении поступательной скорости более 50 км/ч вывести вертолѐт из снижения.
- При нехватке высоты для вывода из вихревого кольца - покинуть вертолѐт.

Отказ гидросистем

Отказ основной гидросистемы.

Признаки:

- Загорание ЦСО в проблесковом режиме и появление на табло УСТ системы ЭКРАН информации ОСНОВНАЯ ГИДРО.
- Загорание табло КЛАПАН 1 ГИДРО и КЛАПАН 2 ГИДРО на пульте гидросистемы, что свидетельствует об автоматическом вступлении в работу общей гидросистемы.
- Падение давления в основной гидросистеме (по манометру).

Действия летчика:

- Выполнение задания прекратить, выполнить возврат на аэродром.

Отказ общей гидросистемы при работающей основной.

Признаки:

- Загорание ЦСО в проблесковом режиме и появление на табло УСТ системы ЭКРАН информации ОБЩАЯ ГИДРО.
- Падение давления в общей гидросистеме (по манометру).

Действия летчика:

- Выполнение задания прекратить, выполнить возврат на аэродром.



11

**БОЕВОЕ
ПРИМЕНЕНИЕ**

11. БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ

Полет в район боевых действий выполнять на наивыгоднейших режимах полета. Подход к цели и выход на цель должны быть скрытными, с использованием рельефа местности и препятствий. Хорошие результаты может дать действие из засад.

Маневрирование в районе цели выполнять на скоростях, с кренами и тангажами в пределах установленных ограничений для вертолёта и на высотах, обеспечивающих безопасность полета и защиту от противодействия ПВО.

Режимы и профили полета с применением оружия (высота, скорость, дальность, углы крена и тангажа) выбираются в пределах установленных ограничений для применяемого оружия.

Дальность визуального обнаружения днем малоразмерных наземных целей при максимальной дальности видимости равна 10-15 км. Распознавание типа цели с помощью комплекса И-251В «Шквал» – 5-10 км.

Ограничения ПТУР «Вихрь»

Минимальная высота полета над рельефом местности по условиям загрузки летчика:

- На режиме висения – 10 м.
- В горизонтальном полете – 50 м.

На меньших высотах резко возрастает вероятность столкновения с землей или препятствиями в случае потери управления и дезориентации при активной работе с системой вооружения.

Максимальная барометрическая высота пуска ПТУР - 4000 м.

На высотах до 3000 м пуск ПТУР обеспечивается во всем диапазоне скоростей, в том числе и на режиме висения.

Дальность пуска ПТУР:

- Минимальная – 800 м.
- Максимальная – 8000 м.

Угол поворота в вертикальной плоскости подвижного пускового устройства ракет «Вихрь» составляет от минус 11°30', до 0°. Поворот пускового устройства ПТУР с одновременным отклонением прицельной марки на ИЛС по углу места цели вниз обеспечивается только в основном режиме наведения ПТУР.

Ограничения стрельбы из несъемной подвижной пушечной установки (НППУ)

Минимальная высота полета вертолёта над рельефом местности днем по условиям загрузки летчика:

- На режиме висения – 10 м.
- В горизонтальном полете с использованием И-251В – 30 м.
- В горизонтальном полете без использования И-251В – 20 м.

Максимальная высота боевого применения – 5000 м.

Максимальная скорость горизонтального полета по прибору – 300 км/ч.

Минимальная дальность стрельбы из НППУ – 800 м.

Максимальная прицельная дальность стрельбы из НППУ – 2000 м.

Максимальные допустимые углы вертолёта:

- По крену - $\pm 45^\circ$.
- По тангажу - $\pm 60^\circ$.

Ограничения НАР

Минимальная высота полета вертолёта над рельефом местности днем по условиям загрузки летчика:

- В горизонтальном полете с использованием И-251В – 30 м.
- В горизонтальном полете без использования И-251В – 20 м.

Максимальная высота боевого применения – 4000 м.

Минимальная дальность пуска – 1000 м.

Максимальная прицельная дальность пуска – 2000 м.

Разрешенная дальность – 4000 м (без автоматического ввода поправок).

Подготовка к боевому вылету

Для успешного выполнения боевого задания необходимо обеспечить надлежащую подготовку к полету. Для этого необходимо:

- Изучить особенности задания на полет, возможные способы его выполнения, применяемое оружие, возможное противодействие.

- Уточнить маршрут и профиль полета.
- Проанализировать обстановку в районе цели, характеристики цели и прикрывающих средств ПВО.
- Откорректировать план полета в случае необходимости.
- Определить способы атаки цели и схемы повторных заходов.
- Определить порядок связи и способы взаимодействия.

Полет в зону боевого соприкосновения

Общие указания

Основным способом полета вертолёта или группы вертолётов в зону боевого соприкосновения является полет по запрограммированному в ПНК и систему АБРИС маршруту.

Полет по маршруту выполнять на наиболее выгодных режимах. С целью скрытного подхода к цели использовать предельно малые высоты.

При действиях в условиях быстро меняющейся обстановки при подходе к зоне боевого соприкосновения использовать доразведку с применением аппаратуры внешнего целеуказания (ВЦУ), а также самостоятельный поиск.

Проверить включение опции отображения тактической обстановки в системе АБРИС (по умолчанию включена). Для этого нажать на АБРИС первую кнопку ОПЦИИ [1], появится страница ОПЦИИ. Далее еще раз нажать первую кнопку – УСТАН [1], появится выпадающее меню. С помощью манипулятора курсора АБРИС или с помощью кнопок стрелок ВВЕРХ [2] и ВНИЗ [3], выбрать пункт КАРТЫ и еще раз нажать кнопку УСТАН [1]. После этого появится страница ОПЦИИ. Напротив позиции ТАКТИКА должен стоять знак «+».

Включить режим НАВ (КАРТА) на АБРИС. Для этого нажать пятую кнопку НАВ [5].

Настроить масштаб карты на АБРИС. Для этого в режиме НАВ нажать кнопку КАРТА [2], после этого кнопки [3] и [4] приобретут значения МСШТБ+ и МСШТБ-. С помощью этих кнопок настроить нужный масштаб и вернуться обратно в режим НАВ, нажав на кнопку НАВ [5].

При подходе к району боевых действий:

- Включить выключатель ГЛАВНЫЙ.
- Установить необходимый режим применения оружия.
- Установить выключатель ИЗЛ – ОТКЛ на ПВР в положение ИЗЛ.
- Включить аппаратуру выброса ловушек УВ-26 и ввести необходимую программу выброса, исходя из предполагаемых угроз.
- Переключателем режима работы оборонного комплекса на левой приборной панели включить РЕЖИМ БКО – БОЕВОЙ.

- Произвести построение группы вертолётов, исходя из тактического замысла.

По окончании работы:

- Выключить выключатель ГЛАВНЫЙ.
- Проверить работу систем и оборудования.
- Выполнить маневр ухода от цели и возвратиться на базу по запрограммированному маршруту.

Ввод оперативных точек в ПрГНК

ПрГНК вертолёта имеет возможность хранить в памяти до 10 оперативных точек (ОТ), которые могут являться целями или точками выхода.

В полете определение ОТ осуществляется двумя способами:

- Пролетом вертолёта над ОТ с запоминанием координат в момент пролета. В этом случае координаты цели соответствуют координатам вертолёта, находящегося непосредственно над ОТ.
- С помощью комплекса И-251В и лазерного дальномера (угломестный способ), когда определяется азимут-удаление до ОТ относительно собственных координат вертолёта.

Ввод ОТ методом пролета

- Установить галетный переключатель ПВИ в положение ВВОД.
- Установить переключатель И-251В – ПРОЛ [RCtrl + V] в положение ПРОЛ.
- Нажать на ПВИ кнопку-табло ОТ [RAlt + U].
- Присвоение номера ОТ осуществляется путем нажатия на цифровом наборном поле ПВИ кнопки, соответствующей желаемому номеру вводимой ОТ.
- В момент пролета над ОТ нажать кнопку ЦУ [O] на ручке ППУ, при этом численные координаты вертолёта выводятся на табло ПВИ как координаты ОТ, на ИЛС индицируется разовая команда ОТ.
- Нажать на ПВИ кнопку ВВОД [RAlt + I], при этом численные координаты запоминаются как координаты ОТ. Разовая команда ОТ на ИЛС исчезает.
- После ввода ОТ установить галетный переключатель ПВИ в положение РАБ.

Ввод ОТ с помощью И-251

- Убедиться, что выключатель ИЗЛ-ОТКЛ [RShift + O] на ПВР установлен в положение ИЗЛ.
- Установить галетный переключатель ПВИ в положение ВВОД.

- Установить переключатель И-251В – ПРОЛ [RCtrl + V] в положение И-251В.
- Нажать на ПВИ кнопку-табло ОТ [RAlt + U].
- Присвоение номера ОТ осуществляется путем нажатия на цифровом наборном поле ПВИ кнопки, соответствующей желаемому номеру вводимой ОТ.
- Нажать кнопку ЦУ [O] на ручке ППУ, при этом на телевизионном индикаторе появляется изображение.
- С помощью кноппеля джойстика или клавиш управления [], [], [], [/] совместить линию визирования с целью (ОТ) по ИЛС и обнаружить ее на ИТ.
- На ИТ обрмить изображение цели прицельной рамкой переключателем РАМКА на рычаге общего шага (РОШ) [], [] и нажать кнопку АЗ [Enter]. При этом на ИТ должна появиться индикация дальности до цели.
- Нажать кнопку ЦУ [O] на ручке ППУ, при этом счисленные координаты ОТ выводятся на табло ПВИ, на ИЛС индицируется разовая команда ОТ.
- Нажать на ПВИ кнопку ВВОД [RAlt + I], при этом счисленные координаты запоминаются как координаты цели. Разовая команда ОТ на ИЛС исчезает.
- После ввода ОТ установить галетный переключатель ПВИ в положение РАБ. На ПВР нажать кнопку СБРОС [Backspace].

Ввод типов целей и точек выхода

Включить выключатели ТЛК [LCtrl + LShift + O], УКВ-ТЛК [LCtrl + LShift + P] (пульз правый боковой) и ВЦУ [RCtrl + B] (ПВИ).

Убедиться, что выключатель ИЗЛ-ОТКЛ [RShift + O] на ПВР установлен в положение ИЗЛ.

Галетный переключатель КТО Я [LCtrl + I] на ПВЦ должен быть установлен в положение, соответствующее номеру вертолѐта. Командир группы должен иметь номер 1.

Галетный переключатель РЕЖИМ [LCtrl + M] на ПВЦ установить на вертолѐте командира в положение КОМ.

Определение координат цели (точки подхода) вертолѐтами Ка-50 осуществляется с помощью комплекса И-251В и лазерного дальномера (угломестный способ), когда определяется азимут-удаление до цели относительно собственных координат вертолѐта.





После визуального обнаружения цели летчику необходимо:

- Нажать кнопку ЦУ [O] на ручке ППУ, при этом на телевизионном индикаторе появляется изображение.

- С помощью кнопки джойстика или клавиш управления [], [], [], [/] совместить линию визирования с целью по ИЛС и обнаружить ее на ИТ.
- Провести распознавание и классификацию цели, переключившись в узкое поле зрения [=].
- На ИТ обрмить изображение цели прицельной рамкой переключателем РАМКА на рычаге общего шага (РОШ) [], [] и нажать кнопку АЗ [Enter].
- На ПРЦ нажать кнопку-табло, соответствующую наблюдаемому типу цели или точки выхода [LShift + 1...4] (при этом включается ее подсвет).
- На ПРЦ нажать кнопку-табло ПРД/ПАМ [LShift + U] для запоминания координат цели (при этом происходит кратковременное включение ее подсвета и выключение подсвета нажатой ранее кнопки типа цели. На АБРИС появляется символ, соответствующий типу цели с присвоенным номером.
- На ПВР нажать кнопку СБРОС [Backspace], при этом происходит ориентирование линии визирования И-251В по продольной оси вертолётa.

Передача цели ударным вертолётам

Запомненные координаты цели с вертолётa-разведчика передаются с помощью аппаратуры ВЦУ, при этом летчику вертолётa-разведчика необходимо:

- На ПРЦ нажать кнопку-табло типа цели:
 -  /1 – подвижная малоразмерная цель, бронетехника [LShift + 1];
 -  /2 – средства ПВО [LShift + 2];
 -  /3 – прочие объекты [LShift + 3];
 -  – точки подхода к цели [LShift + 4]. При этом значок выбранной цели начнет мигать на экране.
- Если в памяти системы находится несколько однотипных целей, то необходимо нажимать кнопку цели несколько раз, перебирая все однотипные цели циклически и контролируя перебор по экрану системы АБРИС.
- На ПРЦ нажать кнопку-табло с номером вертолётa, которому адресовано ЦУ [LCtrl + 1...4], или кнопку-табло ВСЕМ [LCtrl + 5] (подсвет кнопки включен).
- На ПРЦ нажать кнопку-табло ПРД/ПАМ [LShift + U] (подсвет кнопки включен).
- На дисплее АБРИС индицируется мигающий значок передаваемой цели.

В случае, если ударный вертолёт принял информацию от вертолётa-разведчика и ответил ему, на ПРЦ последнего выключается подсвет указанных кнопок. При отсутствии «квитанции» о приеме начинается мигание подсвета кнопки ПРД/ПАМ. В этом случае необходимо повторно нажать кнопку ПРД/ПАМ [LShift + U], при этом выключается подсвет кнопок ПРД/ПАМ, номера вертолётa и номера цели, прекращается мигание символа цели на дисплее АБРИС. Если вместо номера вертолётa была

нажата кнопка ВСЕМ [LCtrl + 5], то после нажатия кнопки ПРД/ПАМ подсвет кнопка выключается вне зависимости от получения квитанции о приеме.

В случае передачи координат определяемой цели другому вертолёту без их запоминания после взятия цели на автосопровождение комплексом И-251В необходимо нажать кнопку-табло номера вертолёта [LCtrl + 1...4], которому передается местоположение цели, и нажать кнопку ПРД/ПАМ [LShift + U].

Для передачи запомненных координат оперативной точки на ударный вертолёт необходимо:

- На ПВИ нажать кнопку-табло ОТ [RAIt + U] (загорается ее подсвет).
- На ПВИ нажать кнопку-табло с цифрой, соответствующей номеру оперативной точки [RAIt + 0...9]. При этом загорается номер оперативной точки на ПВИ, на дисплее АБРИС начинает мигать символ точки.
- На ПРЦ нажать кнопку-табло назначенного типа цели или точки выхода [LShift + 1...4] для этой ОТ (загорается подсвет нажатой кнопки).
- Нажать кнопку-табло номера вертолёта [LCtrl + 1...4], которому адресуется передача (загорается подсвет нажатой кнопки).
- Нажать кнопку-табло ПРД/ПАМ [LShift + U] (загорается подсвет нажатой кнопки) для осуществления передачи.

После прихода «квитанции» о приеме подсвет указанных кнопок гаснет.

Работа с ВЦУ при сближении ударного вертолёта с целью

Прием целеуказания ударным вертолётом осуществляется при установке галетного переключателя на ПВЦ в положение ПРИЕМ, ВЕДОМ или КОМ [LCtrl + M].

При приеме информации от вертолёта разведчика (командира) о местоположении цели на ударном вертолёте речевой информатор и УСТ выдают сообщение летчику «Принять ЦУ».

Одновременно на ПРЦ включается мигающий подсвет кнопки-табло номера типа цели или точки подхода и кнопки-табло с номером вертолёта, передающего информацию.

После приема информации в режиме ВЕДОМ происходит автоматическая выдача «квитанции» на вертолёт, передавший координаты цели.

После приема целеуказания от вертолёта-разведчика летчик ударного вертолёта имеет возможность запомнить принятую информацию. Для этого ему необходимо нажать кнопку-табло типа цели [LShift + 1...4] (при необходимости изменить тип цели), а затем кнопку ПРД/ПАМ [LShift + U] на ПРЦ (на дисплее АБРИС символы принимаемой цели и вертолёта, передающего координаты цели, а также подсвет кнопок-табло прекращает мигать).

При необходимости стирания информации с дисплея АБРИС необходимо:

- Для стирания символа цели нажать нужное количество раз кнопку-табло типа цели [LShift + 1...4] для выделения цели, затем кнопку-табло СТИР [LShift + T].
- Для стирания символа вертолѐта, нажать кнопку-табло с номером вертолѐта [LCtrl + 1...4], затем кнопку-табло СТИР [LShift + T].

Автоматический выход на цель

При подходе к району боевых действий летчику ударного вертолѐта для осуществления автоматического выхода на цель необходимо:

- Нажать кнопку табло типа цели [LShift + 1...4] (перебором выбрать необходимую цель), при этом включается подсвет кнопки-табло типа цели, а на дисплее АБРИС начинает мигать символ цели.
- Нажать кнопку-табло ВЫХОД [LShift + Y] на ПРЦ (при этом включается ее подсвет, а подсвет кнопки-табло типа цели выключается), а также включить выключатель ЗК на ППР и установить переключатель СНИЖ-МАРШРУТ на РОШ в положение МАРШРУТ [R].
- Нажать кнопку-табло АДВ [Q] на ПВР (при этом происходит автоматизированный доворот вертолѐта на цель, символ цели на дисплее АБРИС перестает мигать и обрамляется перекрестием).

Одновременно на ИЛС вместо шкалы курса индицируется шкала КУЦ и счетчик дальности до цели, на которую производится выход, а на ПНП - пеленг на цель и дальность до нее. При подлете к цели на удалении 8 км - нажать кнопку ЦУ [O], приступить к обнаружению цели на ИТ-23. При необходимости включить режим сканирования повторным нажатием ЦУ [O].

При обнаружении цели необходимо слегка сдвинуть кноппель джойстика или нажать на любую управляющую клавишу [;], [,], [.] , [/] (сканирование прекращается), обрмить цель [I], [I] и взять ее на сопровождение [Enter].

Снятие режима ВЫХОД осуществляется повторным нажатием кнопки ВЫХОД [LShift + Y].

Управление ведомыми - задача «Разведка»

При необходимости командир группы может поставить задачу разведки для любого ведомого в группе.

Для этого необходимо:

- Вызвать меню радиопереговоров [V].
- Выбрать ведомого [F2], [F3], [F4].
- Вызвать меню разведки [F9].

- Выбрать в меню требуемую глубину разведки или направить ведомого на переданную через канал ВЦУ точку.

После отдачи приказа вертолёт-разведчик начнет двигаться на малой высоте по курсу игрока в режиме сканирования местности на указанную глубину.

При обнаружении цели вертолёт-разведчик будет передавать через аппаратуру ВЦУ координаты и тип цели командиру группы.

Поиск цели в режиме автоматического сканирования

При выполнении боевых и навигационных задач можно использовать режим автоматического сканирования оптической оси телевизионной системы И-251 (линии визирования) в секторе $\pm 10^\circ$ относительно первоначального курсового угла.

Порядок работы.

Включение сканирования:

- Нажать кнопку ЦУ [O] и навести в район поиска линию визирования с помощью кноппеля МЕТКА [;], [.,], [-], [/] на ручке ППУ.
- Включить сканирование, для чего повторно нажать кнопку ЦУ [O] на ручке ППУ; при этом оптическая ось телевизионной системы И-251 и символ линии визирования на ИЛС начинают перемещение влево и вправо на 10° относительно начального положения линии визирования.
- Подобрать требуемую скорость сканирования установкой галетного переключателя СКАНИР [LCtrl + LShift + M] [RAIt + LCtrl + M] на правом пульте (от 0,25 до 3-х градусов в секунду).

Далее необходимо контролировать перемещающуюся картинку местности на экране телевизионного индикатора ИТ-23.

При обнаружении цели на ИТ-23 - остановить сканирование, тронув кноппель [;], [.,], [-], [/] (при любом прикосновении к кноппелю сканирование останавливается).

В случае необходимости выполнить опознавание цели, переключившись в узкое поле зрения переключателем ШПЗ – УПЗ [-], [=] на РОШ.

Для продолжения поиска после остановки вновь нажать на кнопку ЦУ [O], при этом сканирование возобновляется.

Перемещение зоны сканирования:

- Кноппелем переместить символ линии визирования на ИЛС в район нового поиска, при этом сканирование останавливается.
- Включить сканирование новым нажатием на кнопку ЦУ [O], при этом сканирование возобновляется в секторе $\pm 10^\circ$ относительно вновь заданного направления линии визирования.

Выключение режима сканирования происходит при нажатии кнопки СБРОС [Backspace] на ПВР, при этом сканирование отключается и ось И-251 устанавливается в нулевом положении.

Подготовка к применению оружия

Готовность системы управления оружием (СУО):

- Пульт ПУИ. На индикаторе ОСТАТОК ВПУ высвечена информация о наличии боеприпасов к пушке. Высвечивается остаток снарядов в выбранной ленте в десятках. Индекс «23» обозначает, что выбранная лента снаряжена 230 снарядами.
- Пульт ПУИ. Под символом вертолёта высвечены нижние желтые светосигнализаторы наличия оружия на консолях крыла.
- На индикаторе ТИП в зависимости от положения переключателя ВНЕШН [Y] – ВНУТР [I] (на ручке общего шага) высвечена информация о типе подвешенного оружия: НР (неуправляемые ракеты), ПС (противотанковые снаряды), АВ (авиационные бомбы), СП (съёмные пушки).

Установка переключателей СУО при подготовке к пуску ПТУР

На пульте ПВР:

- Галетный переключатель ОСН РЕЖ – положение, соответствующее варианту управления пуском. В случае полной функциональности комплекса – ППУ. В случае неполной функциональности – НПУ или РУ.
- Выключатель ИЗЛ – ОТКЛ (излучение – отключено) [RShift + O] в положение ИЗЛ.
- Переключатель АС – ПМ (автоматическое сопровождение – прицельная марка) [P] в положение АС.
- Кнопка НПЦ (наземная подвижная цель) [N] нажата – включен подсвет кнопки.

На ПУИ:

- Переключатель АВТ – РУЧН (автомат – ручное) [A] в положение АВТ.
- Переключатель ДЛ – СР – КОР (длинная – средняя – короткая) [S] в положение выбранного режима пуска. ДЛ и СР – залповый пуск двух ракет. КОР – пуск одной ракеты.

Переключатель ВНЕШН – ВНУТР на рычаге общего шага в положение ВНЕШН, при этом на ПУИ высветятся верхние зеленые светосигнализаторы о готовности к применению ПТУР.

Выключатель ГЛАВНЫЙ [LAlt + W] – включить.

Установка переключателей СУО при подготовке к пуску НАР

На ПУИ:

- Переключатель ДЛ – СР – КОР (длинная – средняя – короткая) [S] в положение выбранного режима пуска ракет:
ДЛ – осуществляется пуск 10 ракет С-8 (половина боекомплекта) из каждого блока;
СР – 5 ракет С-8 (четверть боекомплекта) из каждого блока;
КОР – по одной ракете из каждого блока.

Положения других переключателей на ПУИ при пуске НАР не контролируются.

Выключатель ГЛАВН [LAlt + W] – включить.

На рычаге общего шага переключатель ВНЕШН – ВНУТР - в положение, соответствующее выбранным к применению блокам, при этом на ПУИ высветятся верхние зеленые светосигнализаторы о готовности к применению выбранного оружия, а также информация об остатке боекомплекта в выбранных блоках.

Установка переключателей СУО при подготовке к стрельбе из пушки

На ПВР:

- Галетный переключатель – в положение, соответствующее варианту применения пушки:
ППУ – подвижная пушка;
НПУ – неподвижная пушка.
- Выключатель ИЗЛ – ОТКЛ (излучение – отключено) [RShift + O] в положение ИЗЛ (при стрельбе с измерением дальности).
- Переключатель АС – ПМ (автоматическое сопровождение – прицельная марка) [P] в положение АС с уточнением прицеливания и вычисления точки упреждения или ПМ – без уточнения.
- Кнопка НПЦ (наземная подвижная цель) [N] нажата – включен подсвет кнопки.

На ПУИ:

- Переключатель АВТ – РУЧН (автомат – ручное) [A] в положение выбранного варианта управления стрельбой:
АВТ – основной режим стрельбы с расчетом разрешенной дальности;
РУЧН – резервный режим без учета разрешенной дальности.

- Переключатель ДЛ – СР – КОР (длинная – средняя – короткая) [S] в положение, соответствующие выбранному режиму стрельбы:
ДЛ и СР – длина очереди 20 выстрелов;
КОР – 10 выстрелов.
- Переключатель МТ-БТ (малый темп – большой темп) в положение выбранного темпа стрельбы:
МТ – 300 выстрелов в минуту;
БТ – 600 выстрелов в минуту.
- Переключатель ОФ – БР (осколочно-фугасные – бронебойные снаряды) [LCtrl + C] в положение требуемого типа снарядов.

Выключатель ГЛАВН [LAlt + W] – включить.

Установка переключателей СУО при подготовке к бомбометанию

Система управления оружием вертолёта Ка-50 не имеет режима расчета точки падения бомб. Применение бомбового вооружения производится глазомерно.

Положения переключателей на ПУИ при бомбометании не контролируются.

Выключатель ГЛАВН [LAlt + W] – включить.

На рычаге общего шага переключатель ВНЕШН [Y] – ВСЕ [U] – ВНУТР [I] - в положение, соответствующее выбранным к применению точкам подвески с бомбами или КМГУ, при этом на ПУИ на индикаторе типа оружия высветятся АБ, верхние зеленые светосигнализаторы о готовности к применению выбранного оружия, а также информация об остатке бомб или КМГУ.

Установка переключателей СУО при подготовке к пуску УРВВ

На пульте ПВР:

- Выбрать полусферу атаки цели, по умолчанию ЗПС. При выборе ППС нажать кнопку [LAlt + S] – включен подсвет кнопки.

На ПУИ:

- Переключатель АВТ – РУЧН (автомат – ручное) [A] в положение выбранного режима пуска – полуавтоматический или ручной.

На рычаге общего шага переключатель выбора подвесок в положение ПС ВОЗД [LCtrl + U].

Выключатель ГЛАВНЫЙ [LAlt + W] – включить.

Выключение режима применения оружия

Нажать на кнопку СБРОС [[Backspace](#)] на ПВР.

Убедиться в отключении табло ППУ (встроенная пушечная установка расстопорена), если велась стрельба из подвижной пушки.

Выключатель ГЛАВН [[LAlt + W](#)] – выключить.

Выход на цель в автоматическом режиме

Включить режим, для чего:

- Установить выключатели и переключатели на ПВР и ПУИ в положение, соответствующее выбранному оружию, режиму и условиям его применения.
- Нажать на кнопку АДВ (автоматический доворот) [Q] на ПВР.
- Выключатель ОБЗ – ОТКЛ (обзор – отключен) [H] на ПВР установить в положение ОБЗ (в случае применения наשלемной системы целеуказания НСЦ) или в положение ОТКЛ (без применения НСЦ).
- Убедиться в том, что выключатель ИЗЛ – ОТКЛ (излучение – отключено) [RShift + O] находится в положении ИЗЛ, а переключатель АС - ПМ (автоматическое сопровождение – прицельная марка) [P] - в положении АС.
- Переключатель ШПЗ – УПЗ (широкое поле зрения – узкое поле зрения) на ручке управления общим шагом установить в положение ШПЗ [-].
- Проконтролировать появление в наשלемном устройстве (если применяется) и на ИЛС прицельной марки, а на ИТ – изображения местности, прицельной рамки и границ УПЗ. Одновременно на ИЛС и ИТ появляется соответствующая пилотажная информация и индикация положения линии визирования И-251.

Визуальный поиск в режиме автоматического выхода на цель

Определить примерное расположение цели на местности и развернуть вертолёт на цель, после чего:

- Нажать кнопку ЦУ [O] на ручке ППУ и кнопкой МЕТКА [;], [;], [;], [/] наложить символ линии визирования по ИЛС на цель.
- Перенести взгляд на ИТ, обнаружить изображение цели сначала в ШПЗ, затем переключателем ШПЗ –УПЗ [-], [=] переключиться в УПЗ и распознать цель.
- С помощью кнопки МЕТКА [;], [;], [;], [/] навести рамку на изображение цели.
- Произвести первичное обрамление цели с помощью переключателя РАМКА М – Б [M], [M] на рычаге общего шага.
- Контролировать автоматический доворот и устойчивость полета вертолётa в направлении на цель.
- В процессе сближения с целью (при необходимости) корректировать с помощью кнопки МЕТКА расположение цели в центре рамки на ИТ и уточнять ее обрамление.

Визуальный поиск с целеуказанием от НСЦ в режиме автоматического выхода на цель

При подходе к району цели включить выключатель ОБЗ – ОТКЛ на ПВР, после чего:

- Определить район цели, поворотом головы навести на него нашлемное визирное устройство (НВУ), нажать кнопку ЦУ [O] на ручке ППУ, при этом на НСЦ появляется сигнал ОТРАБОТКА (две концентрические окружности и мигающее перекрестие); удерживать кнопку до появления на НВУ сигнала «отработка И-251 выполнена» (две концентрические окружности и перекрестие индицируются устойчиво), после чего отпустить ее. В момент нажатия кнопки ЦУ включается автоматический доворот на цель. На ИЛС индицируется пилотажно-навигационная информация, символ линии визирования перемещается в район цели и совмещается с прицельной маркой НСЦ.

Если в момент нажатия кнопки ЦУ углы НСЦ меньше максимальных углов отклонения И-251, происходит разарретирование И-251 и отработка им углов НСЦ.

Если в момент нажатия кнопки ЦУ углы НСЦ больше максимальных углов И-251, то происходит разарретирование И-251 и отработка им максимального значения курсового угла в сторону цели; на нашлемном визирном устройстве появляется сигнал «доворот» (две мигающие концентрические окружности и мигающее перекрестие). Выполняется автоматизированный доворот вертолёта в сторону цели. При вхождении цели в зону обзора И-251 сигнал «доворот» в НСЦ снимается, а линия визирования следит за прицельной маркой НСЦ, совмещенной с целью. Вертолёт продолжает автоматизированный разворот продольной осью на цель.

- Сопроводять цель прицельной маркой НСЦ и удерживать кнопку ЦУ [O] нажатой до появления сигнала «отработка И-251 выполнена», после чего кнопку ЦУ [O] отпустить, при этом символ линии визирования на ИЛС грубо совместится с целью.
- В случае отпускания кнопки ЦУ [O] в процессе доворота, доворот будет осуществляться на последнюю запомненную точку целеуказания.
- При необходимости корректировать доворот вертолёта вручную.
- Убедиться по ИЛС, что символ линии визирования совмещен с целью, перенести взгляд на ИТ, обнаружить изображение цели сначала в ШПЗ, затем переключателем ШПЗ –УПЗ [-], [=] переключиться в УПЗ и распознать цель.
- Произвести первичное обрамление цели с помощью переключателя РАМКА М – Б [J], [I] на рычаге общего шага.
- Контролировать автоматический доворот и устойчивость полета вертолёта в направлении цели.
- В процессе сближения с целью корректировать (при необходимости) с помощью кноппеля МЕТКА расположение цели в центре рамки на ИТ и уточнить ее обрамление.

Применение оружия в режиме автоматического управления

Пуск и наведение ПТУР

При выходе на боевой курс уточнить наводку оптико-телевизионной оси И-251 на цель:

- Отклонением кноппеля МЕТКА [;], [.), [.), [/) на ручке ППУ уточнить наводку мушки рамки по ИТ на цель, а переключателем РАМКА М-Б [)], [)] на ручке общего шага скорректировать размер рамки по контуру цели.
- По уточнению наводки нажать кнопку АЗ [Enter] на ручке общего шага. Корректировка положения рамки после этого возможна только при нажатой кнопке АЗ [Enter].
- При появлении символа ТГ с индикацией дальности до цели отпустить кнопку АЗ [Enter], при этом на ИТ должен появиться символ ТА (телеавтомат активен), на ИЛС – символ ТА-ИД (телеавтомат – индикация дальности), а также кольцо со шкалой дальности, обозначающее зону встреливания ПТУР.
- В процессе сближения с целью отслеживать по индикации на ИЛС приближение к разрешенной дальности пуска, по ИТ контролировать устойчивость захвата и, при необходимости, зажав кнопку АЗ [Enter], кноппелем МЕТКА [;], [.), [.), [/) корректировать положение рамки на цели. После выполнения коррекции вновь включить режим АС, отпустив кнопку АЗ [Enter].

При подходе к разрешенной дальности пуска:

- Маневром вертолёта наложить кольцо зоны встреливания ПТУР на цель (совместить кольцо встреливания с линией визирования), удерживать это положение до пуска ПТУР и в течение 1 секунды после ее пуска.
- При необходимости осуществлять коррекцию положения рамки на цели.

При высвечивании символа «С» (выход на разрешенную дальность стрельбы):

- Зажать гашетку на ручке ППУ и удерживать ее до схода ПТУР (1-2 секунды).
- После схода контролировать включение лазерно-лучевого канала управления (ЛЛКУ) по смене на ИЛС символа ТА-ИД на ТА-ИУ и индикацию времени до конца атаки с момента пуска ПТУР.
- При необходимости осуществлять коррекцию положения рамки на цели.
- При отвороте вертолёта в процессе полета ракеты к цели с выходом линии визирования (цели) из поля зрения ИЛС на нем появляется рамка (зона прокачки И-251) с индикацией линии визирования в масштабе этой

рамки. При приближении линии визирования к границе зоны прокачки за 5° символ линии визирования и символы угловых положений линии визирования на ИТ начинают мигать. При этом маневром вертолёта необходимо осуществить доворот в сторону цели, не позволяя линии визирования выйти за пределы зоны прокачки И-251, и устранить мигание.

- Признаками окончания атаки являются: поражение цели, индикация времени конца атаки (равного расчетному времени полета ракеты плюс шесть секунд запаса), появление запрещающего креста на ИЛС. После окончания атаки выполнить отворот от цели.

Последовательность действий летчика при пуске ПТУР

Подход к району цели

Действия летчика:

Выбрать оружие – ПТУР.

Рычаг ОШ:

- переключатель выбора оружия – внешняя подвеска [Y]. На ПУИ - индикация ПТУР (12) и тип (ПС);
- переключатель поля зрения – узкое поле зрения [=]. На ИТ - узкое поле зрения (УПЗ) – 0,7° x 0,9°.

ПУИ:

- ДЛ – СР – КОР в положение КОР [S]. Пуск одной ПТУР;
- РУЧН – АВТ в положение АВТ [A];
- ГЛАВНЫЙ – включить [LAlt + W].

Подготовить режим НСЦ.

На ПВР включить:

- ОБЗ [H]. На нашлемном визирном устройстве (НВУ) - прицельная марка НВУ.
- ИЗЛ [RShift + O]. Снимается блокировка включения лазерного дальномера.
- НПЦ [N]. Прицеливание по наземной подвижной цели.
- АДВ [Q]. Выдача автопилоту готовности для автоматизированного доворота на цель.

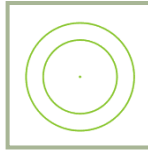
На ПУР:

- Соответствующим потенциометром на ПУР настроить яркость прицельной марки НВУ.

- Соответствующими потенциометрами на ПУР настроить яркость и контрастность изображения на ИТ.
- ОГР ИНФ – ПОЛН [RCtrl + S]. Включить требуемый режим вывода информации на ИЛС и ИТ. В положении ОГР ИНФ крен, тангаж, скорость и индекс ЛА на ИЛС и ИТ не индицируются.

Индикация на ИЛС и ИТ:

- На ИЛС - пилотажно-навигационная информация. При высоте менее 50 метров - шкала высоты.
- На нашлемном устройстве - прицельная марка НВУ.



Обнаружение района цели

Курсовой угол цели более 30° . Доворот. Начало предварительного наведения на цель.

Поворотом головы навести прицельную марку НВУ на цель. Нажать и удерживать кнопку ЦУ [O] на ручке ППУ.

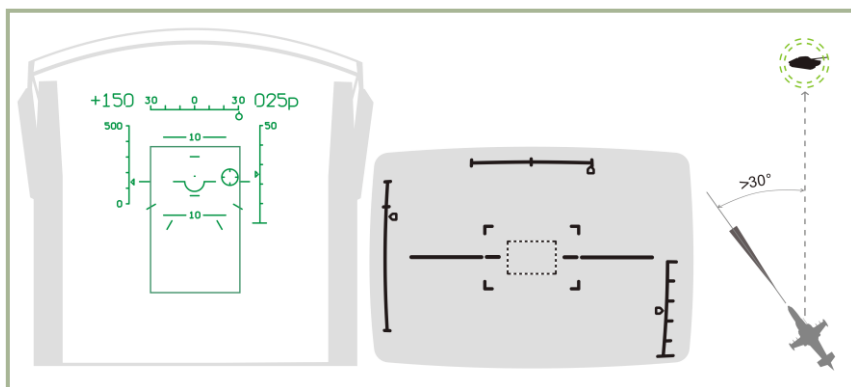


На нашлемном визирном устройстве при курсовом угле цели (КУЦ) более 30° - сигнал «доворот».

На ИТ – телевизионное изображение местности по курсу полета с кратностью увеличения при УПЗ – 23х, ШПЗ – 7х.

На ИЛС - прямоугольное поле отклонения линии визирования в уменьшенном масштабе, по вертикали $+10^\circ \dots -85^\circ$, по горизонтали $\pm 30^\circ$, для индикации относительного положения линии визирования. Также вместо шкалы курсов появляется шкала КУЦ ($\pm 30^\circ$) с символом курсового угла цели.

Вертолёт начинает автоматизированный доворот в сторону цели.

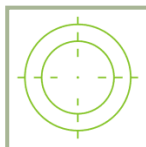


11-1: Индикация на ИЛС, ИТ и НВУ на этапе обнаружения района цели

Автоматизированный доворот вертолётa на цель

В процессе разворота поворотом головы удерживать прицельную марку НВУ на цели.

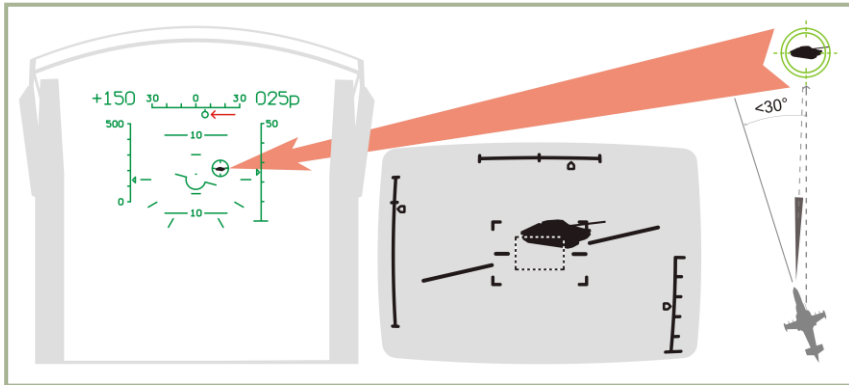
При КУЦ менее 30° разарретируется гиросtabilизатор ШКВАЛ, на ИЛС исчезает прямоугольная рамка относительного положения линии визирования и начинает индцироваться истинное положение линии визирования. Телевизионная система обрабатывает курсовой и вертикальный углы наведения.



При появлении на НВУ сигнала ОШ (отработка ШКВАЛА) отпустить кнопку ЦУ [O]. При окончании отработки комплексом И-251 углов нацеленной системы целеуказания на НВУ появляется сигнал ОШВ/ЗАХВАТ. Цель находится в зоне обзора на ИТ.

Дальнейшее управление линией визирования производить кноппелем на ручке ППУ [J], [K], [L], [M].

Продолжение автоматизированного доворота на цель до курсового угла - $0^\circ (\pm 5^\circ)$. Индекс курсового угла цели на ИЛС начинает отслеживать текущий курсовой угол цели.

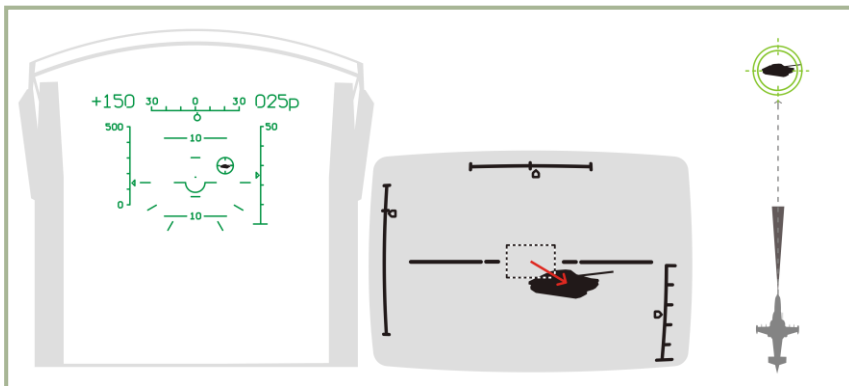


11-2: Индикация на ИЛС, ИТ и НВУ на этапе автоматизированного доворота вертолѐта на цель

Вывод из разворота, обнаружение цели на ИТ

Убедиться, что цель находится в поле зрения ИЛС. На ИЛС - курсовой угол цели $\pm 5^\circ$.

Обнаружить и распознать цель на ИТ в узком поле зрения. В случае отсутствия цели на ИТ, переключиться в широкое поле зрения, обнаружить цель, навести центр поля обзора на цель и переключиться в узкое поле зрения.



11-3: Индикация на ИЛС, ИТ и НВУ на этапе вывода из разворота и обнаружения цели на ИТ

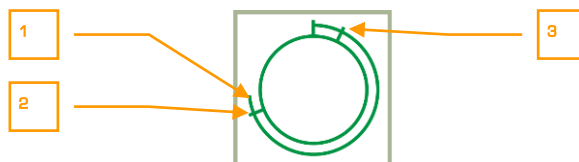
Захват цели на автосопровождение

Обрамить цель прицельной рамкой переключателем РАМКА Б – М [F1], [F2] на РОШ.

При появлении символа ТГ (телеавтомат готов) на ИТ - нажать кнопку АЗ [Enter]. Отпустить кнопку АЗ после появления индикации дальности до цели.

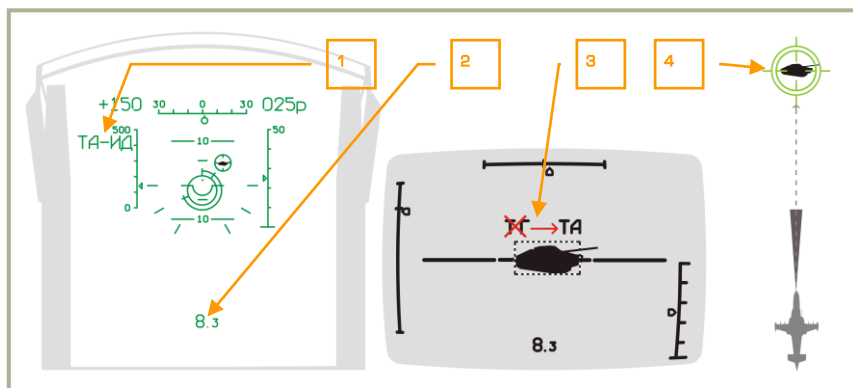
При нажатии кнопки АЗ [Enter] происходит включение лазерного дальномера на время около 3-х секунд, на ИЛС появляется символ ИД и индицируется обратный отсчет времени до окончания цикла дальнометрирования.

Признак включения автосопровождения цели – появление на ИЛС и ИТ символа автосопровождения ТА (телеавтомат активен), появление счетчика дальности до цели, появление на ИЛС зоны востреливания с указанием текущей, разрешенной и минимальной дальности.



1. Текущая дальность.
2. Разрешенная дальность.
3. Минимальная дальность.

На НВУ – сигнал автосопровождения цели.



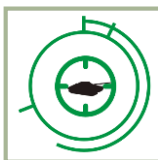
11-4: Индикация на ИЛС, ИТ и НВУ на этапе захвата цели на автосопровождение

1. Символ ТА-ИД (телеавтомат активен – измерение дальности).
2. Счетчик дальности до цели (в километрах).
3. Символ ТГ (телеавтомат готов) меняется на символ ТА (телеавтомат активен).
4. Индикация на НВУ

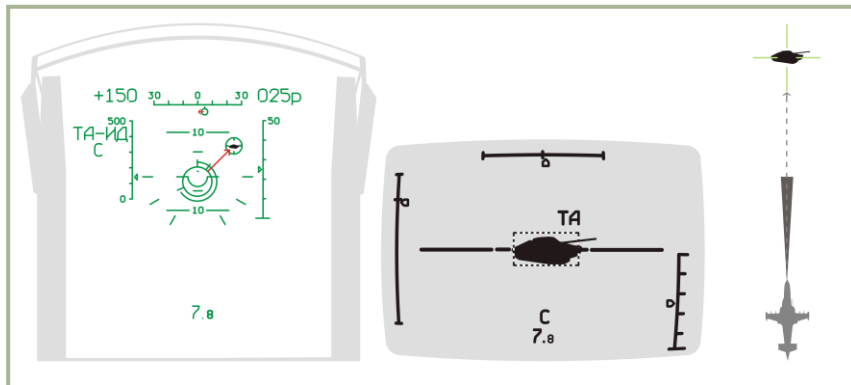
Прицеливание

При подлете на разрешенную дальность пуска произвести прицеливание – маневром вертолётá совместить и удерживать прицельную марку (зону встреливания) с линией визирования, совмещенной с целью.

При окончании прицеливания символ ЛВ, совмещенный с целью, должен находиться внутри окружности зоны встреливания.



При текущей дальности до цели в пределах разрешенной дальности пуска, а также при отсутствии угловых перемещений вертолётá более 3 градусов в секунду, на ИЛС и ИТ появляется символ «С» - разрешение пуска, а на НВУ - сигнал ПУСК РАЗРЕШЕН.

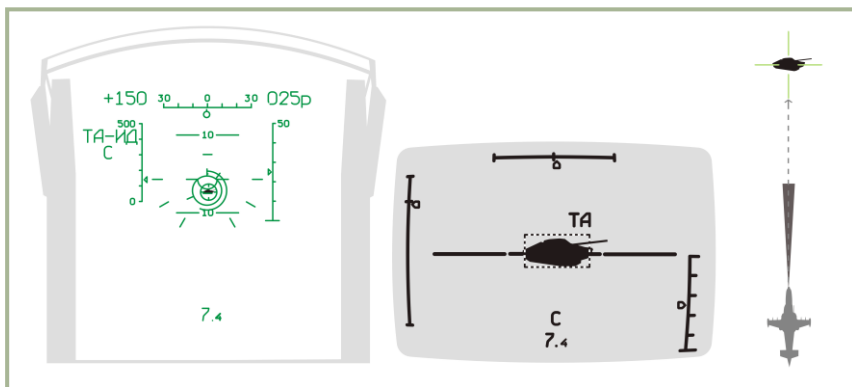


11-5: Индикация на ИЛС, ИТ и НВУ на этапе прицеливания

Пуск ПТУР

С появлением символа «С» убедиться в наличии символа ТА на ИТ и произвести пуск – нажать и удерживать гашетку «огонь» на ручке ППУ до схода ПТУР [RAIt + Space].

При нажатии на гашетку включается лазерно-лучевой канал управления (ЛЛКУ) ПТУР.



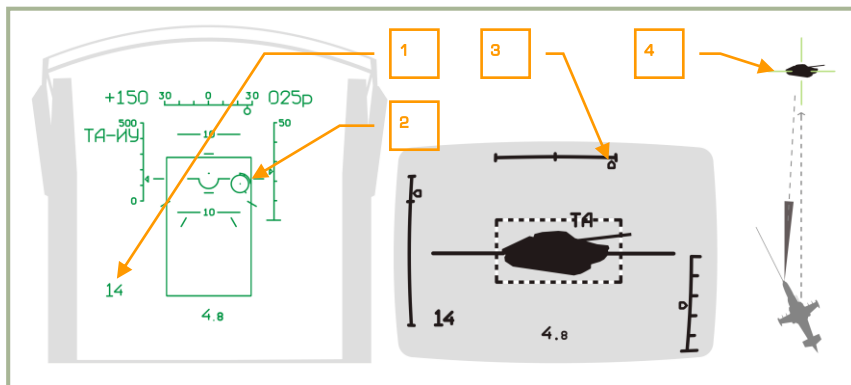
11-6: Индикация на ИЛС, ИТ и НВУ на этапе пуска ПТУР

Наведение ПТУР на цель

После схода ПТУР пилотировать вертолёт так, чтобы линия визирования не выходила за пределы углов прокачки И-251. Избегать перемещений вертолёта с большими угловыми скоростями во избежание вылета ракеты из канала наведения.

- На ИЛС - прицельная марка с индикацией текущей дальности до цели и отметкой минимальной дальности пуска.
- Появление символа ТА-ИУ (работа ЛЛКУ при телеавтосопровождении цели).
- Включается излучение в ЛЛКУ.
- Включается программный механизм в ЛЛКУ.
- На ИЛС и ИТ включается индикация оставшегося времени полета ПТУР с запасом (плюс) в 6 секунд.

Маневром вертолёта устранять приближение линии визирования к границе зоны прокачки. В этом случае при приближении индекса ЛВ к границе зоны углов прокачки И-251 «Шквал» на величину менее 5° индекс линии визирования на ИЛС и индексы углов на ИТ начинают мигать.



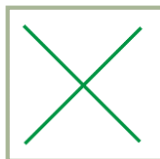
11-7: Индикация на ИЛС, ИТ и НВУ на этапе наведения ПТУР на цель при приближении линии визирования к границе зоны по горизонтали

1. Индикация оставшегося времени полета ПТУР с запасом в 6 секунд.
2. Прицельная марка со шкалой дальности на ИЛС.
3. Мигающий индекс курсового угла на ИТ.
4. Индикация на НВУ.

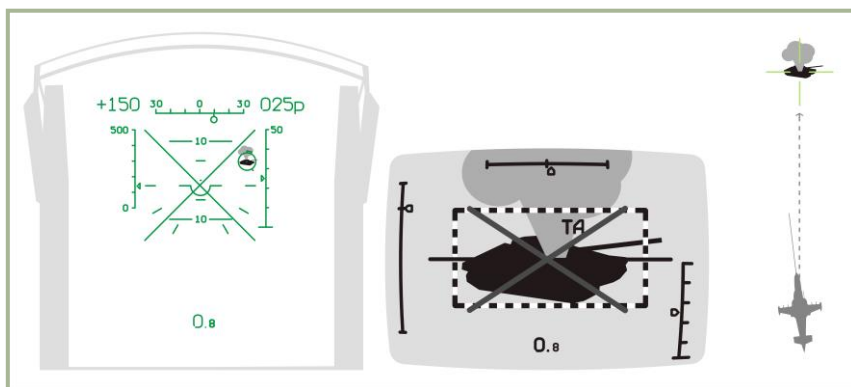
Конец атаки. Отворот

При подрыве ПТУР, приближении к цели на минимальную дальность пуска по прицельной марке - нажать кнопку СБРОС [Backspace] на ПВР и произвести отворот (уход) от цели.

На ИЛС и ИТ появляется сигнал запрета – мигающий крест.



После нажатия кнопки СБРОС арретируется И-251, выключаются телеавтомат (ТА) и ЛЛКУ, сбрасывается код выбранного оружия, ПрПНК переходит в режим навигации.



11-8: Индикация на ИЛС, ИТ и НВУ на этапе конца атаки

Стрельба из подвижной пушки в режиме АС

Выбрать пушку [C]. При этом на ИЛС появится изображение зоны допустимых границ отклонения пушки – «ворота».

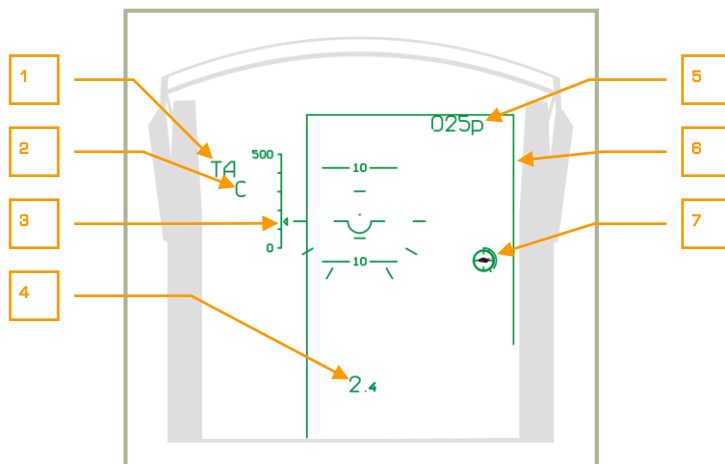
Маневром вертолётá ввести цель в границы отклонения пушки.

По ИТ уточнить наводку оптико-телевизионной оси И-251 на цель. Удерживать символ линии визирования в пределах границ отклонения пушки.

При подлете на разрешенную дальность стрельбы (максимальная прицельная дальность 2000 м) и наличии разрешения стрельбы – символа «С» нажать гашетку пушки [Space]. Удерживать гашетку нажатой до окончания очереди. Для продолжения стрельбы отпустить и снова нажать гашетку.

Если на ИЛС включается мигание границ отклонения пушки, сигнализирующее о достижении предельных углов ее отклонения, при которых не проходит сигнал от гашетки и прекращается стрельба - следует выполнить маневр для ввода линии визирования (цели) в границы зоны допустимых углов отклонения пушки.

При поражении цели или при появлении сигнала запрета стрельбы (большой знак «X») - выйти из атаки.



11-9: Индикация ИЛС на этапе прицеливания и стрельбы из пушки с автоматическим сопровождением цели

1. Телеавтомат активен (цель сопровождается).
2. Символ разрешения стрельбы «С».
3. Указатель текущей скорости.
4. Дальность до цели.
5. Текущая геометрическая высота.
6. «Ворота» - зона допустимых отклонений пушки.
7. Прицельная марка со шкалой дальности, наложенная поверх линии визирования цели.

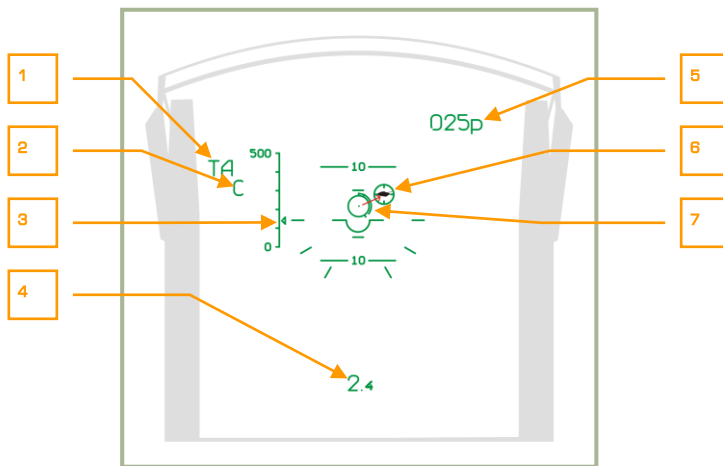
Пуск НАР и стрельба из неподвижной пушки в режиме АС

Для включения режима стрельбы из неподвижного оружия необходимо галетный переключатель на пульте ПВР (левая панель) установить в положение НПУ (неподвижная пушечная установка).

При ведении огня из неподвижного оружия в режиме автосопровождения необходимо:

- Уточнить наводку оптико-телевизионной оси И-251 на цель.
- При подходе к разрешенной дальности пуска (стрельбы) маневром вертолёта наложить прицельную марку (ПМ) ИЛС на линию визирования (цель). Удерживать ПМ на цели до открытия огня.

- С высвечиванием символа «С» (разрешение огня) нажать гашетку ПУСК [RAlt + Space] или нажать гашетку стрельбы [Space], при этом произойдет стрельба согласно выбранному режиму.
- При поражении цели или при появлении сигнала запрета стрельбы (большой знак «X») - выйти из атаки.



11-10: Индикация ИЛС на этапе прицеливания из неподвижной пушки или НАР с автоматическим сопровождением цели

1. Телеавтомат активен (цель сопровождается).
2. Символ разрешения стрельбы «С».
3. Указатель текущей скорости.
4. Дальность до цели.
5. Текущая геометрическая высота.
6. Индекс линии визирования цели.
7. Прицельная марка со шкалой дальности.

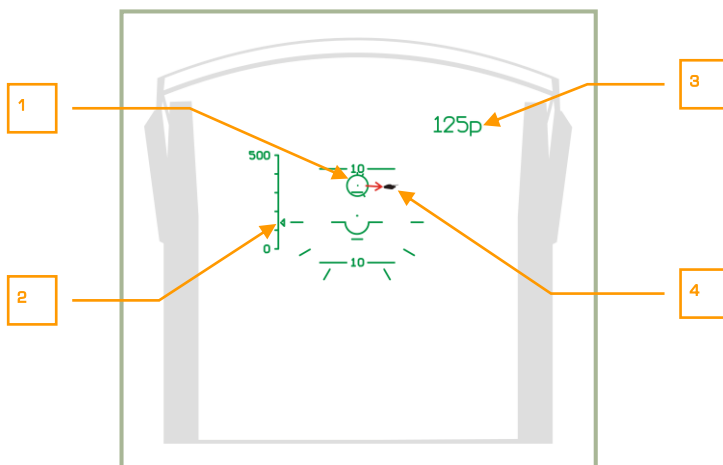
Стрельба из неподвижной пушки и пуск НАР без использования режима автосопровождения

Стрельба из неподвижного оружия без использования режима автосопровождения цели возможна с использованием прицельной марки с замером дальности, а также без замера дальности по прицельной сетке ИЛС.

Стрельба из пушки и пуск НАР с измерением дальности

После подготовки СУО к ведению огня на пульте ПВР переключатель АС - ПМ установить в положение ПМ (прицельная марка) [P].

На ИЛС появится прицельная марка (ПМ), совмещенная с оптической осью лазерного дальномера.

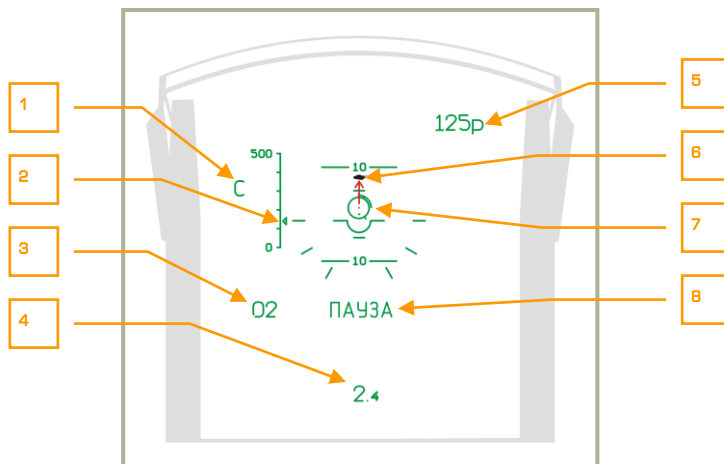


11-11: Индикация ИЛС на этапе прицеливания из неподвижного оружия без АС перед замером дальности

1. Прицельная марка.
2. Указатель текущей скорости.
3. Текущая геометрическая высота.
4. Цель.

Маневром вертолёта совместить ПМ с целью и нажать кнопку АЗ [Enter] (замерить дальность), после появления на ПМ сектора-шкалы текущей дальности – кнопку

отпустить. После замера дальности ПМ отстраивается (перемещается) в точку падения снарядов (НАР). На ИЛС высвечивается обратный счетчик времени, до обнуления которого запрещается повторное нажатие АЗ.



11-12: Индикация ИЛС на этапе прицеливания из неподвижного оружия без АС после замера дальности

1. Символ разрешения стрельбы «С».
2. Указатель текущей скорости.
3. Обратный счетчик времени до разрешения на повторное нажатие АЗ.
4. Дальность до цели.
5. Геометрическая высота.
6. Цель.
7. Прицельная марка со шкалой текущей дальности.
8. Команда «ПАУЗА» - запрет на нажатие АЗ.

Повторным маневром вертолёта совместить ПМ с целью, на разрешенной дальности при появлении символа «С» - нажать гашетку пушки [Space] или гашетку подвесного оружия [RAIt + Space].

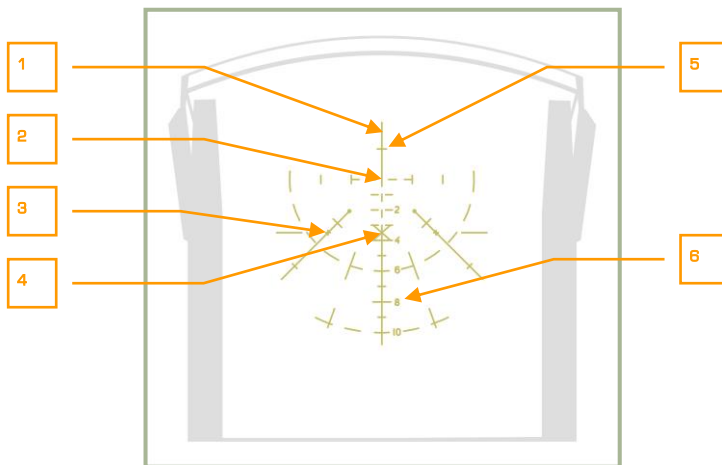
Стрельба из пушки и пуск НАР с использованием прицельной сетки

После подготовки СУО к ведению огня, галетный переключатель на ИЛС переключить в положение СЕТКА.

Маневром вертолётa ввести цель в поле сетки на ИЛС с учетом поправок и нажать гашетку пушки [Space] или гашетку подвешного оружия [RAlt + Space].

Направление выноса перекрестия сетки от цели:

- При учете поправки на скорость ветра – в сторону против ветра;
- При учете скорости движения цели – в сторону движения цели.



11-13: Индикация ИЛС на этапе прицеливания из неподвижного оружия без АС с использованием прицельной сетки

1. Курсовая черта (продольная ось вертолётa).
2. Отметка (перекрестие), соответствующая направлению строительной горизонтали фюзеляжа вертолётa (СГФ).
3. Отметка (перекрестие), соответствующая вертикальному углу (углу места) от СГФ минус 2° и курсовому углу 3° .
4. Перекрестие, соответствующее центральной линии визирования ИЛС (минус 2° от СГФ).
5. Отметка, соответствующая вертикальному углу плюс 1° от СГФ.
6. Оцифровка отметок в десятках тысячных долей.

Применение бомбового вооружения

Применение бомбового вооружения на вертолётe возможно глазомерным способом:

- Построить маневр вертолётa прямо на цель без крена и скольжения на безопасной высоте не менее 200 м в случае применения фугасных авиабомб (на высоте менее 200 м сброс блокируется). В случае применения КМГУ минимальная высота не ограничивается.

- В зависимости от скорости и высоты полета глазомерно рассчитать момент сброса, нажать и удерживать гашетку подвешного оружия [RAlt + Space].

Следует учитывать, что с момента нажатия гашетки до начала сброса суббоеприпасов из КМГУ проходит около 1,5 с.

Применение целеуказательных НАР С-8ЦМ

Целеуказательные, маркерные НАР С-8ЦМ предназначены для повышения эффективности действия ударных ЛА за счет целеуказания (маркирования) наземных объектов. Боевая часть таких ракет содержит корпус, контейнер, обтекатель, поршень. В контейнере расположен дымовой элемент с установленным в нем замедлителем и вышибным зарядом. При падении на землю образуют хорошо заметное облако дыма, маркируя цель или точку поверхности.

Применение этих ракет ничем не отличается от применения фугасных НАР и возможно из режимов с измерением дальности или ручном режиме.

Пускать ракеты рекомендуется в режиме короткой очереди, на пульте ПУИ переключатель режима применения оружия в положении КОР. При этом в каждом залпе будет расходоваться 2 ракеты.

Применение осветительных НАР С-8О (ОМ)

Осветительные ракеты С-8О (ОМ) предназначены для повышения эффективности действия авиации и других родов войск в ночных условиях. Боевая часть таких ракет включает в себя парашютную систему, осветительный факел, взрыватель, замедлитель и воспламенитель. Через 17 секунд после пуска ракеты срабатывает воспламенитель осветительного факела, факел отделяется от ракетной части и вводится в действие парашютная система. Горящий факел опускается на парашюте, освещая местность в течение 35 секунд, со средней скоростью снижения 8,2 м/с.

После пуска, за 17 секунд до отделения осветительного факела, ракета пролетает около 7 км. Это стоит учитывать в расчете точки прицеливания.

Для создания оптимальных условий освещения цели необходимо пустить ракеты с таким расчетом, чтобы факел отделился от ракеты прямо над целью на высоте от 500 до 1000 метров.

Для этого необходимо из заранее рассчитанной точки, за 7 км до цели, пустить ракеты с углом кабрирования 15...20 градусов в направлении цели.

Пускать ракеты рекомендуется последовательно, в режиме короткой очереди, на пульте ПУИ переключатель режима применения оружия в положении КОР. При этом в каждом залпе будет расходоваться 2 ракеты.

Особенности прицеливания и применения оружия по воздушным целям

Прицеливание по ВЦ возможно при условии наличия достаточной контрастности цели и фона, при этом на дальностях до цели более 1500 м целесообразно применять ПТУР, на дальностях менее 1500 м – пушку.

Пуск ПТУР и стрельбу из пушки осуществлять в режиме автосопровождения (АС) при подвижной пушке (режим ППУ).

Для активации дистанционного взрывателя ПТУР, который будет срабатывать в случае пролета ракеты на небольшом расстоянии от цели - на пульте ПВР включить кнопку ВЦ.

В зависимости от полусферы атаки воздушной цели необходимо настроить задержку взрывателя ПТУР:

- Если атака производится вдогон или на боковых ракурсах, настройка не требуется.
- Если атака производится в ППС (цель летит навстречу), необходимо уменьшить задержку дистанционного взрывателя для более надежного поражения – на пульте ПВР включить кнопку ППС.

При значительных угловых перемещениях цели (прицеливание под большими ракурсами) маневром вертолёта удерживать цель в поле зрения ИЛС.

При взятии на автосопровождение цель на телевизионном индикаторе обрамлять полностью, чтобы в рамку входили все видимые элементы.

При выполнении прицеливания и стрельбы из НППУ на пикировании учитывать скоротечность режима пикирования, особенно при достижении углов тангажа, близких к максимально допустимым (-60°) из-за быстрого нарастания приборной скорости вертолёта (прирост скорости составляет около 30 км/ч за секунду). Углы тангажа на пикировании выдерживать в пределах ограничений, учитывая потерю высоты вертолётом при выводе из пикирования, не допуская выхода вертолёта за ограничения по скорости полета.

При выполнении прицеливания и стрельбы из НППУ на кабрировании учитывать интенсивность падения приборной скорости, особенно при достижении углов тангажа близких к максимально допустимому ($+60^\circ$), которая может составлять около 40 км/ч за секунду. При этом рекомендуемые углы тангажа выдерживать в зависимости от скорости вертолёта в начале выполнения горки, не допуская падения скорости на выходе из горки менее 50 км/ч по прибору.

При стрельбе в основном режиме (пушка подвижна) и выполнении вертикального маневра следить по ИЛС за нахождением ЛВ в пределах зоны пушки по верхнему и боковым пределам, а по ИТ – по нижнему пределу ее отклонения.

В силу большой разницы в скоростях атака самолетов может вестись только на встречных и встречно-пересекающихся курсах, что при крайнем дефиците времени является трудной задачей.



В случае позднего обнаружения атаки самолета наиболее простым и быстрым способом обороны является стрельба из пушки «навскидку» по неподвижной сетке прицела.

Применение УРВВ «Игла»

Для применения УР «Игла» летчик с помощью кноппеля выбора подвесок на РОШ вызывает режим ПС ВОЗД [L^{Ctrl} + U].



11-14: Кноппель выбора подвесок на позицию ПС ВОЗД

На пульте ПВР автоматически включится подсветка кнопки-табло ВЦ (воздушная цель) [V], указывающий на работу режима.



11-15: Пульт выбора режимов ПВР

1. Кнопка-табло ВЦ [V]. Задание признака воздушной цели.
2. Кнопка-табло ППС [LAlt + S].
3. Кнопка-табло СБРОС [Backspace]. Сброс задачи.

На ИЛС появится кадр ИГЛА с прицельной маркой (ПМ), с индексами типа авиационного средства поражения (АСП) на пилонах, индикацией количества имеющихся ракет и командой «НАКОЛИ НИП».



11-16: Индикация ИЛС в режиме применения УРВВ «Игла»

1. Прицельная марка (ПМ).
2. Тип и количество АСП (ракет).
3. Индексы пилонов, на которых подвешены АСП.
4. Команда «НАКОЛИ НИП» указывает летчику задействовать источники питания, для задействования ракеты.
5. Полусфера атаки цели (ЗПС).
6. Индекс выбранных АСП на пилонах.

Прицельная марка отображает зону захвата ГСН ракеты с углом поля зрения 1° , до момента захвата цели. ПМ располагается в нулевой точке ИЛС, по строительной оси.

НИП – наземный источник питания, сохранивший название от наземного ПЗРК. В данном контексте на слово «наземный» не стоит обращать внимание. «Накол НИП» термин также пришедший из ПЗРК, когда специальная тяга накалывает мембрану баллона с азотом и давит на боек батареи для задействования НИП.

НИП выполняет следующие функции:

1. Снабжение сжатым азотом ГСН ракеты для охлаждения.
2. Обеспечение ракеты электроэнергией в период подготовки к пуску.

Один НИП работает в течение 30 секунд. К каждой ракете подключены два НИП, действующих последовательно, что дает суммарное время на подготовку и прицеливание до 55 секунд. В случае если летчик выполнит сброс задачи кнопкой СБРОС, до момента задействования второго НИП, при остатке времени более 30 секунд, есть возможность задействовать ракету повторно со вторым НИП, но уже с ограничением времени 25 секунд.

После расхода обоих НИП ракета обесточивается и больше не может быть использована.

Суммарное время прицеливания ограничено временем работы НИП, летчику нужно успеть за 55 секунд выполнить прицеливание и произвести пуск ракеты.

Для задействования УР «Игла» летчику необходимо однократно нажать на гашетку РС подвешенного оружия [RAlt + Space] на РППУ. При этом происходит задействование НИП, подача электропитания и хладагента на ракету. На ИЛС исчезает команда «НАКОЛИ НИП».

Для отказа от применения УР летчик нажимает на кнопку СБРОС [Backspace] на ПВР и выходит из режима боевого применения.

Пуск УРВВ «Игла» в полуавтоматическом режиме

Применение УР «Игла» возможно в двух режимах пуска – полуавтоматическом и ручном. Выбор режима пуска задается переключателем РУЧН - АВТ [A] на пульте ПУИ (центральный пульт).

По умолчанию включен режим полуавтоматического пуска. В этом режиме разарретирование ГСН происходит автоматически после накальвания наземного источника питания (НИП).



11-17: ПУИ, режим пуска АВТ

Режим применения УР «Игла» включается расположенным на РОШ кноппелем выбора подвесок. Клавишами [LCtrl + U] выполните нажатие кноппеля вверх в позицию РС ВОЗД. После включения режима на ИЛС появляется индикация прицельной

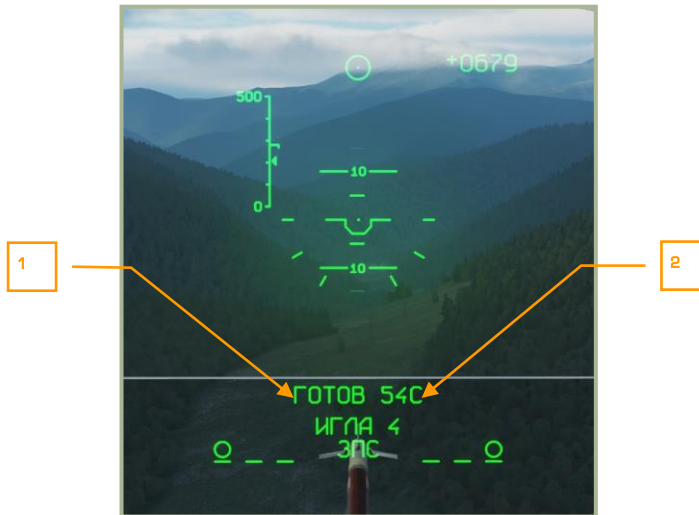
марки, сигнал «НАКОЛИ НИП», индикация типа и количества ракет «ИГЛА 4» и признак полусферы атаки ЗПС.



11-18: Индикация ИЛС, команда «НАКОЛИ НИП»

Для накалывания НИП необходимо однократно нажать на РППУ гашетку подвесного оружия РС [RAlt + Space]. На ИЛС выдается индикация задействованной первой ракеты из четырех.

Через 5 секунд, после раскрутки гироскопа, а также охлаждения ГСН поступившим хладагентом, на ИЛС вместо «НАКОЛИ НИП» индицируется признак «ГОТОВ» и отображается обратный отсчет времени до окончания боевого цикла работы. Время боевого цикла одной ракеты не может превышать 55 сек. при наличии двух НИП на МУП (модуль универсальный пусковой).



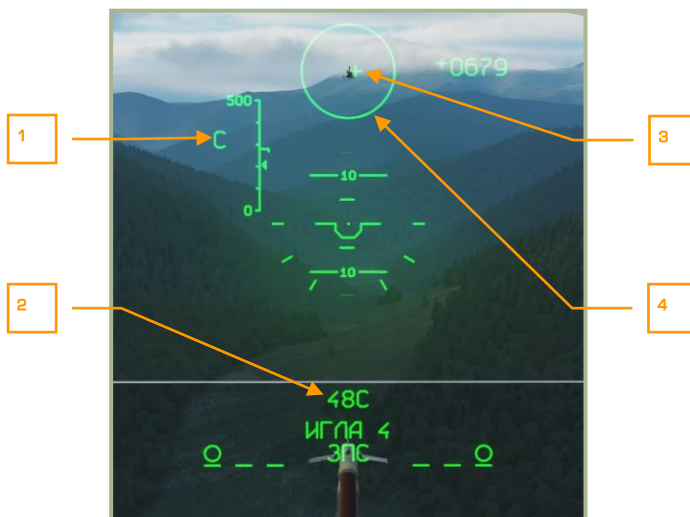
11-19: Индикация ИЛС, готовность к наведению УРВВ «Игла»

1. Признак «ГОТОВ».
2. Обратный счётчик времени боевого цикла задействованной ракеты.

Пока идет обратный отсчет времени необходимо навести и удерживать ПМ на цели. В случае наличия в зоне цели с приемлемым уровнем ИК излучения захват цели происходит в течение 1-2 секунд.

После захвата цели на ИЛС индицируется признак «С» (стреляй), надпись «ГОТОВ» гаснет. Обратный отсчёт времени боевого цикла задействованной ракеты продолжает отображаться. Размер зоны захвата на ИЛС увеличивается до 4°. Прицельная марка, крестик размером 0,6°, перемещается в зависимости от положения оптической оси ГСН ракеты.

Для пуска ракеты необходимо второй раз нажать на РППУ гашетку подвешенного оружия РС [RAIt + Space], после чего происходит сход ракеты.



11-20: Индикация ИЛС, разрешение пуска УРВВ «Игла»

1. Признак разрешения стрельбы «С».
2. Обратный счётчик времени боевого цикла задействованной ракеты.
3. Прицельная марка (положение оптической оси ГСН ракеты).
4. Зона захвата ИК излучения цели.

В случае выхода цели за пределы зоны захвата или ручного сброса захвата цели кнопкой СБРОС [Backspace] на пульте выбора режимов (ПВР), индикация «С» меняется на «ГОТОВ» со сбросом зоны захвата обратно до 1°. Необходимо заново маневром вертолета совместить ПМ на ИЛС с целью и дождаться захвата ГСН ракеты.

После истечения времени боевого цикла 55 секунд, в случае если ракета не была запущена, СУО автоматически выбирает следующую ракету и заново индицирует сигнал «НАКОЛИ НИП». Индикация на ИЛС ракеты с окончанным временем боевого цикла пропадает. Активной становится следующая ракета.

В случае повторной атаки цели необходимо выполнить все действия сначала. Если задача выполнена, нажатием на кнопку СБРОС [Backspace] на ПВР выполнить выход из режима боевого применения УРВВ.



11-21: Индикация ИЛС, следующая ракета

Режим ручного пуска

Включить режим ручного пуска переключателем РУЧН - АВТ [A] на пульте ПУИ (центральный пульт) в положение РУЧН.

Режим ручного пуска отличается от полуавтоматического только тем, что перед захватом цели летчику требуется самому разарретировать ГСН ракеты нажатием кнопки АВТ ЗАХВ [Enter] на РОШ, после чего на ракету выдается команда разрешения захвата цели.



11-21: ПУИ, режим пуска РУЧН



12

**ПОШАГОВЫЕ
ПРОЦЕДУРЫ**

12. ПОШАГОВЫЕ ПРОЦЕДУРЫ

Предполетная подготовка

Включение электропитания и переговорного устройства

Панель, пульт	Орган управления, объект контроля	Установка, действие, сообщение	Клавиатурная комбинация
Боковой пульт	АКК1	ВКЛ	[LCtrl + LAlt + LShift + E] [LCtrl + LShift + E]
Боковой пульт	АКК2	ВКЛ	[LCtrl + LAlt + LShift + W] [LCtrl + LShift + W]
Боковой пульт	ПРЕОБР	АВТ	[LCtrl + LShift + I]
Боковой пульт	АВСК	ВКЛ	[LCtrl + LAlt + Z]
Боковой пульт	= ТОК АЭР ПИТ	ВКЛ	[LCtrl + LAlt + LShift + Q] [LCtrl + LShift + Q]
Боковой пульт	~ ТОК АЭР ПИТ	ВКЛ	[LCtrl + LShift + R]

Включение и проверка системы ЭКРАН

Панель, пульт	Орган управления, объект контроля	Установка, действие, сообщение	Клавиатурная комбинация
Пульт контроля (нижняя часть)	ВМГ ГИДРО ЭКРАН	ВКЛ (вниз)	[LCtrl + LAlt + LShift + N] [LCtrl + LShift + N]

Правая приборн. доска	УСТ ЭКРАН	ОТКАЗ (кратковременное высвечивание)	
Левая приборн. доска	ЦСО	Нажать	[M]
Правая приборн. доска	УСТ ЭКРАН	САМОКОНТ (на 5 сек)	
Правая приборн. доска	УСТ ЭКРАН	ЭКРАН ГОДЕН (на 5 сек)	

Проверка САС, включение светотехнического оборудования

Панель, пульт	Орган управления, объект контроля	Установка, действие, сообщение	Клавиатурная комбинация
Левая приборн. доска	КОНТРОЛЬ СИГНАЛИЗАЦИИ	НАЖАТЬ (держать)	[LShift + L]
Все панели	Световые табло	Все горят Звуковой сигнал	
Боковой пульт	ПОДСВЕТ ПУЛЬТЫ	ВКЛ (ночью)	[RCtrl + K]
Боковой пульт	ПОДСВЕТ АГР ПКП	ВКЛ (ночью)	[RAIt + RShift + K]
Боковой пульт	КОНТУР ОГНИ	ВКЛ (ночью)	[RAIt + J]
Боковой пульт	СТРОЕВ ОГНИ	ВКЛ (ночью)	[RCtrl + J]
Боковой пульт	ПРОБЛЕСК МАЯК	ВКЛ (ночью)	[RShift + J]
Верхний пульт	АНО 10%/30%/100%/ВЫКЛ	ВКЛ (ночью)	[RAIt + L]
Центр. пульт	ПОСАД ФАРЫ	УПР. СВЕТ (ночью)	[RShift + L]

внизу			
Боковой пульт	ПОДСВЕТ ПРИБОРЫ	ВКЛ (при работе с ОВН-1)	[RShift + K]
Пульт контроля	ПОДСВЕТ ПУЛЬТ КОНТР	ВКЛ (по необходимости)	[RAlt + RShift + L]

Подготовка ПрГПНК

Панель, пульт	Орган управления, объект контроля	Установка, действие, сообщение	Клавиатурная комбинация
ПВР	К-041	ВКЛ	[LShift + D]
Пульт контроля	ИКВ	ВКЛ	[RCtrl + RAlt + I]
Пульт контроля	ОБОГРЕВ ИКВ	ВКЛ	[RShift + RAlt + I]
Боковой пульт	РЕЗЕРВ АГ	ВКЛ	[RShift + LShift + N] [RShift + N]
ПВИ	Галетный переключатель	РАБ	Влево: [RAlt + V] Вправо: [RAlt + B]
Верхний пульт	Табло САС	Табло РАНЕТ	
Приборная доска	Бленкеры на приборах	ОТКЛ	
Приборная доска	ИТ-23	ВКЛ	

Включение АБРИС

Панель, пульт	Орган управления, объект контроля	Установка, действие, сообщение	Клавиатурная комбинация
Приборная доска правая	АБРИС ВКЛ – ОТКЛ	ВКЛ	[RShift + O]

После загрузки компьютера АБРИС			
АБРИС	Кнопка НАВ (5)	Нажать	[5]
АБРИС	Кнопка КАРТА (2)	Нажать	[2]
АБРИС	Кнопки МСШТБ+(3) и МСШТБ- (4)	Настроить масштаб	[3] [4]
АБРИС	Кнопка НАВ (5)	Нажать	[5]
Операции с АБРИС выполнять по необходимости. Смотри соответствующую главу руководства.			

Проверка и настройка АРК

Панель, пульт	Орган управления, объект контроля	Установка, действие, сообщение	Клавиатурная комбинация
Пульт АРК	КАНАЛЫ АРК	Канал аэродрома вылета	[LCtrl + =] [LCtrl + -]
Центр. Пульт внизу	ПРИВОД РС	БЛИЖН	[LAlt + =]
Пульт АРК	КОМП – АНТ	АНТ	[LCtrl + LAlt + []]
Звук	Позывные БПРС	Прослушиваются	
Пульт АРК	КОМП – АНТ	КОМП	[LCtrl + LAlt + []]
ПНП	Стрелка КУР	На БПРС	
Центр. Пульт внизу	ПРИВОД РС	ДАЛЬН	[LAlt + =]
Пульт АРК	КОМП – АНТ	АНТ	[LCtrl + LAlt + []]
Звук	Позывные ДПРС	Прослушиваются	
Пульт АРК	КОМП – АНТ	КОМП	[LCtrl + LAlt + []]

ПНП	Стрелка КУР	На ДПРС	
Центр. Пульт внизу	ПРИВОД РС	АВТ или ДАЛЬН	[LAlt + =]
Пульт АРК	КАНАЛЫ АРК	По заданию	[LCtrl + =] [LCtrl + -]

Подготовка программы УВ-26

Панель, пульт	Орган управления, объект контроля	Установка, действие, сообщение	Клавиатурная комбинация
Пульт контроля средняя панель	УВ-26	ВКЛ	[LAlt + LShift + C] [LCtrl + LShift + C]
УВ-26	НАЛИЧ - ПРОГР	ПРОГР	[RCtrl +]]
УВ-26	СЕРИЯ	Набрать кол-во залпов	[RShift + Insert]
УВ-26	ЗАЛП	Набрать количество патронов	[RCtrl + Insert]
УВ-26	ИНТЕРВАЛ	Набрать интервал	[RAlt + Insert]
УВ-26	НАЛИЧ - ПРОГР	НАЛИЧ	[RCtrl +]]
УВ-26	БОРТ (ЛЕВ-ОБА-ПРАВ)	По предполагаемой угрозе	[RAlt +]]

Подготовка БКО

Панель, пульт	Орган управления, объект контроля	Установка, действие, сообщение	Клавиатурная комбинация
Пульт контроля средняя панель	Выключатель Л-140	ВКЛ	[LCtrl + N]

Проверка аппаратуры системой встроенного контроля – 30 секунд			
Л-140	СБРОС	Нажать	[L]
Пульт контроля средняя панель	Кнопка Л-140 КОНТР	Нажать	[LCtrl + LAlt + N]
Л-140	Лампы сигнализаторы	Облучение; Полусфера	
Приборная доска левая	ЦСО; АТАКА БЕРЕГИСЬ	Мигают	
Л-140	СБРОС	Нажать	[L]
АБРИС	Кнопка НАВ (5)	Нажать	[5]
АБРИС	Кнопка ОБЗОР (5)	Нажать	[5]
АБРИС	Кнопка ПНП (5)	Нажать	[5]
АБРИС	Кнопка БКО (5)	Нажать	[5]
АБРИС	Кнопка ВКЛ (1)	Нажать	[1]
АБРИС	Кнопка НАВ (5)	Нажать	[5]

Настройка СЕИ

Панель, пульт	Орган управления, объект контроля	Установка, действие, сообщение	Клавиатурная комбинация
Верхний пульт	Через 2-3 минуты после включения К-041	Табло ПАНЕТ гаснет	
ИЛС	Ручка ЯРК	Настроить	[RCtrl + RShift + H] [RAlt + RShift + H]
ПУР	Ручка ЯРКОСТЬ ИТ	Настроить	[RAlt + RCtrl +]] [RAlt + RCtrl + []]
ПУР	Ручка КОНТРАСТ ИТ	Настроить	[RCtrl + RShift +]] [RCtrl + RShift + []]
ПВР	Выключатель ОБЗ	ВКЛ	[H]
ПУР	Ручка ЯРКОСТЬ НВУ	Настроить	[RAlt + RCtrl + RShift +]]

			[RAlt + RCtrl + RShift + []]
--	--	--	------------------------------

Проверка аппаратуры пожаротушения

Панель, пульт	Орган управления, объект контроля	Установка, действие, сообщение	Клавиатурная комбинация
Боковой пульт	ОГНЕТУШ – ОТКЛ – КОНТР	КОНТР	[LCtrl + LShift + Z] [LCtrl + LAlt + LShift + Z]
Боковой пульт	СИГНАЛИЗ	ВКЛ	[RAlt + LShift + Z]
Боковой пульт	КОНТР ДАТЧИКОВ	ІІР	[RShift + Z]
Боковой пульт	ПОЖАР ЛЕВ ДВИГ ПОЖАР ПРАВ ДВИГ ПОЖАР ГИДРО ПОЖАР ВЕНТИЛ ПОЖАР ВСУ	Высвечиваются	
Приборная доска левая	ЦСО ПОЖАР	Высвечиваются	
Боковой пульт	КОНТР ДАТЧИКОВ	В нейтральное положение.	[RShift + Z]
Боковой пульт	СИГНАЛИЗ	ОТКЛ затем ВКЛ Все табло гаснут	[RAlt + LShift + Z]
Боковой пульт	КОНТРОЛЬ ДАТЧИКОВ	ІІР Высвечиваются сигнальные табло	[RShift + Z]
Боковой пульт	КОНТР ДАТЧИКОВ	В нейтральное положение.	[RShift + Z]
Боковой пульт	СИГНАЛИЗ	ОТКЛ затем ВКЛ Все табло гаснут	[RAlt + LShift + Z]

Боковой пульт	КОНТРОЛЬ ДАТЧИКОВ	IIIГР Высвечиваются сигнальные табло	[RShift + Z]
Боковой пульт	КОНТР ДАТЧИКОВ	В нейтральное положение.	[RShift + Z]
Боковой пульт	СИГНАЛИЗ	ОТКЛ затем ВКЛ Все табло гаснут.	[RAIt + LShift + Z]
Боковой пульт	БАЛЛОНЫ	АВТ	[RCtrl + RShift + Z] [RAIt + RCtrl + RShift + Z]

Запуск двигателей и опробование

Подготовка к запуску

Панель, пульт	Орган управления, объект контроля	Установка, действие, сообщение	Клавиатурная комбинация
Боковой пульт	УКВ-2	ВКЛ	[LCtrl + LAlt + P]
Пульт контроля	ПРОВЕРКА РЕЧЬ	НАЖАТЬ	[RAIt + RCtrl + V]
Звук	Сообщение	«Речевой информатор исправен»	
Радио	Запрос на запуск у РП	Разрешение на запуск	
Дверь	Дверь кабины	Закреть	[RCtrl + C]
Боковой пульт	ТОПЛИВОМЕР	ВКЛ	[LCtrl + LShift + H]
Пульт управления двигателями	Рычаги РУД	Положение МАЛЫЙ ГАЗ	

Запуск ВСУ

Панель, пульт	Орган управления, объект контроля	Установка, действие, сообщение	Клавиатурная комбинация
Боковой пульт	ПЕРЕКР. КРАНЫ – ВСУ	ОТКРЫТО	[RCtrl + RShift + L] [RAlt + RCtrl + RShift + L]
Боковой пульт	НАСОСЫ БАКОВ – ПЕРЕДН.	ВКЛ	[LCtrl + LShift + A]
Верхний пульт	Табло САС	Контроль БАК ПЕРЕДН	
Боковой пульт	НАСОСЫ БАКОВ – ЗАДН.	ВКЛ	[LCtrl + LShift + D]
Верхний пульт	Табло САС	Контроль БАК ЗАДН	
Левый пульт	ЗАПУСК – ПРОКРУТКА – ЛОЖНЫЙ ЗАПУСК	ЗАПУСК	[LAlt + E]
Левый пульт	ВСУ – ДВИГ ЛЕВ – ДВИГ ПРАВ – ТУРБОПРИВОД	ВСУ	[E]
Левый пульт	Кнопка ЗАПУСК	Нажать	[Home]
Панель ВСУ	Термометр панели ВСУ	Контроль роста температуры. Не более 720°C	
Панель ВСУ	Табло панели ВСУ	Контроль ВСУ ВКЛЮЧЕНА; P МАСЛА ВСУ	

Запуск двигателей

Панель, пульт	Орган управления, объект контроля	Установка, действие, сообщение	Клавиатурная комбинация
---------------	-----------------------------------	--------------------------------	-------------------------

Левый пульт	Тормоз винтов	ОТКЛ	[LShift + R]
Запуск левого двигателя			
Боковой пульт	ПЕРЕКРЫВ КРАНЫ – ДВИГ. ЛЕВ.	ОТКРЫТО	[RCtrl + RShift + J] [RAlt + RCtrl + RShift + J]
Верхний пульт	Табло САС	Гаснет КРАН ЛЕВ ЗАКРЫТ	
Боковой пульт	ЭРД ЛЕВ.	ВКЛ	[RCtrl + Home] [RAlt + RCtrl + Home]
Левый пульт	ЗАПУСК – ПРОКРУТКА – ЛОЖНЫЙ ЗАПУСК	ЗАПУСК	[LAlt + E]
Левый пульт	ВСУ – ДВИГ ЛЕВ – ДВИГ ПРАВ – ТУРБОПРИВОД	ДВИГ ЛЕВ	[E]
Левый пульт	Кнопка ЗАПУСК	Нажать	[Home]
Левый пульт	Стоп-кран левого двигателя	ОТКРЫТО	[RCtrl + Page Up]
Приборная доска правая	Указатель частоты вращения двигателей	Обороты непрерывно нарастают	
Приборная доска правая	Указатель температуры газов двигателей	Температура газов непрерывно нарастает	
	Страгивание несущих винтов	Обороты около 25%	
Левый пульт	Световое табло КЛАПАН ЗАПУСКА	Гаснет при оборотах 60...65%	
Пульт контроля	Манометры гидросистемы	Рост давления	
Запуск правого двигателя			
Боковой пульт	ПЕРЕКРЫВ КРАНЫ – ДВИГ. ПРАВ.	ОТКРЫТО	[RCtrl + RShift + K] [RAlt + RCtrl + RShift + K]

Верхний пульт	Табло САС	Гаснет КРАН ПРАВ ЗАКРЫТ	
Боковой пульт	ЭРД ПРАВ.	ВКЛ	[RCtrl + End] [RAlt + RCtrl + End]
Левый пульт	ЗАПУСК – ПРОКРУТКА – ЛОЖНЫЙ ЗАПУСК	ЗАПУСК	[LAlt + E]
Левый пульт	ВСУ – ДВИГ ЛЕВ – ДВИГ ПРАВ – ТУРБОПРИВОД	ДВИГ ПРАВ	[E]
Левый пульт	Кнопка ЗАПУСК	Нажать	[Home]
Левый пульт	Стоп-кран правого двигателя	ОТКРЫТО	[RCtrl + Page Down]
Приборная доска правая	Указатель частоты вращения двигателей	Обороты непрерывно нарастают	
Приборная доска правая	Указатель температуры газов двигателей	Температура газов непрерывно нарастает	
Приборная доска левая	Индикатор частоты вращения винтов	Частота вращения винтов после запуска двух двигателей (малый газ) не ниже 62%	
Выключение ВСУ и прогрев двигателей			
Левый пульт	ОСТАНОВ ВСУ	Нажать	[End]
Боковой пульт	ПЕРЕКР. КРАНЫ – ВСУ	ЗАКРЫТО	[RCtrl + RShift + L] [RAlt + RCtrl + RShift + L]
Боковой пульт	Индикаторы температуры масла двигателей и редуктора	Ждать прогрева до 30°C	

Предполётное опробование

Панель, пульт	Орган управления, объект контроля	Установка, действие, сообщение	Клавиатурная комбинация
РОШ	Общий шаг	До упора вниз	[Numpad -]
РРУД	Режим работы	АВТОМАТ	Два раза [Page Up]
Приборная доска левая	Индикатор частоты вращения винтов	Частота вращения винтов (Автомат) 86...87%	
Верхний пульт	При температуре ниже 5°C ПОС ВИНТОВ	ВКЛ	[LCtrl + LAlt + LShift + S]
Верхний пульт	При температуре ниже 5°C ПОС ДВИГ	ВКЛ	[LAlt + I]
Ручка ППУ и педали	Циклический шаг, Путевое управление	Отклонить несколько раз не более 1/3 хода	[Arrow Up], [Arrow Down], [Arrow Left], [Arrow Right] [Z], [X]
Пульт контроля	Манометры гидросистемы	Давление не менее 65...80 кгс/см ²	
Боковой пульт	~ТОК ГЕН. ЛЕВ.	ВКЛ	[LCtrl + LShift + Y]
Боковой пульт	~ТОК ГЕН. ПРАВ.	ВКЛ	[LCtrl + LShift + U]
Боковой пульт	=ТОК АЭР. ПИТ.	ОТКЛ	[LCtrl + LShift + Q] [LCtrl + LAlt + LShift + Q]
Боковой пульт	~ТОК АЭР. ПИТ.	ОТКЛ	[LCtrl + LShift + R]

Выруливание и руление

Панель, пульт	Орган управления, объект контроля	Установка, действие, сообщение	Клавиатурная комбинация
Верхний пульт	Световые табло САС	Не горят аварийные	
Приборная доска правая	УСТ системы ЭКРАН	Нет аварийных сигналов	
Приборная доска левая	Радиовысотомер Ручка задатчика опасной высоты	Установить 10 м	[LShift + ,] [LShift + .]
Приборная доска левая	Радиовысотомер ТЕСТ	Нажать и держать до конца перемещения стрелки, затем отпустить	[LAlt + LShift + R]
Приборная доска левая	Радиовысотомер. Сигнальная лампа желтого цвета на ручке задатчика опасной высоты	Загорается при прохождении значения опасной высоты	
Приборная доска левая	Радиовысотомер. Звуковая сигнализация	Звуковой сигнал	
Приборная доска левая	Радиовысотомер Ручка задатчика опасной высоты	Установить опасную высоту согласно плану полета	[LShift + ,] [LShift + .]
Приборная доска левая	ЗПУ-ЗК АВТ – РУЧН	Установить переключатель согласно плану полета	[LCtrl + H]
Радио	Запрос на выруливание у РП	Разрешение на выруливание	
Пульт ППР	Автопилот. Канал крена – К.	ВКЛ	[LShift + B]
Пульт ППР	Автопилот. Канал тангажа – Т.	ВКЛ	[LShift + P]
Пульт ППР	Автопилот. Канал направления – Н.	ВКЛ	[LShift + H]

Боковой пульт	Система аварийного покидания	ВКЛ	[RShift + RCtrl + RAlt + E] [RAlt + RShift + E] [RAlt + RShift + R] [RAlt + RShift + T]
Приборная доска правая	Резервный авиагоризонт	Разарретировать (прокрутить ручку против часовой стрелки до момента ее вжатия)	
	Убедиться, что нет препятствий для руления		
Руление			
РОШ	Общий шаг	¼ хода	[Numpad +] [Numpad -]
Ручка ППУ	Циклический шаг	Плавно от себя	[Arrow Up], [Arrow Down], [Arrow Left], [Arrow Right]
	Скорость руления по твердой поверхности	До 15 км/ч	
Останов			
РОШ	Общий шаг	Вниз до упора	[Numpad +] [Numpad -]
Ручка ППУ	Циклический шаг	Нейтрально	[Arrow Up], [Arrow Down], [Arrow Left], [Arrow Right]
Ручка ППУ	Колесный тормоз	ВКЛ	[W]

Перег взлётом

Панель, пульт	Орган управления, объект контроля	Установка, действие, сообщение	Клавиатурная комбинация
Приборная доска левая	Барометрический высотомер	Установить стрелки на нуль	[RShift + =] [RShift + -]
ПНП	Стрелка ЗПУ	Курс взлета	
ПНП	Стрелка КУР	На выбранную РС	
ПНП	ЗПУ - ЗК АВТ – РУЧН	Согласно плану полета	
ПВИ	Галетный переключатель	РАБ	
ПВИ	ППМ	ВКЛ	[RAlt + Q]
ПВИ	Наборное поле	Нажать номер исходного пункта маршрута	[RAlt + 1...6]
ПВИ	Табло	Индикация номера ИПМ	
АБРИС	Положение вертолѐта	В точке старта	
ППР	ЗК-ЛЗП	По заданию	[LAlt + X]
Приборная доска левая	Часы	Включить время полета	[RAlt + RCtrl + RShift + C]

Контрольное висение

Панель, пульт	Орган управления, объект контроля	Установка, действие, сообщение	Клавиатурная комбинация
	Положение вертолѐта	Установить против ветра	
	Руление вперед	2...3 метра для ориентации колес	

Ручка ППУ	Колесный тормоз	ВКЛ	[W]
	Приборы	В норме	
	Осмотр закабинного пространства	Нет препятствий	
Радио	Запрос на взлет	Разрешение на взлет	
Ручка ППУ	Колесный тормоз	ОТКЛ	[W]
РОШ	Общий шаг	Увеличить вплоть до взлетного режима	[Numpad +] [Numpad -]
Набрать заданную высоту висения			
Ручка ППУ	Триммер	Снять нагрузки	[T]
РОШ	Общий шаг	Удерживать высоту	[Numpad +] [Numpad -]
	Приборы двигателей	В норме	
	Управляемость	В норме	
	Центровка	В норме	
Ручка ППУ	ВИСЕНИЕ	ВКЛ	[LAlt + T]
Верхний пульт	Табло САС	ВИСЕНИЕ	
ИЛС	Индикация точки висения	Отображается	
ПНП	Стрелки отклонения от точки висения	В норме	
ИКП	Нулевое значение тангажа	Установить	[LAlt + LShift + ,] [LAlt + LShift + .]
Ручка ППУ	ВИСЕНИЕ	ОТКЛ	[LAlt + T]

Взлёт

Взлёт по-вертолётному

Панель, пульт	Орган управления, объект контроля	Установка, действие, сообщение	Клавиатурная комбинация
	Контрольное висение на высоте 10 м	Выполнено	
Ручка ППУ	Циклический шаг	Плавно от себя	[Arrow Up], [Arrow Down], [Arrow Left], [Arrow Right]
РОШ	Общий шаг	Предотвращение просадки	[Numpad +] [Numpad -]
	Разгон с набором высоты	До 100...120 км/ч	[Numpad +] [Numpad -]

Взлёт по-самолётному

Панель, пульт	Орган управления, объект контроля	Установка, действие, сообщение	Клавиатурная комбинация
	Контрольное висение на высоте 1 м	Выполнено	
	Приземлить вертолёт		
Ручка ППУ	Циклический шаг	Плавно от себя	[Arrow Up], [Arrow Down], [Arrow Left], [Arrow Right]
РОШ	Общий шаг	До взлетного	[Numpad +] [Numpad -]
	Тангаж	Не более -10°	
	Скорость 30...40 км/ч	Ручку ППУ на себя, взлет	
	Разгон с набором высоты	До 100...120 км/ч	

Полёт

Полёт по маршруту

Панель, пульт	Орган управления, объект контроля	Установка, действие, сообщение	Клавиатурная комбинация
РОШ	МАРШРУТ-СНИЖЕН	МАРШРУТ	[R]
Верхний пульт	Табло САС	МАРШРУТ ЗК (МАРШРУТ ЛЗП)	
Автоматизированный разворот на ППМ			
Набор высоты			
ППР	БАР-РВ	По заданию	
ППР	Кнопка табло «В»	Нажать	[LShift + A]
ППР	Кнопка табло «В»	Подсвет	
За 200-300 м до точки начала разворота ППМ (в зависимости от положения ЗК-ЛЗП)			
Верхний пульт	Табло САС	ППМ РАЗВОРОТ	
ПВИ	Навигационные параметры	Следующий ППМ	
АБРИС	Положение вертолёта	Текущий ППМ	
ПНП	Стрелка ЗК и ЗПУ	Следующий ППМ	
Порядок полета по следующим этапам маршрута аналогичен			
За 250 м до конечного пункта маршрута			
Верхний пульт	Табло САС	КОНЕЦ МАРШРУТА	

Выход в оперативную точку

Панель, пульт	Орган управления, объект контроля	Установка, действие, сообщение	Клавиатурная комбинация

РОШ	МАРШРУТ-СНИЖЕН	В нейтраль (из режима МАРШРУТ)	[R]
ПВИ	ППМ	ОТКЛ	[RAIt + Q]
ПВИ	ОТ	ВКЛ	[RAIt + U]
ПВИ	Наборное поле	Нажать номер ОТ	[RAIt + 0...9]
ПВИ	Табло	Индикация номера ОТ	
РОШ	МАРШРУТ-СНИЖЕН	МАРШРУТ	[R]

Висение и вертикальное снижение

Панель, пульт	Орган управления, объект контроля	Установка, действие, сообщение	Клавиатурная комбинация
Затормозиться и зависнуть над точкой в ручном режиме			
РОШ	МАРШРУТ-СНИЖЕН	В нейтраль (из режима МАРШРУТ)	[R]
Ручка ППУ	ВИСЕНИЕ	ВКЛ	[LAIt + T]
Верхний пульт	Табло САС	ВИСЕНИЕ	
Верхний пульт	Табло САС	Нрв СТАБ	
При необходимости уменьшить высоту			
РОШ	МАРШРУТ-СНИЖЕН	СНИЖЕНИЕ (нажать – держать)	[D]
Верхний пульт	Табло САС	СНИЖЕН	
При достижении требуемой высоты			
РОШ	МАРШРУТ-СНИЖЕН	СНИЖЕНИЕ (отпустить)	[D]
Верхний пульт	Табло САС	ВИСЕНИЕ	

Верхний пульт	Табло САС	Нрв СТАБ	
---------------	-----------	----------	--

Возврат на аэродром

Панель, пульт	Орган управления, объект контроля	Установка, действие, сообщение	Клавиатурная комбинация
РОШ	МАРШРУТ-СНИЖЕН	В нейтраль (из режима МАРШРУТ)	[R]
ПВИ	ППМ	ОТКЛ	[RAIt + Q]
ПВИ	АЭР	ВКЛ	[RAIt + T]
ПВИ	Наборное поле	Нажать номер аэродрома	[RAIt + 1...2]
ПВИ	Табло	Индикация номера аэродрома	
РОШ	МАРШРУТ-СНИЖЕН	ВКЛ	[R]

Отказы и нештатные ситуации

Отказ одного двигателя в полёте

Панель, пульт	Орган управления, объект контроля	Установка, действие, сообщение	Клавиатурная комбинация
При отказе одного из двигателей в полете			
РОШ	Общий шаг	Частоту винтов держать не ниже 85%	
Левый пульт	Стоп-кран отказавшего двигателя	ЗАКРЫТО	[RCtrl + Page Up] [RCtrl + Page Down]
Боковой пульт	ПЕРЕКРЫВ КРАН отказавшего двигателя	ЗАКРЫТО	Левый двигатель: [RAlt + RCtrl + RShift + J] [RCtrl + RShift + J] или Правый двигатель: [RAlt + RCtrl + RShift + K] [RCtrl + RShift + K]
	Скорость полета	110...120 км/ч	
РРУД	Режим двигателя	МАКСИМАЛ	[RAlt + Page Up] или [RShift + Page Up]
Проверить отсутствие пожара			
Боковой пульт	КРАН КОЛЬЦЕВАНИЯ	ОТКРЫТО	[RCtrl + RShift + ;] [RAlt + RCtrl + RShift + ;]
Оценить возможность продолжения горизонтального полета на скорости не менее 70 км/ч. Запускать отказавший двигатель запрещается.			
Принять решение о совершении вынужденной посадки			

Отказ одного двигателя на висении

Панель, пульт	Орган управления, объект контроля	Установка, действие, сообщение	Клавиатурная комбинация
При отказе одного из двигателей на висении не выше 10 м (ниже опасной зоны высота-скорость) произвести вынужденную посадку			
РОШ	Общий шаг	Сброс на 2-3°	
Ручка ППУ	Тангаж	От себя. Тангаж 20...25° на пикирование	[Arrow Up], [Arrow Down], [Arrow Left], [Arrow Right]
Высота 3...5 метров			
РОШ	Общий шаг	Энергично увеличить на ¾ (подрыв)	[Numpad +] [Numpad -]
Ручка ППУ	Тангаж	Посадочный	[Arrow Up], [Arrow Down], [Arrow Left], [Arrow Right]
Приземлить вертолёт без боковых перемещений			
РОШ	Общий шаг	Вниз до упора	[Numpad +] [Numpad -]
При отказе двигателя в зоне опасных высот и скоростей безопасная посадка не гарантируется			
При отказе двигателя на верхней границе опасной зоны или выше ее запас высоты обеспечивает выполнение разгона вертолётa			
РОШ	Общий шаг	Энергично выполнить сброс на 1/3	[Numpad +] [Numpad -]
Ручка ППУ	Тангаж	От себя. Тангаж 20...25° на пикирование	[Arrow Up], [Arrow Down], [Arrow Left], [Arrow Right]
При достижении приборной скорости 40...50 км/ч			
РОШ	Общий шаг	Увеличить для вывода в горизонтальный полет	[Numpad +] [Numpad -]

Левый пульт	Стоп-кран отказавшего двигателя	ЗАКРЫТО	[RCtrl + Page Up] или [RCtrl + Page Down]
Боковой пульт	ПЕРЕКРЫВ КРАН отказавшего двигателя	ЗАКРЫТО	Левый двигатель: [RAlt + RCtrl + RShift + J] [RCtrl + RShift + J] или Правый двигатель: [RAlt + RCtrl + RShift + K] [RCtrl + RShift + K]
Оценить возможность продолжения горизонтального полета на скорости не менее 70 км/ч. Запускать отказавший двигатель запрещается.			
Принять решение о совершении вынужденной посадки			

Отказ двух двигателей в полёте

Панель, пульт	Орган управления, объект контроля	Установка, действие, сообщение	Клавиатурная комбинация
При отказе двух двигателей в полете			
РОШ	Общий шаг	Энергично выполнить сброс для поддержания частоты вращения винтов	[Numpad +] [Numpad -]
Ручка ППУ	Тангаж	От себя. Поддерживать скорость 100...180 км/ч	[Arrow Up], [Arrow Down], [Arrow Left], [Arrow Right]
Левый пульт	Стоп-краны двигателей	ЗАКРЫТО	[RCtrl + Page Up] или [RCtrl + Page Down]

Боковой пульт	ПЕРЕКРЫВ КРАН двигателя	ЗАКРЫТО	<p>Левый двигатель: [RAIt + RCtrl + RShift + J] [RCtrl + RShift + J]</p> <p>или</p> <p>Правый двигатель: [RAIt + RCtrl + RShift + K] [RCtrl + RShift + K]</p>
Центральный пульт	АВАР СБРОС	Нажать	[LAlt + R]
Центральный пульт	УСКОР РАЗГРУЗ	Нажать – держать до окончания разгрузки	[RCtrl + W]
Ручка ППУ	Триммер	Снять нагрузки	[T]
Левая приборная доска	Шасси	Выпустить	[G]
Выбрать площадку для посадки и построить заход по возможности против ветра			

Посадка в режиме самовращения несущих винтов

Панель, пульт	Орган управления, объект контроля	Установка, действие, сообщение	Клавиатурная комбинация
К высоте 50 м установить скорость 100...120 км/ч, частоту вращения несущих винтов 86%			
На высоте 30 м выполнить выравнивание			
Ручка ППУ	Тангаж	До 25°. Удерживать до полного торможения, или до высоты 3 м	[Arrow Up], [Arrow Down], [Arrow Left], [Arrow Right]
РОШ	Общий шаг	Увеличить на 2/3 хода	[Numpad +] [Numpad -]
На высоте 3 м			
Ручка ППУ	Тангаж	Посадочный	[Arrow Up], [Arrow Down], [Arrow Left], [Arrow Right]
РОШ	Общий шаг	На максимум (подрыв)	[Numpad +] [Numpad -]
Приземление на основные колеса, ручкой ППУ удерживать от энергичного опускания носа			
Ручка ППУ	Тангаж	В нейтраль	[Arrow Up], [Arrow Down], [Arrow Left], [Arrow Right]
РОШ	Общий шаг	Вниз до упора	[Numpad +] [Numpad -]
Ручка ППУ	Тормоз колес	ВКЛ	[W]

Запуск остановленного двигателя в полёте

Панель, пульт	Орган управления, объект контроля	Установка, действие, сообщение	Клавиатурная комбинация
Частота вращения турбокомпрессора остановленного двигателя не выше 7%			
Запустить ВСУ (сигнальное табло ВСУ включена)			
РРУД	Режим работы	МАЛЫЙ ГАЗ	Нажать два раза из АВТО: [RAlt + Page Down] или [RShift + Page Down]
Левый пульт	Стоп-кран остановленного двигателя	ЗАКРЫТО	[RCtrl + Page Up] или [RCtrl + Page Down]
Левый пульт	ЗАПУСК – ПРОКРУТКА – ЛОЖНЫЙ ЗАПУСК	ЗАПУСК	[LAlt + E]
Левый пульт	ВСУ – ДВИГ ЛЕВ – ДВИГ ПРАВ – ТУРБОПРИВОД	Остановленный двигатель	[E]
Левый пульт	Кнопка ЗАПУСК	Нажать	[Home]
Левый пульт	Стоп-кран запускаемого двигателя	ОТКРЫТО	[RCtrl + Page Up] или [RCtrl + Page Down]
Двигатель автоматически выходит на режим малого газа. Через 1 минуту.			
РРУД	Режим работы	АВТОМАТ	Нажать два раза: [RAlt + Page Up] или [RShift + Page Up]
Проверить работу двигателя по показаниям приборов			
Выключить ВСУ			

Выход из режима вихревого кольца

Панель, пульт	Орган управления, объект контроля	Установка, действие, сообщение	Клавиатурная комбинация
РОШ	Общий шаг	Энергичный сброс на 1/3 хода	[Numpad +] [Numpad -]
Ручка ППУ	Тангаж	Ручку от себя на пикирование. Тангаж 20...25°	
Разгон со снижением до скорости более 50 км/ч			
РОШ	Общий шаг	Увеличить для вывода в горизонтальный полет	[Numpad +] [Numpad -]
Ручка ППУ	Тангаж	Горизонтальный полет	[Arrow Up], [Arrow Down], [Arrow Left], [Arrow Right]
В случае нехватки высоты для вывода – покинуть вертолёт			



13

~

ОГРАНИЧЕНИЯ
И СИСТЕМЫ

13. ОГРАНИЧЕНИЯ И СИСТЕМЫ

Эксплуатационные ограничения

В разделе приведены только основные ограничения, связанные с эксплуатацией вертолѐта, приведенные по условиям безопасности полета при исправной работе систем и оборудования.

Наименование	Величина	Причина
Максимальная взлетная и посадочная масса, кг	10800	По прочности вертолѐта и шасси.
Максимальная перегоночная взлетная и посадочная масса, кг	11900	
Максимально допустимые скорости, км/ч:		
приборная в полете с убранными и выпущенными шасси	300	По срыву потока с лопастей, флаттеру и прочности.
приборная уборки и выпуска шасси	200	По прочности створок шасси.
путевая посадочная	80	По эффекту «шимми» передних колес.
Вертикальная скорость при планировании на приборной скорости 50 км/ч, м/с:		По условиям предотвращения попадания в режим вихревого кольца.
на геометрических высотах более 200 м	5	
на геометрических высотах до 200 м	3	
Максимально допустимая скорость ветра, м/с:		По запасам управления.
для руления:		
встречный	20	
боковой и попутный	10	
для взлета и посадки:		
боковой и попутный	10	
Максимально допустимый угол тангажа на кабрирование и пикирование, град	60	

Максимально допустимый угол крена, град	65	
Перегрузки, ед: максимально допустимая до приборной скорости 250 км/ч минимально допустимая максимально допустимая перегрузка при перегоночной массе	3,0 0 1,5	По прочности. По минимально необходимому расстоянию между лопастями винта и фюзеляжем.
Максимально допустимая частота вращения несущих винтов, %: до 190 км/ч 190...245 км/ч 245...265 км/ч 265...280 км/ч 280...300 км/ч	 98 95 93 91 90	По флаттеру.
Минимально допустимая частота вращения несущих винтов, %: на взлетном режиме на переходных режимах при выполнении маневров	 86 83	
По двигателям ТВ3-117ВМА		
Допустимое время непрерывной работы двигателя по режимам, мин: на взлетном: в нормальной обстановке в чрезвычайной обстановке при отказе одного двигателя на номинальном на малом газе	 6 6...30 90 60 20	По надежности и ресурсу двигателя.
Максимально допустимое значение частоты вращения ротора турбокомпрессора на взлетном режиме, %	101,15	По прочности двигателя.
Максимально допустимая температура газов перед турбиной компрессора, °С: на взлетном режиме	990	По термочности двигателя.

при запуске и режиме малого газа	780	
Давление масла, кг/см ² :		
минимально допустимое	2	
максимально допустимое	4	
По редукторам		
Давление масла, кг/см ² :		
минимально допустимое на режиме малого газа	0,5	
минимально допустимое на других режимах	1,3	
Температура масла, °С:		
минимально допустимая при запуске двигателя и на режиме малого газа	-30	
максимально допустимая	+90	
Эксплуатационные ограничения И-251В Шквал		
Диапазон измерения дальности, км:	9,9...0,6	
Режим работы лазерного дальномера за полет, серий:	5	
Одна серия включает в себя 16 циклов по 10 секунд каждый, с перерывами между циклами 5 сек.		
Перерыв между сериями, мин:	30	
Допустимые при сопровождении цели крены в режиме АС, градусов:	±45	
Допустимые при сопровождении цели углы тангажа в режиме АС, градусов:	±50	
Диапазон угловых скоростей, градусов в секунду:		
- по направлению:	±30	
- по тангажу:	±20	
- по крену:	±60	

Эксплуатационные ограничения ДИСС		
Допустимые углы, градусов: - по тангажу: - по крену:	±10 ±10	При маневрировании с углами крена и тангажа, превышающими 10° – ДИСС переходит в режим ПАМЯТЬ.

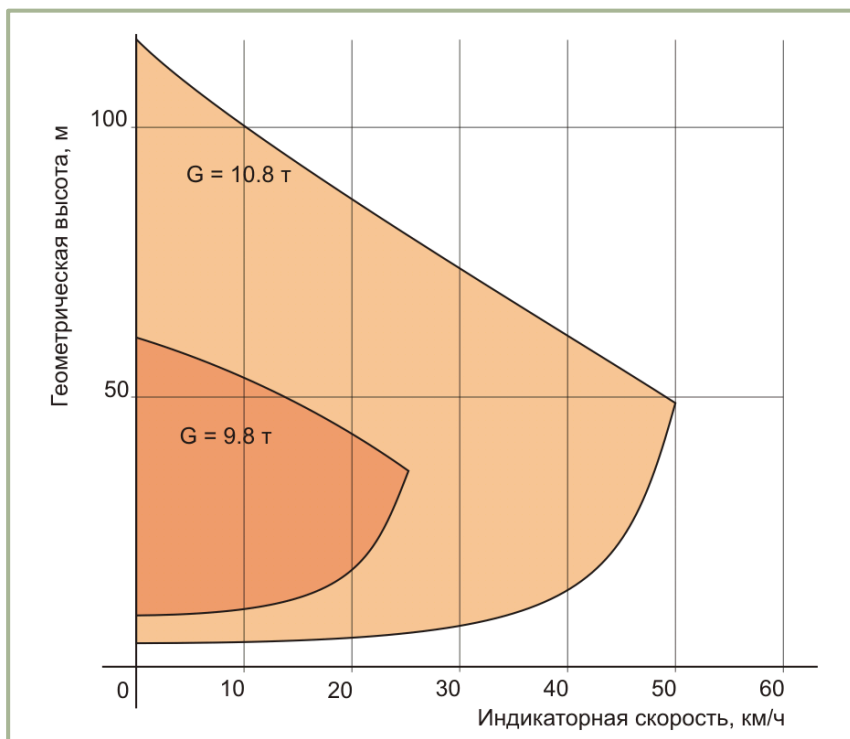
Опасная зона высота-скорость

Опасная зона высота-скорость определена из условия обеспечения безопасной посадки в случае отказа одного из двигателей.

В случае отказа двигателя в опасной зоне не гарантируется безопасная посадка вертолёта, поэтому в случаях, когда это не обусловлено выполнением конкретного задания, следует избегать полетов в опасной зоне.

Верхняя граница опасной зоны определяется запасом высоты, необходимым для выполнения разгона и предпосадочного маневра при работе одного двигателя. Нижняя граница – это высоты, с которых вертолёт до момента приземления не успевает развить большую вертикальную скорость и производит безаварийную посадку.

Размер зоны зависит от полетной массы и атмосферных условий. На рисунке приведены опасные зоны для вертолёта с нормальной и максимальной взлетными массами 9800 и 10800 кг на уровне моря.



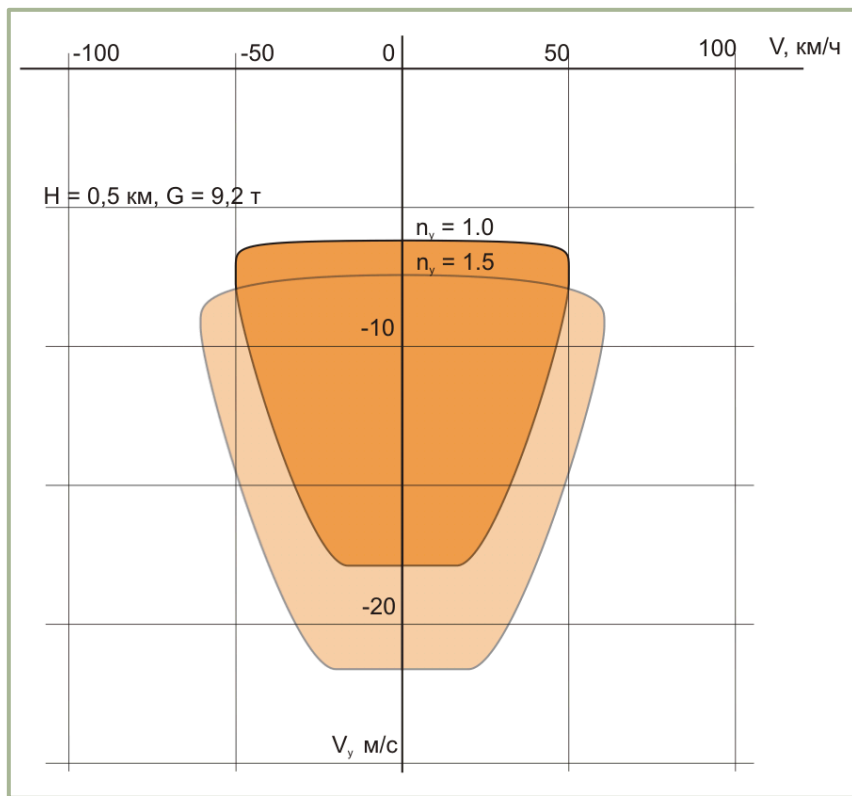
13-1: Опасная зона высота-скорость

Области режимов вихревого кольца

Области режимов вихревого кольца построены для вертолётa с полетной массой 9,2 т при значениях нормальной перегрузки $n_y = 1$ и 1,5 на высоте 0,5 км.

В случае непреднамеренного попадания вертолётa в режим вихревого кольца летчик должен немедленно принять меры по выводу вертолётa из этого режима.

Наиболее надежно вертолёт выводится из режима вихревого кольца путем сброса общего шага примерно на 1/3 хода и энергичного перевода вертолётa в разгон скорости.



13-2: Области режимов вихревого кольца

Несущая система

Несущая система вертолѐта состоит из двух соосных винтов (установленных на соосных валах главного редуктора), которые служат для создания подъемной и пропульсивной сил, а также для управления вертолѐтом.

Втулки винтов и агрегаты управления лопастями конструктивно объединены в колонку несущих винтов, которая состоит из: втулок верхнего и нижнего винтов, верхнего и нижнего автоматов перекоса, ползушки, тяг, качалок и рычагов, связывающих эти агрегаты.

Втулка нижнего винта устанавливается на наружном валу главного редуктора, а втулка верхнего винта - на внутреннем валу.

Втулки передают на лопасти крутящий момент от силовой установки, а также, через главный редуктор, передают на фюзеляж силы и моменты, создаваемые несущими винтами.

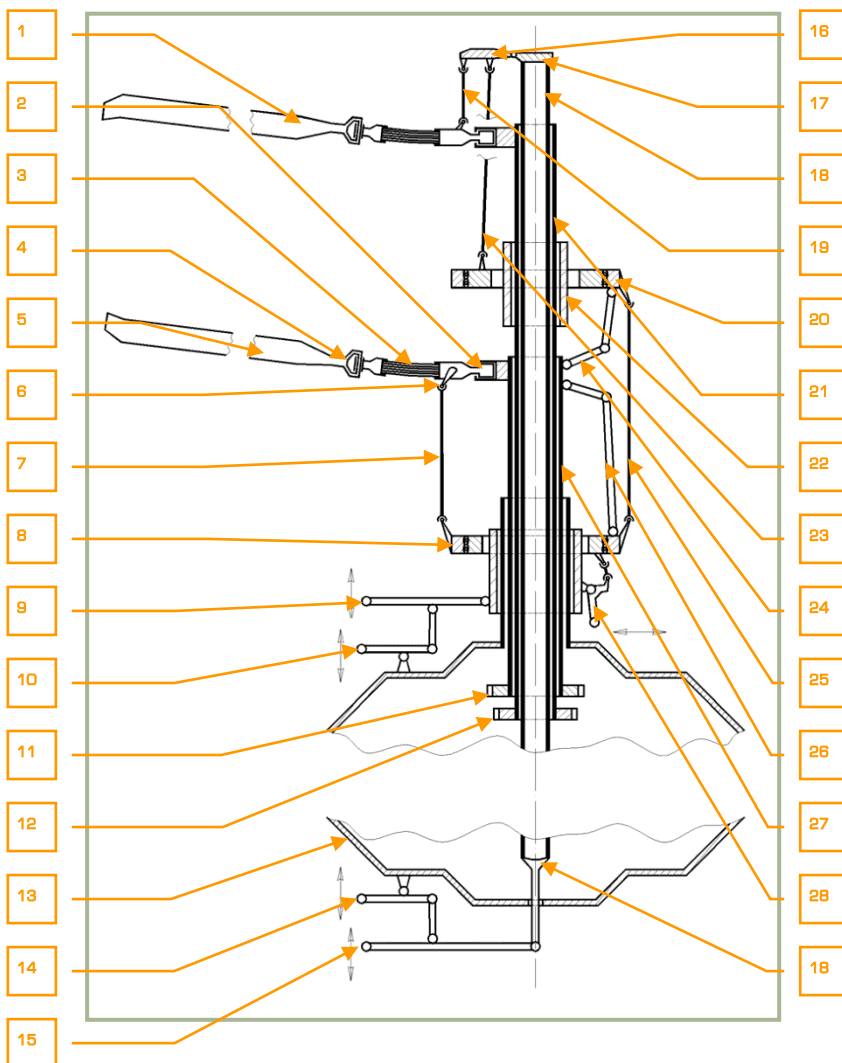
Конструкция втулок верхнего и нижнего винтов одинакова. Втулки - бесшарнирные, с упругим креплением лопастей, роль которых выполняют торсионы, представляющие собой пакеты стальных пластин. Торсион имеет малую жесткость в плоскости взмаха и на кручение, что позволяет ему, воспринимая центробежную силу, обеспечивать маховое движение лопасти в плоскости тяги и поворот лопасти относительно продольной оси для изменения ее угла установки.

Автоматы перекоса винтов предназначены для изменения циклического шага винтов.

Ползушка служит для управления общим и дифференциальным шагом винтов.

Конструкция лопастей верхнего и нижнего винтов одинакова. Лопасти отличаются только направлением вращения: лопасти верхнего винта вращаются по часовой стрелке, если смотреть на винты сверху, а нижнего винта – против часовой стрелки.

Противообледенительная система – электротепловая. На концах лопастей нижнего винта установлены контурные огни.



13-3: Схема колонки несущих винтов вертолётa

1. Лопасть верхнего несущего винта.
2. Осевой шарнир лопасти.
3. Торсион.
4. Вертикальный шарнир лопасти.
5. Лопасть нижнего несущего винта.

6. Поводок лопасти нижнего несущего винта.
7. Тяга динамической регулировки нижнего винта.
8. Нижний автомат перекоса.
9. Рычаг управления общим шагом винтов.
10. Рычаг управления дифференциальным шагом.
11. Внешний вал редуктора.
12. Внутренний вал редуктора.
13. Корпус редуктора.
14. Рычаг управления дифференциальным шагом.
15. Рычаг управления шагом верхнего винта.
16. Качалка ползушки.
17. Корпус ползушки.
18. Тяга ползушки.
19. Тяга динамической регулировки верхнего винта.
20. Верхний автомат перекоса.
21. Внутренний вал редуктора.
22. Верхний ползун.
23. Тяга статической регулировки верхнего винта.
24. Шлиц-шарнир верхнего автомата перекоса.
25. Соединительная тяга.
26. Шлиц-шарнир нижнего автомата перекоса.
27. Внешний вал редуктора.
28. Качалки управления продольным и поперечным наклоном автоматов перекоса.

Управление вертолётom

Управление вертолётom состоит из систем продольного, поперечного, путевого управлений и системы управления общим шагом несущих винтов. Продольное и поперечное управление воздействует только на лопасти несущих винтов и имеет общий орган управления – ручку продольно-поперечного управления (ППУ). Путьевое управление воздействует на лопасти несущих винтов и на руль направления, органом управления являются педали путевого управления.

Система управления общим шагом воздействует на лопасти несущих винтов и на мощность двигателей, органом управления для изменения общего шага является рычаг общего шага (РОШ).

Органы управления вертолётom, находящиеся в кабине летчика, связаны через не-обратимые гидросилители с соответствующими агрегатами управления колонки, воздействующими на лопасти винтов. Отклонение органов управления через системы управления воздействует на лопасти винтов и руль направления таким образом, что возникают неуравновешенные аэродинамические силы и моменты относительно трех осей вертолётa: продольной, поперечной и вертикальной. Эти неуравновешенные силы и моменты, воздействуя на вертолёт, меняют его положение в пространстве, то есть осуществляют управление.

При отклонении ручки ППУ в продольном и поперечном направлениях наклоняются автоматы перекоса, что вызывает циклическое изменение шага лопастей, приводящее к наклону конуса вращения винтов, то есть к наклону силы тяги винтов и изменению момента этой силы.

Продольное управление вызывает изменение силы вдоль продольной оси (движение вперед-назад) и момента относительно поперечной оси (пикирование или кабрирование). Поперечное управление вызывает изменение силы вдоль поперечной оси (движение вбок) и момента относительно продольной оси (правый или левый крен).

При отклонении педалей дифференциально изменяется шаг верхнего и нижнего винтов: шаг лопастей одного винта увеличивается, а другого – уменьшается, одновременно отклоняется руль направления. Это приводит к неравенству крутящих моментов винтов, что вызывает появление неуравновешенного момента, равного разности реактивных моментов несущих винтов, и действующего на вертолёт относительно вертикальной оси. Таким образом, путевое управление вызывает появление момента относительно вертикальной оси (разворот влево-вправо).

При отклонении рычага общего шага одновременно и одинаково происходит изменение шага всех лопастей (общего шага) обоих винтов, приводящее к увеличению или уменьшению тяги. Управление общим шагом воздействует на лопасти и вызывает изменение силы, действующей вдоль вертикальной оси (движение вверх-вниз).

Одновременно при изменении общего шага происходит изменение мощности работающих двигателей (через топливную автоматику двигателей). При увеличении общего шага мощность увеличивается, при уменьшении – уменьшается.

Каждая система управления включает органы управления (ручку ППУ, педали, рычаг общего шага) и проводку управления до качалок и рычагов колонки несущих винтов и руля направления. В проводку управления всех систем включены гидравлические рулевые приводы, предназначенные для уменьшения усилий на органах управления вертолётa и для разгрузки их от аэродинамических и других сил, действующих на несущие винты и руль направления.

В системе управления параллельно проводкам продольного, поперечного и путевого управлений установлены триммерные механизмы, выполняющие функции:

- Создания на ручке ППУ и педалях нагрузки, направленной в сторону, противоположную их отклонению, и возрастающей по мере их отклонения (создание градиента усилий, имитирующих аэродинамические нагрузки).
- Снятие нагрузки с ручки ППУ и педалей при любом их отклоненном положении во всем диапазоне перемещений (создание нейтрали по нагрузке, т.е. балансирование ручки и педалей в любом положении).

Особенности управления вертолётom в симуляторе

Главным отличием метода управления вертолётom в симуляторе от управления реальным прототипом (в случае использования джойстика без технологии Force Feedback) является необходимость возвращать ручку джойстика в нейтраль после каждого нажатия кнопки триммера. В реальном вертолётe ручка остается отклоненной в затриммированном положении, что возможно реализовать только на джойстике с Force Feedback.

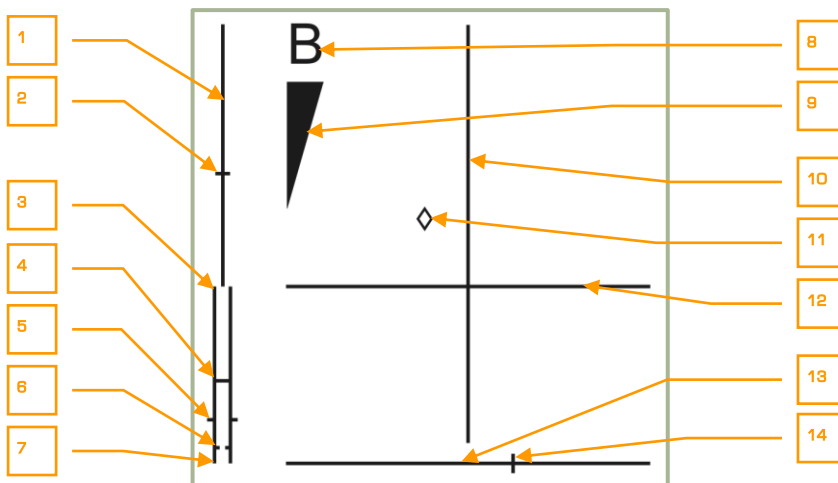
Крайне рекомендуется использовать педали для управления по рысканию, т.к. это значительно облегчает управление вертолётom в симуляторе.

Движение левой руки летчика вертолётa физически противоположно движению руки летчика самолета. Традиционно, для увеличения скорости и высоты летчик самолета толкает ручку газа «от себя», в то время как вертолётчик тянет ручку общего шага «на себя». Для большей степени имитации вертолётного управления рекомендуется инвертировать ось ручки общего шага, для которой обычно используется ручка газа джойстика.

Индикатор положения органов управления

Для индикации положения органов управления в симуляторе введен специальный индикатор, который отображает положение ручки ППУ, рычага общего шага (РОШ), ручек раздельного управления двигателями (РРУД) и педалей.

Включение и выключение индикатора происходит при нажатии комбинации клавиш [\[Enter + RCtrl\]](#).

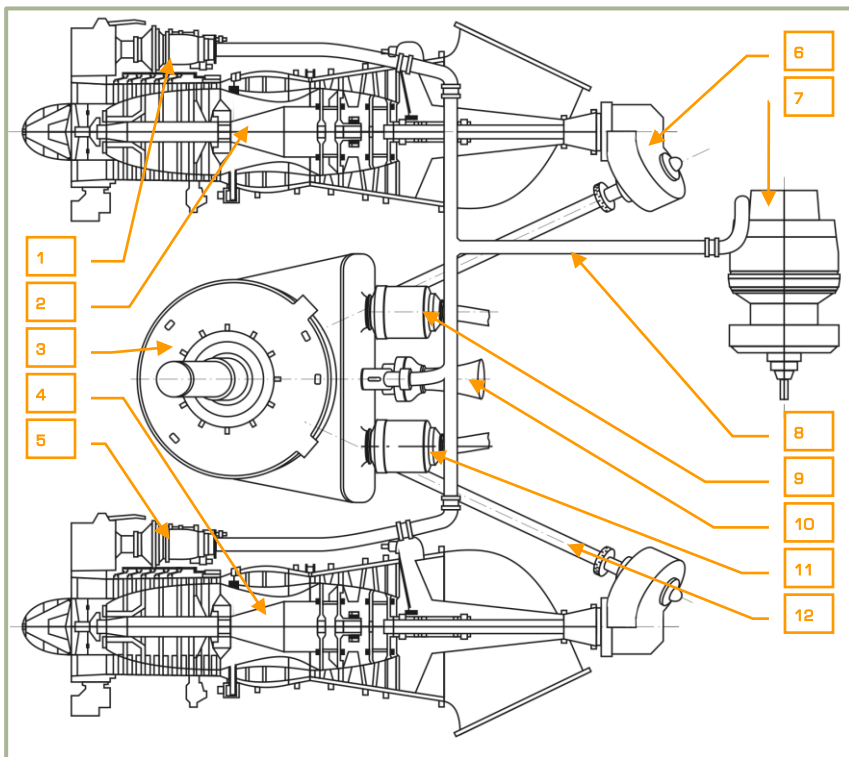


13-4: Индикатор положения органов управления

1. Шкала положения РОШ.

2. Текущее положение РОШ.
3. Шкала РРУД. Положение МАКСИМАЛ.
4. Шкала РРУД. Положение АВТОМАТ.
5. Текущее положение РРУД.
6. Шкала РРУД. Положение ОТКАЗ РО.
7. Шкала РРУД. Положение МАЛЫЙ ГАЗ.
8. Индикатор включенного стояночного тормоза.
9. Шкала колесного тормоза.
10. Шкала оси тангажа (продольное управление).
11. Текущее положение ручки ППУ.
12. Шкала крена (поперечное управление).
13. Шкала направления (педалей).
14. Текущее положение педалей.

Схема силовой установки

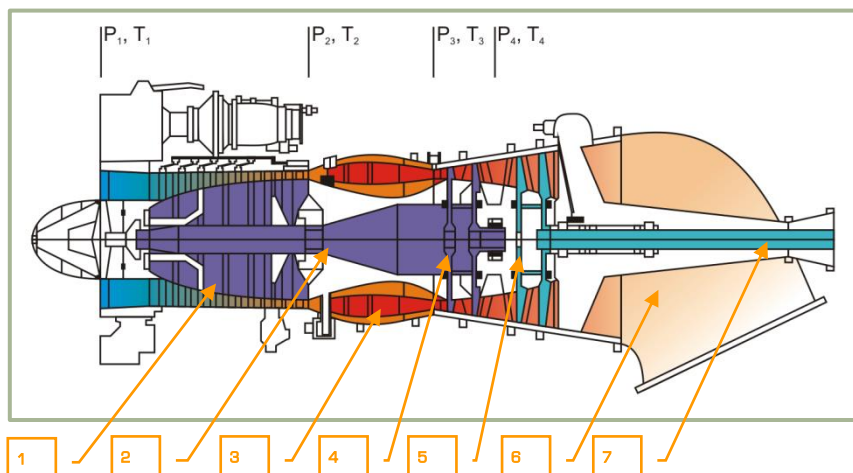


13-5: Схема силовой установки вертолёта

1. Турбостартер правого двигателя.
2. Правый двигатель ТВЗ-117ВМА.
3. Главный редуктор ВР-80.
4. Левый двигатель ТВЗ-117ВМА.
5. Турбостартер левого двигателя.
6. Промежуточный редуктор ПВР-800.
7. Двигатель ВСУ АИ-9В.
8. Трубопроводы системы отбора воздуха от ВСУ.
9. Правый генератор.
10. Турбопривод ТП-35.
11. Левый генератор.

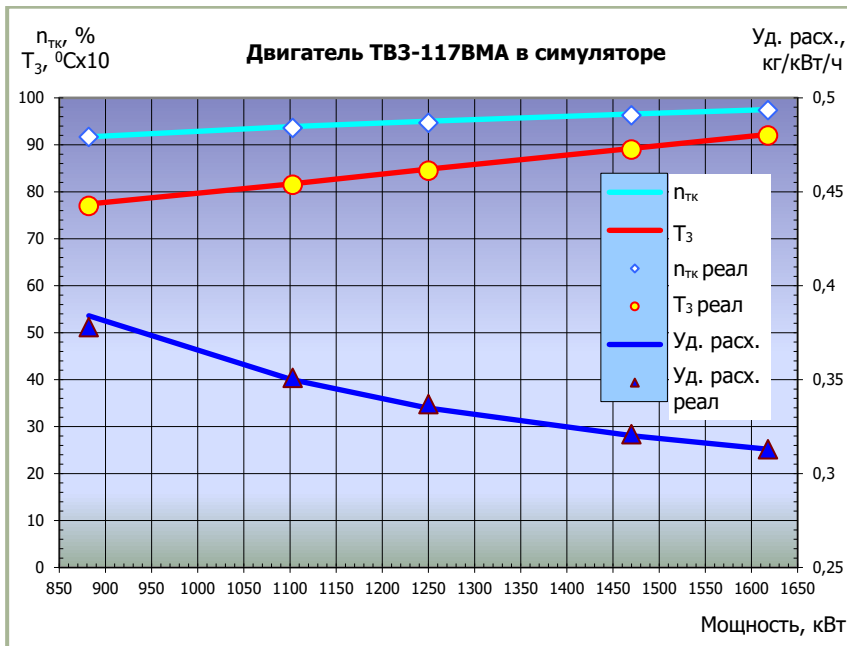
12. Входной вал.

Двигатель ТВЗ-117

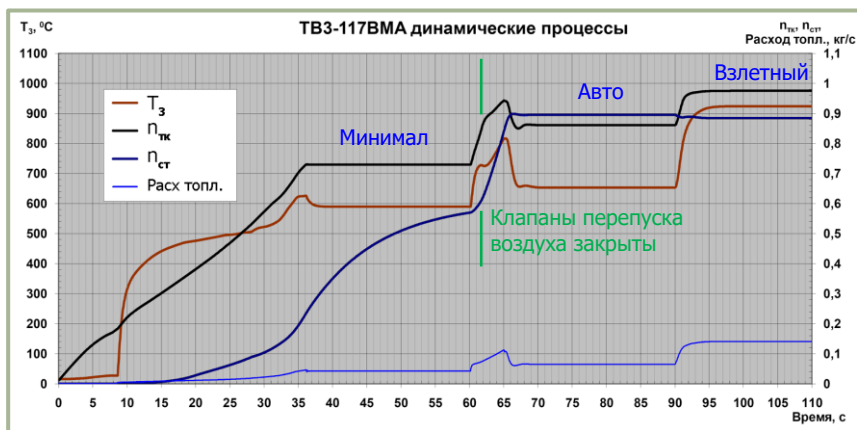


13-6: Турбовальный двигатель ТВЗ-117

1. Компрессор.
2. Вал компрессора.
3. Кольцевая камера сгорания.
4. Турбина компрессора.
5. Свободная турбина.
6. Сопло.
7. Выходной вал.


13-7: Моделирование двигателя ТВЗ-117ВМА в симуляторе

- n_{TK} – обороты турбокомпрессора в модели двигателя.
- n_{TK} реал – обороты турбокомпрессора реального двигателя.
- T_3 – температура перед турбиной в модели двигателя.
- T_3 реал – температура перед турбиной реального двигателя.
- Уд. расх. – удельный расход топлива в модели двигателя.
- Уд. расх. реал – удельный расход топлива реального двигателя.
- n_{CT} – обороты свободной турбины.


13-8: Моделируемые процессы двигателя в симуляторе

Топливная система

Топливная система предназначена для питания топливом основных двигателей и двигателя ВСУ и состоит из: баков для топлива, трубопроводов, системы дренажа, агрегатов и приборов контроля.

Емкости для топлива - основные и подвесные топливные баки. Основные баки состоят из переднего и заднего мягких баков. Четыре подвесных металлических бака располагаются по два с правого и левого бортов под крыльевыми пилонами и соединяются с основными баками трубопроводами перекачки топлива: два правых соединены с передним баком, а два левых - с задним. Передний бак обеспечивает топливом левый двигатель, а задний – правый двигатель; ВСУ АИ-9 питается от заднего бака. Передний и задний баки соединены трубопроводом кольцевания с краном кольцевания, при открытии которого возможно питание двигателя от любого основного бака или от обоих сразу, либо питание обоих двигателей от одного бака.

Основные баки являются расходными, из них топливо подается к двигателям центробежными насосами, смонтированными по одному. По мере расхода топлива из основных баков они пополняются топливом из подвесных баков.

Перетеканию топлива при перекачке из внешних баков во внутренние и наоборот препятствуют обратные клапаны в системе перекачки.

Насосы подкачки и перекачки топлива включаются и выключаются вручную выключателями насосов, а сигнализация работы каждого насоса выведена на светосигнальное табло верхнего пульта.

После выработки топлива в подвесных баках гаснут соответствующие табло: БАК ЛЕВ ВНЕШ, БАК ПРАВЫЙ ВНЕШ, БАК ЛЕВ ВНУТР, БАК ПРАВЫЙ ВНУТР.

Увеличение живучести топливной системы достигается:

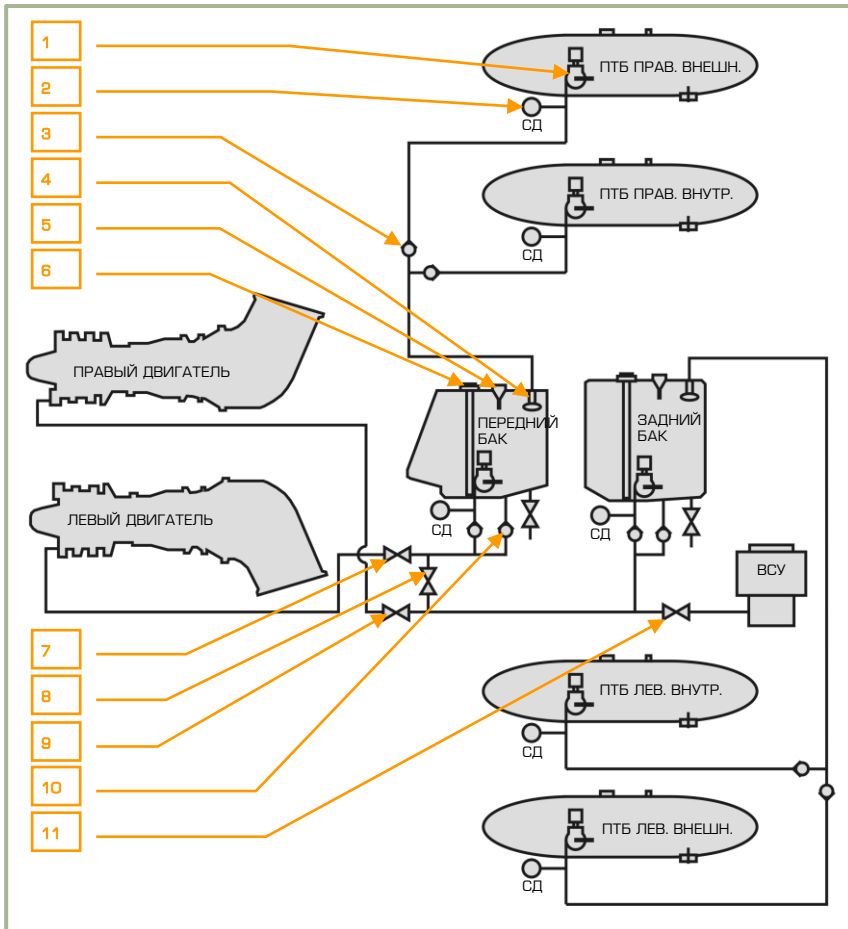
- Подключением насосов баков к аварийной шине электропитания, что обеспечивает питание насосов от аккумуляторных батарей при отказе основной электросистемы.
- Способностью топливных насосов, установленных на двигателях, подсасывать топливо из расходных баков при отказе подкачивающих насосов. Топливо подсасывается через обводной обратный клапан.

Контроль работы топливной системы осуществляется системой управления и измерения топлива, сигнализаторами давления и светосигнальными табло.

Органы управления и сигнализации топливной системы:

- Выключатель топливомера, выключатели насосов на панели ТОПЛИВО правого бокового пульта.
- Индикатор топливомера на правой приборной доске.
- Выключатели перекрытых кранов двигателей, ВСУ и крана кольцевания на правом боковом пульте.
- Светосигнальное табло на верхнем пульте.

При минимальном аварийном остатке топлива в одном из основных баков мигает ЦСО и одновременно на УСТ системы ЭКРАН высвечивается информация ПЕРЕДНИЙ БАК 110 кг или ЗАДНИЙ БАК 110 кг.



13-9: Принципиальная схема топливной системы

1. Насосный узел (для каждого бака).
2. Сигнализатор давления (для каждого бака).
3. Обратный клапан.
4. Поплавковый клапан уровня.
5. Заливная горловина. На переднем и заднем баках.
6. Датчик топливомера. На переднем и заднем баках.

7. Перекрывной кран левого двигателя.
8. Кран кольцевания.
9. Перекрывной кран правого двигателя.
10. Обводной обратный клапан.
11. Перекрывной кран ВСУ.

Максимальная масса топлива при полной заправке внутрифюзеляжных баков	1450 кг
передний бак задний бак	705 кг 745 кг
Максимальная масса топлива при полной заправке внутрифюзеляжных и четырех подвесных топливных баков	3210 кг
Минимальный аварийный остаток топлива: передний бак задний бак	110 кг 110 кг

Аварийный сброс подвесных топливных баков производится от кнопки АВАР-СБРОС на центральном пульте (пульт ПУИ-800).

Система электроснабжения

Система электроснабжения включает в себя:

- Основную систему электроснабжения переменным током 115/200 В.
- Систему аварийного электроснабжения переменным током.
- Систему электроснабжения постоянным током.
- Сеть подключения внешнего источника электроснабжения.

Органы управления системы электроснабжения расположены на правом боковом пульте, органы контроля – на пульте контроля, сигнализация – на верхнем пульте и УСТ системы ЭКРАН.

Основная система питания потребителей электроэнергией – система трехфазного переменного тока напряжением 115/200 В. Выработка электроэнергии осуществляется двумя генераторами трехфазного тока.

Потребители постоянного тока напряжением 27 В питаются от двух выпрямительных устройств, каждое из которых подключено к своему генератору.

Для обеспечения полета при отказе основных источников электроэнергии имеется система аварийных шин, питающихся от аккумуляторных батарей. В этом случае питание потребителей напряжением ~115 В осуществляется от статического преобразователя ПОС-500Б, подключенного к аварийным шинам.

Аэродромный источник переменного тока подключается через розетку на левом борту вертолёта, а при его отсутствии питание для запуска двигателей подается от аккумуляторной батареи.

Проверка работоспособности оборудования на земле при неработающих двигателях и отсутствии аэродромного источника электроэнергии производится от бортовых генераторов переменного тока при работающем турбоприводе.

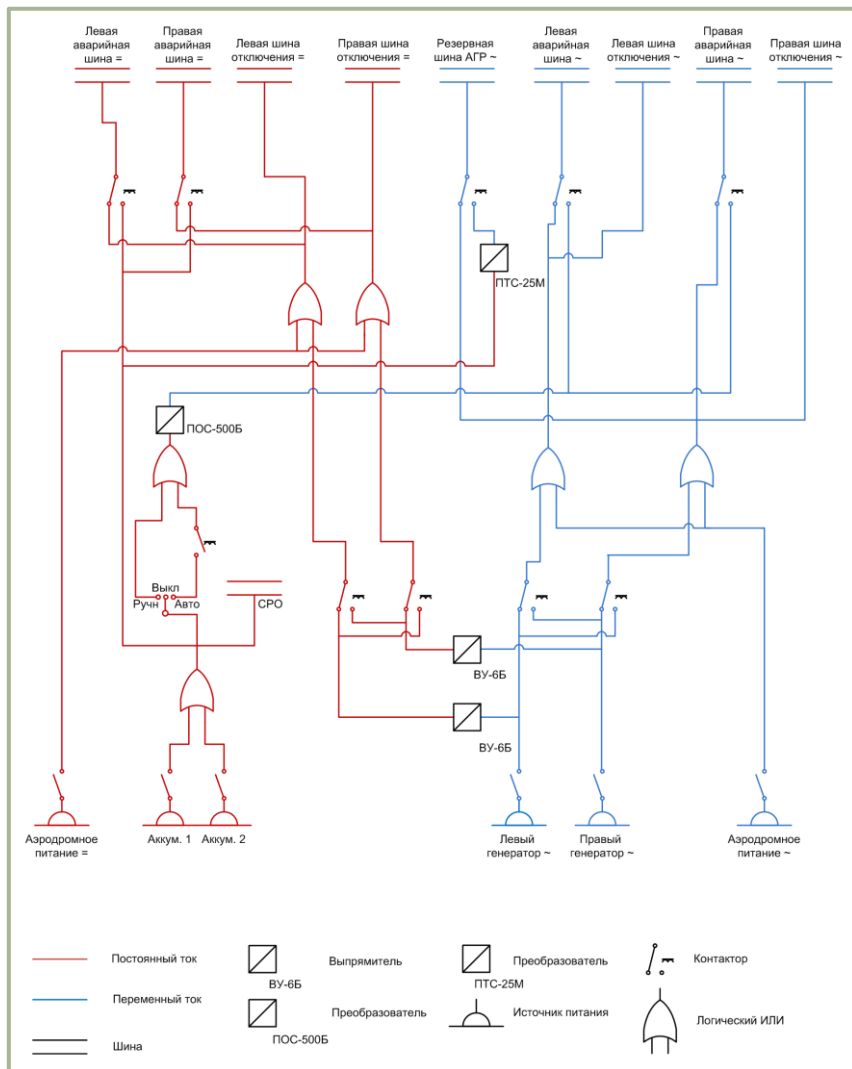
Основная система электроснабжения переменным током

Система включает в себя два отдельных канала генерирования для левого и правого борта. Источниками электроэнергии переменного тока напряжением 115/200 В являются два синхронных генератора трехфазного переменного тока с приводом от главного редуктора или от турбопривода.

Левый генератор подключен к ЦРУ-1, а правый - к ЦРУ-2, от шин которых питаются потребители электроэнергии. При отказе или отключении одного из генераторов, его шины подключаются к шинам ЦРУ работающего генератора.

Генераторы включаются выключателями ЭНЕРГЕТИКА ~ТОК, ГЕН ЛЕВ, ГЕН ПРАВ, при работающих двигателях в положении РРУД АВТОМАТ или при работе турбопривода.

При откате двух генераторов на табло УСТ высвечивается кадр СЕТЬ НА АККУМУЛ, в телефонах прослушивается речевое сообщение «Смотри УСТ», на верхнем пульте загорается табло ПРЕОБРАЗ, сигнализирующее о включении преобразователя ПОС-500Б, а на левой приборной доске загорается ЦСО в проблесковом режиме.



13-10: Схема электроснабжения вертолёта в симуляторе

Система аварийного электроснабжения переменным током

При отказе основной системы электроснабжения переменным током потребители переменного тока питаются от статического преобразователя ПОС-500Б, преобразующего постоянное напряжение 27 В аккумуляторной батареи в переменное напряжение 115 В.

От аварийных шин преобразователя ПОС-500Б питаются переменным током следующие потребители:

- Радиовысотомер.
- Сигнализаторы температуры масла силовой установки.
- Топливомер, датчик перегрузки, приборы измерения оборотов и температуры газов двигателей, измеритель вибраций.
- Самолетный радиолокационный ответчик (СРО).
- Система ограничительных сигналов (СОС).
- Звуковая сигнализация падения частоты вращения винтов.
- Аварийный подсвет приборных досок, пультов и панелей.

Питание резервного авиагоризонта осуществляется от отдельного статического преобразователя ПОС-25М, питающегося от аккумуляторной батареи.

При отказе обоих генераторов к приведенному перечню добавляются потребители, питающиеся от аварийной шины постоянного тока.

Для обеспечения автоматического подключения преобразователя ПОС-500Б переключатель ЭНЕРГЕТИКА –ТОК ПРЕОБР должен быть установлен в положение АВТ.

Система электроснабжения постоянным током

Система состоит из двух электрически независимых каналов, проложенных по левому и правому бортам.

Каждый канал включает в себя выпрямительное устройство ВУ-6Б, ЦРУ-3 для левого и ЦРУ-4 для правого каналов.

При отказе одного из каналов электропитания распределительного устройства, шины этого устройства подключаются у ЦРУ работающего канала, что обеспечивает резервирование питания потребителей.

На вертолёте установлены две аккумуляторные батареи, которые обеспечивают автономный запуск двигателей и питание аварийных шин при отказе обоих генераторов. Непосредственно от батарей питается самолетный радиолокационный ответчик госопознавания.

В ЦРУ-3 и ЦРУ-4 имеется по две шины. Шины №1 – аварийные, которые при отказе обоих выпрямительных устройств (ВУ) питаются от аккумуляторных батарей. Шины №2 – шины отключения, которые при отказе обоих ВУ обесточиваются.

От аварийных шин постоянного тока (при отказе обоих генераторов или при отказе обоих выпрямительных устройств) питаются следующие потребители электроэнергии:

- Преобразователь ПОС-500Б для питания аварийных потребителей переменным током.
- Радиосвязное оборудование: УКВ радиостанции, АВСК.
- Радиовысотомер.
- Самолетный радиолокационный ответчик.
- Система управления вооружением.
- Приборы контроля силовой установки и гидросистемы.
- Топливомер, топливные насосы, перекрывные краны.
- Преобразователь ПТС-25 для питания резервного авиагоризонта.
- Светотехническое оборудование.
- Обогрев ПВД.
- Системы САС, ЭКРАН.

Подключение аккумуляторов к бортсети осуществляется выключателями ЭНЕРГЕТИКА =ТОК, АКК1 и АКК2 на правом боковом пульте. Выпрямительные устройства автоматически подключаются к бортсети при включенном аэродромном питании или бортовых генераторах.

При отказе одного из ВУ на табло УСТ высвечивается информация ЛЕВ ВЫПРЯМИТ или ПРАВ ВЫПРЯМИТ. Одновременно на левой приборной доске включается ЦСО в проблесковом режиме.

При отказе двух ВУ на табло УСТ высвечивается сигнал СЕТЬ НА АККУМУЛ. Одновременно на левой приборной доске включается ЦСО в проблесковом режиме.

Гидравлическая система

Гидравлическая система предназначена для привода гидравлических механизмов различных систем вертолёта и состоит из двух автономных систем: основной и общей.

Основная гидросистема обеспечивает питание блока рулевых приводов, продольного, поперечного, путевого управлений и управления общим шагом, а при отказе общей гидросистемы обеспечивает аварийный выпуск шасси.

Общая гидросистема обеспечивает питанием систему уборки и выпуска шасси, систему торможения основных колес шасси, систему управления подвижной пушечной

установки, а при выходе из строя основной гидросистемы обеспечивает питанием блок рулевых приводов.

Каждая гидросистема состоит из: гидронасоса, гидробака, фильтров, клапанов, трубопроводов и элементов управления. Источниками питания обеих систем являются гидронасосы переменной производительности. Гидронасос основной гидросистемы установлен на левой коробке приводов главного редуктора и работает при вращении несущих винтов как на моторном режиме, так и на режиме авторотации. Гидронасос общей гидросистемы установлен на задней коробке приводов главного редуктора и работает как при вращении несущих винтов, так при работающей ВСУ на земле.

В магистрали каждой гидросистемы установлены гидроаккумуляторы для гашения колебаний давления. В тормозной системе колес шасси установлен свой гидроаккумулятор для обеспечения стояночного торможения колес (до 2-х часов) после выключения двигателей, а также для обеспечения работоспособности тормозов на рулении в случае отказа общей гидросистемы.

Бак основной гидросистемы имеет объем 13 л, бак общей гидросистемы – 17 л. Для контроля работы гидросистемы установлены индикаторы для измерения давления и температуры и сигнализаторы давления.

Индикаторы установлены на верхней панели пульта контроля в кабине. На приборах нанесены метки предельных значений параметров:

- Индикаторы давления в основной и общей гидросистемах. Отметки: 64 и 90 кгс/см².
- Индикатор давления в гидроаккумуляторе. Отметки: 60 и 90 кгс/см².
- Индикатор давления в тормозной системе. Отметки: 0 и 22 кгс/см².
- Индикаторы температуры в гидросистемах. Отметки: минус 10 °С и +90 °С.

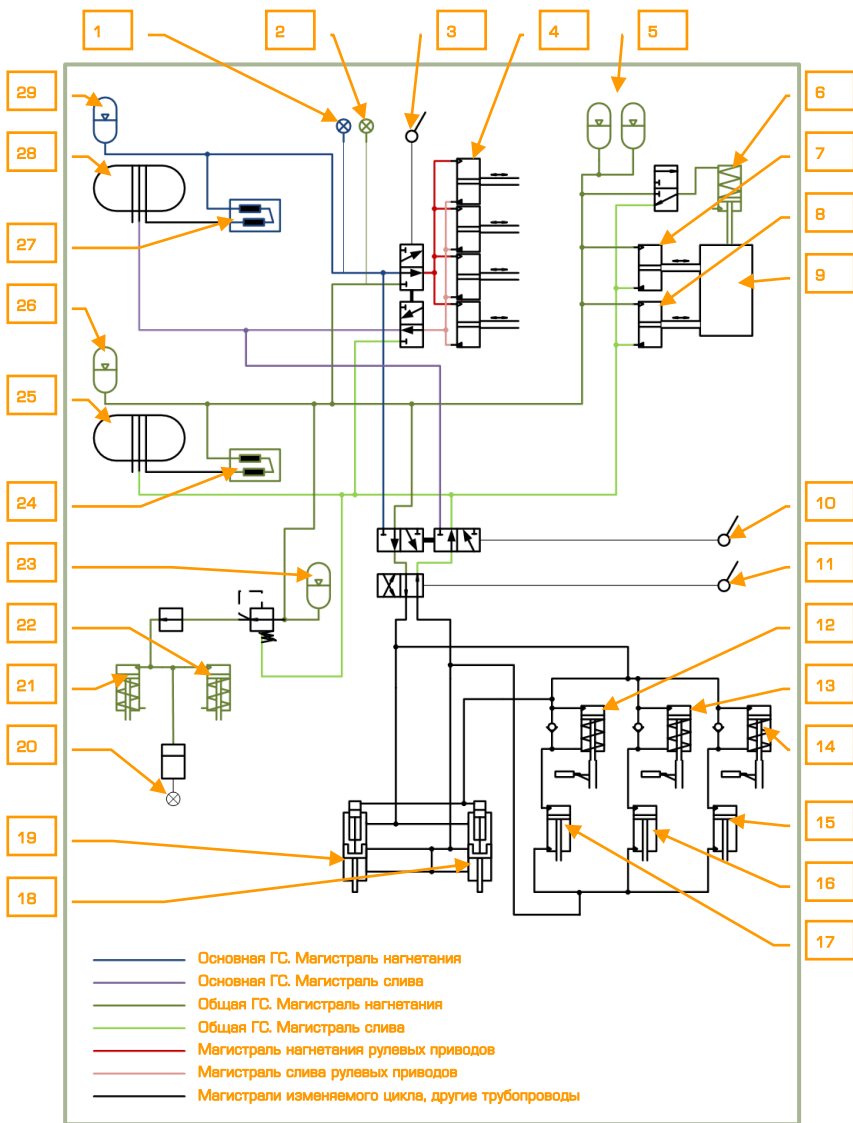
Рабочий диапазон давлений в гидросистемах 65...90 кгс/см².

Температура рабочей жидкости (АМГ-10) в полете - не более +85 °С.

Сигнализаторы давления установлены:

- В каналах блока рулевых приводов для сигнализации падения давления.
- В тормозной системе колес шасси для сигнализации падения давления в гидроаккумуляторе.
- В магистрали надува гидробаков.

Переключение питания рулевых приводов с основной гидросистемы на общую (автоматически или с помощью переключателя ОСН. ГИДРО ОТКЛ) сигнализируется светосигнализаторами клапанов КЛАПАН 1 ГИДРО, КЛАПАН 2 ГИДРО, которые размещены на пульте контроля над индикаторами давления.



13-11: Схема гидравлической системы вертолёта в симуляторе

1. Манометр основной гидросистемы.
2. Манометр общей гидросистемы.
3. Переключатель питания рулевых приводов с основной гидросистемы на общую.

4. Блок рулевых приводов продольного, поперечного, путевого управлений и управления общим шагом.
5. Гидроаккумуляторы приводов подвижной пушечной установки.
6. Стопор пушечной установки.
7. Привод пушечной установки по вертикали.
8. Привод пушечной установки по горизонтали.
9. Подвижная пушечная установка.
10. Переключатель аварийного выпуска шасси.
11. Кран шасси.
12. Гидрозамок убранного (выпущенного) положения левой стойки шасси.
13. Гидрозамок убранного (выпущенного) положения передней стойки шасси.
14. Гидрозамок убранного (выпущенного) положения правой стойки шасси.
15. Привод левой стойки шасси.
16. Привод передней стойки шасси.
17. Привод правой стойки шасси.
18. Привод правой створки шасси.
19. Привод левой створки шасси.
20. Манометр тормозной системы.
21. Привод тормоза левого колеса.
22. Привод тормоза правого колеса.
23. Гидроаккумулятор тормозной системы.
24. Гидронасос общей гидросистемы.
25. Гидробак общей гидросистемы.
26. Гидроаккумулятор общей гидросистемы.
27. Гидронасос основной гидросистемы.
28. Гидробак основной гидросистемы.
29. Гидроаккумулятор основной гидросистемы.

Прицельно-пилотажно-навигационный комплекс (ПрГНК)

ПрГНК представляет собой комплекс связанных радиотехнических, гироскопических, оптических, телевизионных и лазерных систем, обеспечивающих с помощью вычислительных средств автоматизированное пилотирование, воздушную навигацию и боевое применение всех видов вооружения вертолёта по визуально видимой цели.

Принцип работы

Боевой вылет до поражения цели делится на следующие этапы: полет по маршруту в район боевых действий, поиск и обнаружение цели в районе боевых действий, перенацеливание по целеуказанию от ведущего группы или с земли, сближение с целью и атака с применением соответствующего вида оружия, возвращение на заданный аэродром.

В ПрГНК предусмотрено следующее автоматизированное решение указанных этапов:

- Полет по запрограммированному маршруту в район боевых действий.
- Поиск и обнаружение цели с использованием аппаратуры внешнего целеуказания (ВЦУ) и автоматического прицельного комплекса (режим сканирования).
- Сближение с целью и атака с применением выбранного вида оружия, режим автоматизированного доворота (АДВ) на цель и автосопровождение цели КАПК Шквал.
- Возвращение на аэродром посадки (режим ВОЗВРАТ).

Могут применяться следующие способы автоматизированного сближения с целью и наведения на нее выбранного оружия:

- Целеуказание для КАПК с помощью НСЦ с последующим выполнением автоматизированного доворота на цель (режим АДВ).
- Целеуказание для КАПК после ручного доворота на цель, ввод цели в поле зрения прицельной системы, захват с автосопровождением до поражения.

Комплекс построен на основе цифровых вычислительных машин, обеспечивающих автоматизированное решение пилотажно-навигационных и боевых задач.

Работоспособность комплекса обеспечивается при наличии на борту электроснабжения переменным током.

Органы управления ПрПНК

Органы управления ПрПНК расположены на следующих пультах:

- Пульт ввода и индикации (ПВИ) – основной пульт управления ПНК, обеспечивающий выбор режимов его работы и взаимодействия с другими системами. Расположен на правом пульте.
- Пульт выбора режимов (ПВР) обеспечивает включение ПрПНК и выбор режимов автоматизированного управления вертолётom и оружием при атаке цели. Расположен на левом пульте.
- Пульт управления и индикации (ПУИ) обеспечивает приведение в готовность к применению, выбор режимов применения и контроль за наличием на борту вооружения и остатком боекомплекта. Расположен на центральном пульте.
- Пульт управления режимами (ПУР) обеспечивает регулировку изображения и объём отображаемой информации на индикаторе телевизионном ИТ-23, ИЛС и наשלном визирном устройстве (НВУ). Расположен на центральном пульте.
- Пульт подготовки и контроля (ППК) используется наземными специалистами для включения и наземного контроля работоспособности отдельных элементов ПрПНК. Расположен на пульте контроля.
- Пульт включения целеуказания (ПВЦ) на правом пульте и пульт режимов целеуказания (ПРЦ) на верхнем пульте обеспечивают включение и управление работой аппаратуры внешнего целеуказания.

Предназначение и положение остальных выключателей, обеспечивающих включение и работу отдельных устройств ПрПНК на различных режимах работы и полета указаны в отдельных разделах.

Состав комплекса

В состав ПрПНК входят следующие комплексы, системы и приборы:

- Пилотажно-навигационный комплекс ПНК-800.
- Система управления оружием СУО-800.
- Круглосуточный автоматический прицельный комплекс КАПК И-251В Шквал.
- Система отображения информации СОИ-800.
- Нашлемная система целеуказания (НСЦ).
- Аппаратура внешнего целеуказания (ВЦУ).
- Датчик углов атаки и скольжения ДУАС-В.

- Цифровые вычислительные машины, обеспечивающие решение пилотажно-навигационных задач (ЦВМ-Н), боевого применения (ЦВМ-Б), отображения информации (ЦВМ-И) и внешнего целеуказания (ЦВМ-Ц).
- Пульты управления.
- Блоки питания, связи и коммутации.

Пилотажно-навигационный комплекс ПНК-800

ПНК является основной составной частью ПрПНК, обеспечивающей решение задач автоматизированного пилотирования, навигацию и выполнение боевых задач.

Пилотажные задачи, решаемые комплексом:

- Автоматическая стабилизация угловых положений вертолѐта.
- Автоматическая стабилизация заданной барометрической высоты полета.
- Автоматическая стабилизация заданной воздушной скорости.
- Стабилизация истинной высоты полета.
- Стабилизация висения по сигналам ДИСС и РВ.
- Вертикальное снижение с заданной скоростью при висении.
- Автоматическое управление вертолѐтом в горизонтальном полете по маршруту и при выходе на цель с выдерживанием заданных пилотажных и навигационных параметров.
- Корректировка возмущений вертолѐта, возникающих от отдачи оружия при стрельбе.
- Формирование пилотажной информации при директорном управлении полетом.

Навигационные задачи, решаемые комплексом:

- Ввод в память ЦВМ координат поворотных пунктов маршрута (ППМ), аэродромов (АЭР), ориентиров коррекции (ОР), оперативных точек целей (ОТ).
- Программирование очередности пролета ППМ.
- Расчет навигационных параметров при полете по маршруту и выходе на цель.
- Автоматическое счисление координат текущего места вертолѐта.
- Ручная коррекция координат при пролете над запрограммированными ориентирами или при визировании ориентиров через КАПК И-251В Шквал.
- Снятие координат целей при пролете над ними или при визировании через КАПК И-251В Шквал.
- Индикация текущих координат места вертолѐта.
- Индикация номера очередного ППМ.

- Автономная выставка стояночного курса вертолѐта при экстренной, ускоренной и нормальной с гироскопированием подготовках информационного комплекса вертикали и курса (ИК-ВК).
- Ручная коррекция начальной выставки курса.
- Расчет возврата на один из двух запрограммированных аэродромов по кратчайшему пути.
- Расчет и индикация оставшегося расстояния и времени полета до заданной точки маршрута.
- Автоматическое определение и индикация курсового угла радиостанции (КУР).

В состав комплекса входит следующее оборудование, инструменты и приборы:

- Бортовая цифровая вычислительная машина (БЦВМ-Н).
- Вычислитель угловой стабилизации (основная часть комплекса).
- Блок гироскопов.
- Информационный комплекс вертикали и курса ИК-ВК.
- Допплеровский измеритель составляющих скоростей ДИСС.
- Информационный комплекс высотноростных параметров ИК-ВСП.
- Авиагоризонт резервный АГР-81.
- Индикатор командно-пилотажный ИКП-81.
- Прибор навигационный плановый ПНП-72.
- Вычислитель спецрежима ВСС.
- Пульт пилотажных режимов ППР.
- Компас магнитный КИ-13.
- Датчик линейных ускорений.

Кроме того, к ПНК относятся:

- Автоматический радиокompас АРК-22.
- Радиовысотомер А-036.

С ПНК скомплексирована система АБРИС.

Основные тактико-технические характеристики

Работоспособность комплекса обеспечивается при следующих условиях:

- Угол крена и тангажа $\pm 70^\circ$.
- Угловые скорости по всем осям до $60^\circ/\text{с}$.

- Воздушная скорость от минус 70 до 400 км/ч.
- Высота до 6000 м.
- Время готовности комплекса к работе при нормальной подготовке – 15 мин.
- В режиме ускоренной подготовки – 3 мин.
- В режиме с гирокомпасированием – 20 мин.

Точности выдерживания пилотажных параметров на установившихся режимах полета:

- По углам крена и тангажа - 1°.
- По углам курса – 1,5°.
- По барометрической высоте ± 20 м.
- По геометрической высоте висения $\pm 1,5$ м.
- По заданной воздушной скорости – 10 км/ч.

Точность автономного счисления координат в полете по маршруту при подготовке ИК-ВК с гирокомпасированием, за час полета в процентах от пройденного пути:

- В инерциально-доплеровском режиме – 1,2 %.
- В курсо-доплеровском режиме – 1,6 %.
- В курсо-воздушном режиме – 10 %.
- В курсо-доплеровском режиме при ускоренной подготовке к полету – 2,4 %.

Органы управления, контроля и сигнализации

Управление работой комплекса осуществляется со следующих пультов и рычагов:

- Пультов ППР, ПВИ, ППК, ПВР, ПУР, входящих в состав ПрПНК.
- Рычага ОШ и ручки ППУ.
- Пульта ПУИ системы управления оружием.

Включение комплекса совместно с ПрПНК производится выключателем К-041 на пульте ПВР.

Режим стабилизации угловых положений

Режим стабилизации угловых положений, высоты и скорости задается летчиком при включенных каналах автопилота (кнопки К, Т, Н, В на ППР нажаты).

Нажатие кнопки ТРИММЕР на ручке ППУ снимает и передает в автопилот позиционные сигналы по крену (К), тангажу (Т) и направлению (Н), а отпускание кнопки приводит к запоминанию заданных угловых положений вертолёта в пространстве.

Стабилизация углового положения по тангажу приводит к установлению соответствующей этому тангажу скорости.

Нажатие гашетки на РОШ (являющейся одновременно тормозом РОШ и кнопкой триммера по высоте) снимает позиционный сигнал по высоте (В), а отпускание гашетки после установки РОШ в новое положение и выхода на новую высоту приводит к запоминанию и стабилизации этой высоты. Стабилизируется барометрическая либо геометрическая высота, в соответствии с положением переключателя БАР-РВ на пульте ППР; при этом, если переключатель установлен в положение РВ при включенном канале «В», но полет совершается на высоте более 300 м - автопилот переводится на стабилизацию барометрической высоты.

Режим стабилизации висения

В режиме стабилизации висения обеспечивается сохранение постоянного положения вертолёта относительно заданной точки висения и поддержание заданной высоты висения по сигналам РВ.

Включение режима осуществляется после зависания на высоте не менее 4 м нажатием кнопки ВИСЕНИЕ на ручке ППУ, при нейтральном положении переключателя МАРШРУТ-СНИЖЕНИЕ на РОШ, при этом автоматически включается режим стабилизации высоты (В). После нажатия кнопки ВИСЕНИЕ включается табло ВИСЕНИЕ на САС, Нрв СТАБ, а на ИЛС индицируется символ и зона висения, отклонение от заданной высоты висения. На ИКП выключается директорный индекс по крену и тангажу, индикация отклонения по высоте, боковое отклонение. На ПНП отображаются продольное и боковое отклонения.

Выключение режима производится повторным нажатием кнопки ВИСЕНИЕ.

Режим вертикального снижения

В данном режиме обеспечивается автоматическое вертикальное снижение с режима висения при переводе и удержании переключателя МАРШРУТ-СНИЖЕНИЕ в положение СНИЖЕНИЕ.

При этом обеспечивается автоматическое поддержание скорости снижения не более 2-3 м/с и сохранение постоянного положения вертолёта над точкой снижения.

Режим автоматического управления полётом

Режим предназначен для автоматического управления вертолётом в полете по маршруту и при выходе на цель.

В этом режиме автопилот осуществляет управление пространственным положением вертолёта для обеспечения полета по заданной траектории: полет с заданным курсом, полет по ЛЗП, развороты. Режим задается после взлета установкой переключателя МАРШРУТ-СНИЖЕН на РОШ в положение МАРШРУТ, а переключателей ЗК-ЛЗП и БАР-РВ на ППР в положение соответствующее выбранному режиму полета.

В режиме МАРШРУТ после разворота на заданный курс одновременно реализуются режимы стабилизации угловых положений вертолёта, высоты и скорости.

Специальный режим

В спецрежиме обеспечивается автоматическая стабилизация вертолёта при пусках НАР и стрельбе из пушки путем формирования упреждающих и стабилизирующих импульсов, подаваемых в соответствующие каналы автопилота.

Включение спецрежима при применении НАР и пушки производится при нажатии соответствующей боевой кнопки на применение оружия.

Расчет параметров полета ПНК

Расчет параметров полета производится для обеспечения автоматического или директорного управления вертолётом в полете по запрограммированному маршруту или при выходе на цель.

Режим СЧИСЛЕНИЕ координат вертолёта

В комплексе использован метод непрерывного счисления координат места вертолёта путем обработки информации о скорости и направлении движения.

Наличие в комплексе информации о скорости от датчиков ИК-ВК, ИК-ВСП и ДИСС дает возможность осуществлять счисление координат в одном из четырех режимов с различной точностью:

- Инерциально-доплеровском (ИДР).
- Курсо-доплеровском (КДР).
- Курсо-воздушном (КВР).
- Инерциальном (ИР).

ИДР используется в качестве основного режима счисления, который автоматически включается при исправной работе ДИСС и наличии информации об абсолютной скорости от инерциальной системы ИК-ВК.

В режиме счисления производится расчет следующих параметров:

- Текущих географических координат вертолёта.
- Путьевой скорости.

- Угла сноса.
- Направления и скорости навигационного и метеорологического ветра.

В режиме счисления индицируются следующие навигационные параметры:

- Текущие географические координаты (на индикационном табло ИТ ПВИ при включенной кнопке табло ф/л на ПВИ).
- Направление и скорость метеорологического ветра (при включенной кнопке δ/V на ПВИ).

Режим счисление включается автоматически в момент отрыва колес вертолёта от ВПП. Отключение режима происходит по окончании полета при касании земли колесами вертолёта.

Режим МАРШРУТ

Режим предназначен для расчета и индикации пилотажно-навигационных параметров, обеспечивающих автоматизированное или директорное управление вертолётом при полете по маршруту с числом ППМ не более 6.

Расчет навигационных параметров производится от текущего места вертолёта до очередного ППМ поэтапно.

Рассчитываются следующие навигационные параметры:

- Заданный путевой угол на очередной ППМ с учетом бокового уклонения от ЛЗП.
- Заданный курс на очередной ППМ с учетом ветра и бокового уклонения от ЛЗП.
- Боковое уклонение от ЛЗП.
- Оставшееся расстояние и время полета до очередного ППМ.

Реализованы два способа автоматического полета по маршруту:

- Путевой (при установке переключателя ЗК-ЛЗП на ППР в положение ЗК).
- Маршрутный (при установке переключателя ЗК-ЛЗП на ППР в положение ЛЗП).

Путевой способ обеспечивает выход на ППМ путем постоянного обнуления угла между вектором путевой скорости и направлением на ППМ. При этом способе траектория полета не совпадает с линией заданного пути. Разворот на курс следующего этапа происходит над ППМ без линейного упреждения разворота (ЛУР).

Достоинством способа является то, что в каждый момент времени вертолёт направляется в заданную точку по кратчайшему расстоянию.

Маршрутный способ обеспечивает выход на ППМ по линии заданного пути. При этом обеспечивается выход на ППМ или к цели с заданного направления. Для вписывания в следующий за ППМ отрезок маршрута разворот происходит перед ППМ на расстоянии линейного упреждения разворота (ЛУР). При расчете ЛУР

автоматически учитывается угол разворота, направление и скорость ветра, время ввода вертолёта в крен.

Достоинством способа является то, что полет выполняется по линии заданного пути.

За 250 м до начала разворота при любом из способов управления на верхнем пульте включается табло ППМ РАЗВОРОТ. В начале разворота текущие навигационные параметры заменяются на параметры очередного этапа маршрута. Автоматизированный разворот производится с креном до 15°.

Режим МАРШРУТ включается при включении кнопки-табло ППМ на ПВИ и установке переключателя МАРШРУТ-СНИЖЕН на РОШ в положение МАРШРУТ.

Отключение режима производится при выключении кнопки-табло ППМ или установке переключателя МАРШРУТ-СНИЖЕН в нейтральное положение.

Режим автоматически отключается при пролете конечного пункта маршрута на 2 км, при этом гаснут табло КОНЕЦ МАРШРУТА, МАРШРУТ ЗК (ЛЗП) на верхнем пульте и табло на ПВИ.

Режим ВОЗВРАТ

Режим предназначен для автоматизированного или ручного директорного управления вертолётом при возвращении из любой точки маршрута на один из двух запрограммированных аэродромов по кратчайшему расстоянию.

Задание номера аэродрома возврата осуществляется нажатием кнопки с соответствующим номером аэродрома после включения кнопки-табло АЭР. Номер АЭР индицируется на табло.

Полет выполняется в подрежимах ЗК или ЛЗП.

Расчет и индикация пилотажно-навигационных параметров аналогичны режиму МАРШРУТ.

Включение режима осуществляется при установке переключателя МАРШРУТ-СНИЖЕН на РОШ в положение МАРШРУТ при включенной кнопке-табло АЭР на ПВИ.

При подлете к аэродрому на верхнем пульте включается табло КОНЕЦ МАРШРУТА.

Выключение режима происходит при выключении кнопки-табло АЭР или установке переключателя МАРШРУТ-СНИЖЕН на РОШ в нейтральное положение, а также автоматически при пролете аэродрома на 2 км.

Режим ВЫХОД

Режим предназначен для автоматизированного или ручного директорного управления вертолётом при выходе на одну из десяти запрограммированных оперативных точек (ОТ) или целей из любой точки маршрута по кратчайшему пути. В режиме выполняется расчет параметров азимута и дальности до ОТ.

Индикация азимута и дальности осуществляется на табло ПВИ при включенной кнопке-табло Ац/Дц.

Расчет и индикация остальных пилотажно-навигационных параметров аналогичны режиму МАРШРУТ.

Включение режима производится при установке переключателя МАРШРУТ-СНИЖЕН на РОШ в положение МАРШРУТ при включенной кнопке-табло ОТ на ПВИ.

Задание номера ОТ производится нажатием на соответствующую цифровую кнопку после включения кнопки-табло ОТ.

Выключение режима производится выключением кнопки-табло ОТ на ПВИ или при установке переключателя МАРШРУТ-СНИЖЕН на РОШ в нейтральное положение, а также автоматически при пролете цели на 2 км.

Режим КОРРЕКЦИЯ

Режим предназначен для коррекции погрешностей счисления координат места вертолёта, возникающих за счет неточности информации датчиков и метода счисления.

В комплексе реализованы следующие подрежимы коррекции:

- Коррекция пролетом.
- Коррекция с захватом ориентира через И-251В.

Коррекция пролетом и коррекция по И-251В выполняются по ориентирам (до четырех), координаты которых введены в ПНК. Коррекция происходит при включенной кнопке-табло ОР на ПВИ.

Коррекция пролетом выполняется при нахождении над любым из четырех запрограммированных ориентиров. При подлете к зоне коррекции необходимо:

- Включить кнопку-табло ОР на ПВИ. Переключатель И-251В – ПРОЛ на ПВИ установить в положение ПРОЛ.
- Нажать на наборном поле ПВИ кнопку с номером, соответствующим номеру ориентира. Номер ориентира индицируется на табло НОТ.
- В момент пролета над ориентиром нажать кнопку ЦУ на ручке ППУ, при этом численные текущие координаты заменяются на координаты ориентира коррекции, отключается подсвет кнопки-табло ОР на ПВИ и отключается индикация номера ОР на табло.

Коррекция с захватом ориентира через И-251В выполняется при нахождении в зоне прямой видимости любого из запрограммированных ориентиров, при установке переключателя И-251В – ПРОЛ в положение И-251В.

При подлете к зоне коррекции необходимо:

- Включить кнопку-табло ОР и нажать кнопку с номером ориентира.
- Включить И-251В и, управляя зоной обзора, направить линию визирования на ориентир коррекции.

- Выключатель ИЗЛ-ОТКЛ на ПВР установить в положение ИЗЛ.
- По индикатору ИТ-23 наложить прицельную рамку на ориентир и подогнать прицельную рамку под размеры ориентира.
- Произвести захват на автосопровождение ориентира нажатием кнопки АЗ на РОШ.
- После появления символа ТА (захват телеавтомата) повторно нажать кнопку ЦУ на ППУ, при этом снимаются значения наклонной дальности и углы визирования (курсовой и вертикальный) ориентира. По значению этих параметров и известных координат ориентира рассчитываются уточненные координаты вертолёта.

Отключение режима производится нажатием кнопки-табло СБРОС на ПВР.

Режим ЗАПИСЬ

Режим предназначен для записи в полете географических координат оперативных точек (ОТ) в память ЦВМ-Н (до 10).

Записи производится в одном из двух подрежимов:

- Запись пролетом.
- Запись с помощью И-251В Шквал.

Запись в обоих подрежимах производится при включенной кнопке-табло ОТ на ПВИ после присвоения данной ОТ номера нажатием соответствующей кнопки-табло наборного поля ПВИ. Галетный переключатель ПВИ должен быть при этом установлен в положение ВВОД.

Запись пролетом производится при установке переключателя И-251В – ПРОЛ в положение ПРОЛ в момент нахождения строго над ОТ нажатием кнопки ЦУ на ручке ППУ, при этом численные координаты вертолёта в ЦВМ-Н запоминаются как координаты ОТ.

Запись с помощью И-251В производится при пролете в стороне от ОТ, при установке переключателя И-251В – ПРОЛ на ПВИ в положение И-251В. Визирование ОТ с помощью И-251В и действия летчика с органами управления аналогичны действиям, изложенным в подрежиме КОРРЕКЦИЯ по И-251В.

Координаты ОТ рассчитываются по значениям наклонной дальности до ОТ, курсового и вертикального углов, измеренных И-251В, и численным координатам места вертолёта, и запоминаются в момент повторного нажатия кнопки ЦУ на ручке ППУ, при этом на ИЛС индицируется разовая команда ОТ.

Выключение режима выполняется нажатием кнопки СБРОС на ПВР, при этом И-251В арретируется.

Летчик имеет возможность перезаписать координаты существующей ОТ с любым номером (0...9), выполнив запись координат новой ОТ под тем же номером.



Режим ДОВОРОТ

В режиме ДОВОРОТ обеспечивается автоматическое управление вертолётom при выходе на цель по сигналам КАПК И-251В.

Включение режима осуществляется кнопкой АДВ на ПВР. В режиме обеспечивается координированный разворот вертолётa на цель – точку, визируемую И-251В. Режим ДОВОРОТ может быть включен при любом другом пилотажном режиме.



14

**РАДИОСООБЩЕНИЯ
И ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ**

14. РАДИОСООБЩЕНИЯ И ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ

В игре доступны радиосообщения и радиокоманды для взаимодействия с объектами виртуального мира: ведомыми вертолётами звена, наземным обслуживающим персоналом, службой управления полетами.

Радиочастоты

Все доступные через меню радиосвязи сообщения и команды передаются и принимаются через радиостанции. Как в реальности, так и в игре для радиосвязи с любым абонентом необходимым условием является работа радиостанций на общей частоте. Если это условие не соблюдается, сообщение гарантированно не будет принято абонентом.

На вертолёте Ка-50 для связи между вертолётами и наземными службами используется командная УКВ радиостанция Р-800, работающая в метровом (100-149 МГц) и дециметровом (220-400 МГц) диапазоне волн.



14-1: Блок командной радиостанции Р-800

В игре радиосвязь между вертолётами звена ведется на частоте звена, которая выставляется в редакторе миссии. Радиосвязь с руководителями полетов (РП) на всех аэродромах ведется на частоте аэродрома. Частоты РП аэродромов указаны в таблице "Данные аэродромов" в главе ПРИЛОЖЕНИЯ.

В случае изменения предустановленных частот для связи с абонентом необходимо использовать частоту данного абонента.

В реальной жизни УКВ радиосвязь устойчиво работает только в пределах прямой видимости. В симуляторе также заложены алгоритмы просчета дальности и затенения радиогоризонта рельефом местности. Необходимым условием для передачи сообщения или команды абоненту является прямая видимость и дальность не более

100...150 км. В случае нахождения абонента за пределами дальности или за рельефом местности радиосообщение не будет принято.

Передача телекодовой информации системы внешнего целеуказания (ВЦУ) также осуществляется через радиостанцию Р-800 с теми же ограничениями.

Передача телекодовой информации корректно работает только в составе звена из 4-х вертолётов с назначенными номерами вертолётов.

В одиночной игре все ведомые звена автоматически выставляют корректные номера, соответствующие положению в звене. В сетевой игре звену вертолётов (до 4-х игроков) следует договориться о выделенной частоте в диапазоне станции Р-800 и назначить номера вертолётов. Выбор частоты возможен с шагом 25 кГц (всего 9200 возможных значений).

В сетевой игре для использования канала ВЦУ (до 4-х вертолётов) игроки должны выставить на радиостанции Р-800 единую частоту связи и распределить номера с помощью галетного переключателя КТО Я.

Появление дополнительных игроков на выбранной частоте приведет к некорректному отображению позиций вертолётов звена на дисплее АБРИС и ошибкам передачи данных ВЦУ.

Наземные службы

К наземным службам в игре относится руководитель полетов (РП) и наземный обслуживающий персонал (НОП).

Необходимым условием функционирования наземных служб является наличие определенных наземных объектов ассоциированных с данными службами. Например, для ответа на запросы игрока к РП, на аэродроме должна быть неповрежденная вышка контрольно-диспетчерского пункта, а на вертолётной площадке передвижная машина СКП-11 для красной коалиции или машина M1025 HMMWV для синей коалиции.

Ниже приводится список необходимых условий работы наземных служб в миссиях игры.

Служба	Необходимые объекты (красная коалиция)	Необходимые объекты (синяя коалиция)	Условия
Аэродром, РП	Здание КДП	Здание КДП	Неразрушено
Аэродром, НОП, перевооружение, дозаправка, электропитание, ремонт	Не требуется	Не требуется	Ремонт производится автоматически в течение 3-х минут после остановки винтов
Площадка, РП	СКП-11, Передовой КП	БМ M1025 HMMWV, Передовой КП	В радиусе 150 метров от центра площадки

Площадка, НОП, перевооружение	ГАЗ-3308, ГАЗ-66, КАМАЗ-43101, КрАЗ-6322, Урал-375 КУНГ, Урал-375, Урал-4320-09-31, Урал-4320Т, Передовой склад БП	М818, Передовой склад БП	В радиусе 150 метров от центра площадки
Площадка, НОП, дозаправка	АТЗ-5, АТЗ-10, Передовой пункт ГСМ	АТЗ М978 НЕМТТ, Передовой пункт ГСМ	В радиусе 150 метров от центра площадки
Площадка, НОП, электропитание	АПА-5Д, АПА-80	М818	В радиусе 150 метров от центра площадки
Площадка, ночное освещение	СКП-11	БМ М1025 НММВВ	В радиусе 150 метров от центра площадки
Площадка, Ремонт	УАЗ-469, Урал-4320-09-31, Урал-4320Т, Зил-131 КУНГ, КАМАЗ-43101, Передовое укрытие - палатка	М818, Передовое укрытие - палатка	В радиусе 150 метров от центра площадки. Ремонт производится автоматически в течение 3-х минут после остановки винтов

Если на аэродроме уничтожена вышка КДП, запросы игрока к РП останутся без ответа, но работа наземных служб по дозаправке и перевооружению возможна.

Если на вертолётной площадке нет объектов наземных служб или существующие объекты уничтожены, любые запросы игрока останутся без ответа.

Запросы игрока к площадке противоположной коалиции также останутся без ответа.

Ремонт вертолётной площадки игрока осуществляется в зоне аэродрома или площадки в течение 3-х минут после остановки винтов

Меню команд

Вызов меню команд производится нажатием клавиши [↵].

При этом игроку будет доступно меню команд:

[F1] Звено...

[F2] 2-й Ведомый...

[F3] 3-й Ведомый...

[F4] 4-й Ведомый...

[F5] РП...

[F8] Наземный персонал...

Пункты «Звено...», «2-й Ведомый...», «3-й Ведомый...», «4-й Ведомый...» позволяют отдавать команды всему звену или каждому ведомому индивидуально. Пункт «РП...» позволяет взаимодействовать с руководителем полетов. Пункт «Наземный персонал...» позволяет взаимодействовать с наземным обслуживающим персоналом.

Выход из меню команд осуществляется нажатием клавиши [F12] или [ESC].

Названия сообщений и команд меню отличаются от их произношения (звукового сообщения). Это связано со спецификой радиообмена и терминологии ВВС.

Описание команд и способы взаимодействия со всеми объектами приводятся ниже.

Меню команд звена

Вызов меню команд производится последовательным нажатием клавиш:

[↵] Команды → [F1] Звено...

Группа команд звена:

[F1] – Атаковать...

[F2] – Охват...

[F3] – Следуй...

[F4] – Прикрой меня

[F5] – Боевой порядок...

[F6] – Держать позицию

[F7] – Сбор

[F10] – Подвески, сброс

Меню команд ведомых

Вызов меню команд для ведомых производится последовательным нажатием клавиш:

[N] Команды → [F2] 2-й Ведомый ...

[N] Команды → [F3] 3-й Ведомый ...

[N] Команды → [F4] 4-й Ведомый ...

Меню команд ведомых в основном повторяет команды звена:

[F1] – Атаковать...

[F2] – Охват...

[F3] – Следуй...

[F4] – Прикрой меня

[F5] – Разведка...

[F6] – Держать позицию

[F7] – Сбор

[F10] – Подвески, сброс

Атаковать

Группа команд «Атаковать» предназначена для боевого управления ведомыми вертолётами звена и руководства атаками различных целей. Команды можно отдавать как всему звену, так и каждому ведомому индивидуально.

Группа радиокоманд, позволяющая отдать приказ на атаку всем ведомым звена, вызывается последовательным нажатием клавиш:

[N] Команды → [F1] Звено → [F1] Атаковать...

Группа радиокоманд, позволяющая отдать приказ на атаку отдельным ведомым, вызывается последовательным нажатием клавиш:

[N] Команды → [F2] 2-й Ведомый → [F1] Атаковать...

[N] Команды → [F3] 3-й Ведомый → [F1] Атаковать...

[N] Команды → [F4] 4-й Ведомый → [F1] Атаковать...

При этом игроку (лидеру группы) будет доступно меню команд атаки:

[F1] – Мою цель

[F2] – Моего противника

[F3] – Воздушные цели

- [F4] – Объекты ПВО
- [F5] – Наземные цели
- [F6] – Выполнить задачу и сбор
- [F7] – Выполнить задачу и возврат на точку
- [F8] – Цель ВЦУ...

Атаковать мою цель

По команде «Атаковать мою цель» ведомые прекращают выполнение текущей задачи и начинают атаку цели игрока. Целью игрока считается цель, находящаяся в падлоке игрока или захвате комплексом Шквал вертолётa игрока.

Следовательно, на момент отдачи команды «Атаковать мою цель» лидер группы (игрок) должен иметь цель, захваченную в падлок, или цель, захваченную собственным прицельным комплексом.

Атаковать моего противника

По команде «Атаковать моего противника» ведомые прекращают выполнение текущей задачи и начинают атаку противника, угрожающего вертолёту игрока (ЛА противника, ПВО противника).

При этом ведомые анализируют обстановку и начинают атаку наиболее угрожающего вертолёту игрока объекта противника.

Атаковать воздушные цели

По команде «Атаковать воздушные цели» ведомые прекращают выполнение текущей задачи и начинают поиск и атаку воздушных целей – вертолётов противника в пределах визуальной видимости в соответствии с условиями обнаружения целей.

Дальность и вероятность обнаружения воздушных целей зависит от условий видимости и уровня подготовки ведомых. При определенных условиях ведомые не способны обнаружить цель, в этом случае они докладывают о невозможности выполнения приказа.

Атаковать объекты ПВО

По команде «Атаковать объекты ПВО» ведомые прекращают выполнение текущей задачи и начинают вести поиск и атаку средств ПВО противника в пределах визуальной видимости в соответствии с условиями обнаружения целей.

После получения команды и при наличии запаса ПТУР вертолёты ИИ будут атаковать радиолокационные средства стационарных комплексов ПВО (С-300, Бук, Куб, Patriot, Hawk), а также мобильные войсковые комплексы и машины ПВО (Тор, Стрела, Оса, Avenger, Linebacker и др.) с максимально возможной дальности.

В случае отсутствия ПТУР вертолёты ИИ не будут атаковать ракетные комплексы ПВО, но смогут атаковать ствольную зенитную артиллерию (Шилка, Вулкан, ЗУ-23) с помощью НАР.

Расчеты ПЗРК обнаруживаются вертолётami ИИ только по факту пуска ракеты.

Атаковать наземные цели

По команде «Атаковать наземные цели» ведомые прекращают выполнение текущей задачи и начинают вести поиск и атаку наземных целей противника в пределах визуальной видимости в соответствии с условиями обнаружения целей.

В категорию наземных целей входит подвижная и неподвижная техника противника.

После получения команды вертолёты ИИ будут атаковать технику противника в соответствии с приоритетом. Большим приоритетом пользуются средства ПВО и боевая техника, меньшим – невооруженная техника.

В случае отсутствия ПТУР и НАР вертолёты ИИ будут атаковать технику противника, используя пушечные и пулеметные стрелковые установки, но только при отсутствии в зоне действия средств ПВО противника.

Выполнить задачу и сбор

По команде «Выполнить задачу и сбор» ведомые прекращают выполнение текущей задачи и выполняют атаку цели миссии. После выполнения задачи ведомые возвращаются в боевой порядок.

Выполнить задачу и возврат на точку

По команде «Выполнить задачу и возврат на точку» ведомые прекращают выполнение текущей задачи и выполняют атаку цели миссии. После выполнения задачи ведомые самостоятельно возвращаются на аэродром посадки.

Атаковать цель ВЦУ

Группа команд «Атаковать цель ВЦУ» предназначена для атаки различных целей распределенных между вертолётами звена по каналам системы внешнего целеуказания. Команды можно отдавать как всему звену, так и каждому ведомому индивидуально.

Группа радиокоманд, позволяющая отдать приказ на атаку всем ведомым звена, вызывается последовательным нажатием клавиш:

[V] Команды → [F1] Звено → [F1] Атаковать → [F8] Цель ВЦУ...

Группа радиокоманд, позволяющая отдать приказ на атаку отдельным ведомым, вызывается последовательным нажатием клавиш:

[V] Команды → [F2] 2-й Ведомый → [F1] Атаковать → [F8] Цель ВЦУ...

[V] Команды → [F3] 3-й Ведомый → [F1] Атаковать → [F8] Цель ВЦУ...

[V] Команды → [F4] 4-й Ведомый → [F1] Атаковать → [F8] Цель ВЦУ...

При этом игроку (лидеру группы) будет доступно меню команд атаки:

[F1] – Цель

[F2] – Цели

[F3] – Цель по типу

[F4] – Цели по типу

1. По команде «Цель ВЦУ - Цель» ведомые прекращают выполнение текущей задачи и выполняют атаку ближайшей цели (группы) к переданной точке.
2. По команде «Цель ВЦУ - Цели» ведомые прекращают выполнение текущей задачи и выполняют атаку всех целей в радиусе 3 км от переданной точки.
3. По команде «Цель ВЦУ – Цель по типу» ведомые прекращают выполнение текущей задачи и выполняют атаку ближайшей цели (группы) к переданной точке в соответствии с переданным типом цели (ПВО, техника, другие).
4. По команде «Цель ВЦУ – Цель по типу» ведомые прекращают выполнение текущей задачи и выполняют атаку целей в радиусе 3 км от переданной точки в соответствии с переданным типом цели (ПВО, техника, другие).

После выполнения задачи ведомые возвращаются в боевой порядок.

Условия обнаружения целей

Для летательных аппаратов, находящихся под управлением ИИ, в симуляторе разработана новая модель визуального обнаружения целей, учитывающая следующие факторы:

- Геометрия кабины ЛА. Обнаружение целей происходит в секторах, видимых через остекление кабины. Например, ЛА типа Су-25 или Ка-50 из-за особенностей остекления имеют меньший сектор обнаружения в задней полусфере, чем ЛА с каплевидным фонарем (например, А-10 или Су-27).
- Угловой размер цели. Дальность обнаружения цели зависит от ее углового размера. Чем больше или чем ближе цель, тем быстрее она будет обнаружена. Например, корабль вдалеке будет обнаружен одновременно с танком на близком расстоянии, т.к. они будут иметь одинаковые угловые размеры.
- Освещенность солнцем (без учета закрытия солнца кучевыми облаками). Днем освещенность солнца выше, соответственно выше дальность и меньше время обнаружения цели. Ночью цели визуально не обнаруживаются.
- Закрытие цели объектами. Проверяется закрытие цели объектами мира (рельеф, сооружения). Если цель закрыта объектом мира - она не обнаруживается.
- Туман. Проверяется наличие и плотность тумана, закрывающего цель. От этого зависит дальность и время обнаружения цели. В плотном тумане цель не обнаруживается.
- Сплошная облачность. Проверяется наличие сплошной облачности на линии визирования цели. Если цель находится под облачным слоем - она не обнаруживается.

- Группы целей. Если рядом с обнаруженной целью находятся другие цели, время их обнаружения уменьшается. Групповая цель обнаруживается быстрее одиночной.

Максимальная дальность обнаружения объекта типа «танк» составляет около 7 км. Дальность «мгновенного» обнаружения составляет около 2,5 км. Чем меньше скорость ЛА, тем выше вероятность обнаружить цель.

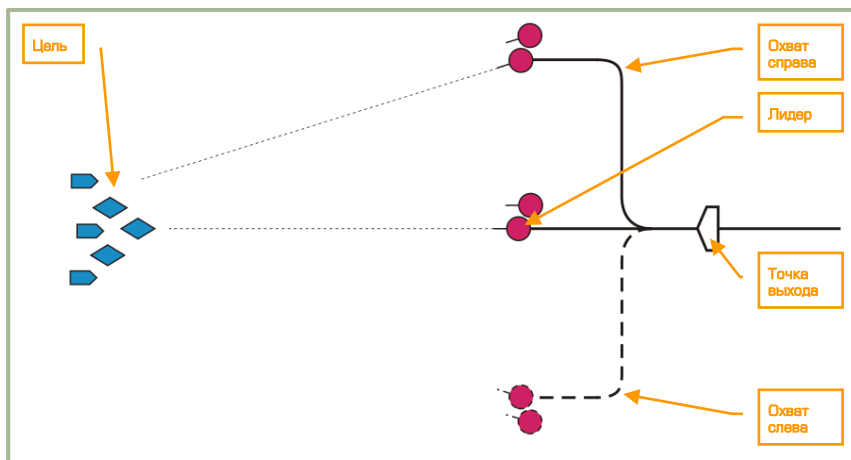
Манёвр охвата

Манёвр охвата может использоваться для атаки цели с разных направлений. В симуляторе для группы вертолётов используются две команды охвата: «охват справа» и «охват слева».

Манёвр охвата целесообразно производить после пролета точки выхода на цель в соответствии с типом цели и боевой обстановкой, на дальности, превышающей дальность обнаружения средств ПВО противника. В общем случае, при выходе к цели на малых и сверхмалых высотах, дальность начала манёвра охвата от точки цели может составлять 8-15 км.

При необходимости можно отдать команды на охват цели с обеих сторон. Например, третьему ведомому отдать команду «охват справа», четвертому – «охват слева», а самому атаковать цель с прямого курса вместе со вторым ведомым.

После подтверждения ведомыми начала выполнения маневра охвата лидеру группы целесообразно снизить скорость и подождать завершения маневра, после чего дать приказ на атаку.



14-2: Схема выполнения манёвра «охват» в симуляторе

Группа радиокоманд, позволяющая отдать приказ на охват всем ведомым звена, вызывается последовательным нажатием клавиш:

[V] Команды → [F1] Звено → [F2] Охват...

Группа радиокоманд, позволяющая отдать приказ на охват отдельным ведомым, вызывается последовательным нажатием клавиш:

[\] Команды → [F2] 2-й Ведомый → [F2] Охват...

[\] Команды → [F3] 3-й Ведомый → [F2] Охват...

[\] Команды → [F4] 4-й Ведомый → [F2] Охват...

При этом игроку (лидеру группы) будет доступно меню команд охвата:

[F1] – Справа

[F2] – Слева

Охват справа

По команде «охват справа» ведомые производят отворот из боевого порядка на 90° вправо, затем, достигнув удаления 3 км от точки отворота, разворачиваются влево на начальный курс.

Охват слева

По команде «охват слева» ведомые производят отворот из боевого порядка на 90° влево, затем, достигнув удаления 3 км от точки отворота, разворачиваются вправо на начальный курс.

Команды следования

Команды следования используются для указания пути следования и руководства действиями ведомых вертолётв звена.

Группа радиокоманд, позволяющая отдать приказ на следование всем ведомым звена, вызывается последовательным нажатием клавиш:

[V] Команды → [F1] Звено → [F3] Следуй...

Группа радиокоманд, позволяющая отдать приказ на следование отдельным ведомым, вызывается последовательным нажатием клавиш:

[V] Команды → [F2] 2-й Ведомый → [F3] Следуй...

[V] Команды → [F3] 3-й Ведомый → [F3] Следуй...

[V] Команды → [F4] 4-й Ведомый → [F3] Следуй...

При этом игроку (лидеру группы) будет доступно меню команд следования:

[F1] – Возврат на точку

[F2] – По маршруту

[F3] – Точка ВЦУ

Следуй возврат на точку

По команде «Следуй возврат на точку» ведомые прекращают выполнение текущей задачи и выполняют возврат на аэродром посадки. В российской военной авиационной терминологии понятие «точка» обозначает аэродром.

Следуй по маршруту

По команде «Следуй по маршруту» ведомые прекращают выполнение текущей задачи и следуют по текущему маршруту до аэродрома посадки.

Следуй на точку ВЦУ

По команде «Следуй на точку ВЦУ» ведомые прекращают выполнение текущей задачи и следуют на точку, переданную через канал внешнего целеуказания (ВЦУ). При достижении точки ВЦУ ведомые переходят в режим висения и ожидают дальнейших указаний.

Прикрой меня

Команда «Прикрой меня» используется в боевой обстановке в случае наличия угрозы вертолёту игрока со стороны ЛА противника.

После получения этой команды ведомые вертолётв звена игрока прекращают выполнение текущей задачи и осуществляют прикрытие игрока. В случае обнаружения

ЛА противника, угрожающего вертолёту игрока, ведомые без отдельной команды начинают его атаку.

Группа радиокоманд, позволяющая отдать приказ на прикрытие всем ведомым звена, вызывается последовательным нажатием клавиш:

[N] Команды → [F1] Звено → [F4] Прикрой меня

Группа радиокоманд, позволяющая отдать приказ на прикрытие отдельным ведомым, вызывается последовательным нажатием клавиш:

[N] Команды → [F2] 2-й Ведомый → [F4] Прикрой меня

[N] Команды → [F3] 3-й Ведомый → [F4] Прикрой меня

[N] Команды → [F4] 4-й Ведомый → [F4] Прикрой меня

Разведка

Проведение разведки необходимо перед атакой в случае отсутствия точной информации о целях.

В симуляторе лидеру группы (игроку) доступен ряд команд, предназначенных для организации разведки силами ведомых вертолётов. Приказы отдаются каждому ведомому индивидуально.

Разведка заключается в полете по заданному курсу на заданную глубину или полете в заданную через ВЦУ точку. После получения команды вертолёт-разведчик следует на малой высоте в режиме сканирования местности прицельным комплексом Шквал. Сканирование производится в секторе $\pm 35^\circ$ от оси вертолёта. При обнаружении объекта противника разведчик производит опознавание типа объекта и определение координат, после чего передает координаты и тип цели по каналу ВЦУ лидеру группы (игроку).

После достижения заданной глубины разведки ведомый докладывает о выполнении задачи и возвращается в боевой порядок.

Дальность обнаружения целей зависит от уровня подготовки вертолёта-разведчика:

- Превосходный - дальность обнаружения до 8 км.
- Высокий - дальность обнаружения до 6 км.
- Средний - дальность обнаружения до 4 км.

Стоит учитывать, что с уменьшением уровня подготовки ведомого возрастает вероятность пропуска цели.

Как и в реальной жизни, выполнение задачи «разведка» не гарантирует обнаружение всех целей в районе.

Группа радиокоманд, позволяющая отдать приказ на разведку отдельным ведомым, вызывается последовательным нажатием клавиш:

[N] Команды → [F2] 2-й Ведомый → [F5] Разведка...

[V] Команды → [F3] 3-й Ведомый → [F5] Разведка...

[V] Команды → [F4] 4-й Ведомый → [F5] Разведка...

При этом игроку (лидеру группы) будет доступно меню задания глубины разведки:

[F1] – На глубину 1 км

[F2] – На глубину 2 км

[F3] – На глубину 3 км

[F4] – На глубину 5 км

[F5] – На глубину 8 км

[F6] – На глубину 10 км

[F7] – К точке ВЦУ

Разведка на глубину

После получения команды вертолёт-разведчик начнет двигаться на малой высоте по заданному курсу в режиме сканирования местности на указанную глубину (1, 2, 3, 5, 8, 10 км). Заданный курс определяется по текущему курсу лидера группы (игрока) в момент получения команды ведомым.

Разведка к точке ВЦУ

После получения команды вертолёт-разведчик начнет двигаться на малой высоте в режиме сканирования местности по прямой в последнюю переданную по ВЦУ точку. Точкой может являться цель, оперативная точка или точка выхода.

Боевой порядок группы вертолётов

Боевой порядок группы является тактическим построением группы на различных этапах полета и ведения боевых действий.

Боевой порядок строится с учётом выполняемой задачи, способа действий, применяемых средств поражения, ожидаемого противодействия ПВО противника и уровня подготовки экипажей. Боевой порядок имеет три измерения: дистанция, интервал и высота. В зависимости от значений этих параметров боевой порядок может быть сомкнутым и разомкнутым. В сомкнутом боевом порядке экипажи выполняют полет на минимально допустимых по условиям безопасности интервалах и дистанциях, в разомкнутом — на увеличенных дистанциях и интервалах в пределах визуальной видимости.

Группа радиокоманд, позволяющая управлять боевым порядком группы, вызывается последовательным нажатием клавиш:

[V] Команды → [F1] Звено → [F5] Боевой порядок...

В каждый момент доступны только те команды боевых порядков, которые применимы в данной ситуации. Например, если полёт выполняется в строю Клин, то

команда Клин будет отсутствовать в меню. Также, если порядок сомкнутый, то соответствующая команда также будет отсутствовать.

Полное меню команд управления боевым порядком:

[F1] – Клин

[F2] – Пеленг

[F3] – Фронт

[F4] – Колонна

[F5] – Замыкающему назад, 1500

[F6] – Слева

[F7] – Справа

[F8] – Парадный

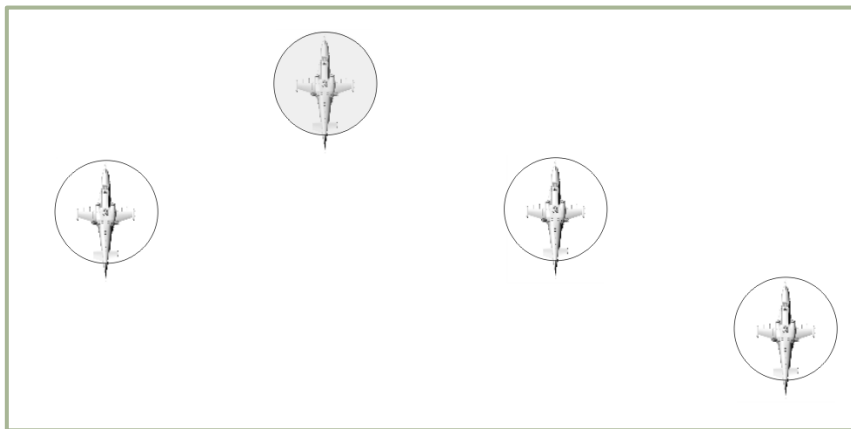
[F9] – Сомкнутый

[F10] – Разомкнутый

С помощью приведенных выше команд игрок может сформировать каждый из трех боевых порядков звена «клин», «пеленг», «фронт» в правом или левом построении и трех вариантах плотности: «парадный», «сомкнутый», «разомкнутый».

Для боевого порядка «колонна» применяются только команды плотности: «парадный», «сомкнутый», «разомкнутый».

Боевой порядок «Клин»

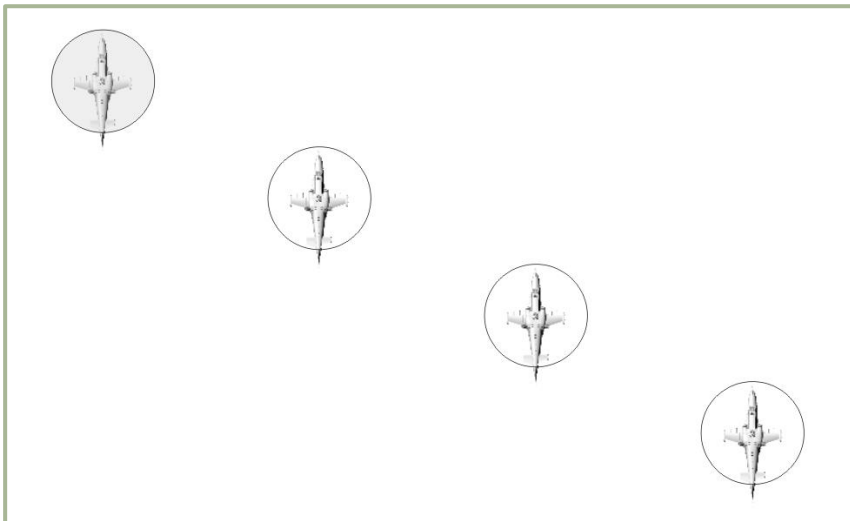


14-3: Боевой порядок правый «клин»

Боевой порядок «парадный правый клин» используется в симуляторе по умолчанию.

Лидер группы (игрок) находится впереди, слева от него - второй ведомый, справа – третий ведомый, далее - четвертый ведомый.

Боевой порядок «Пеленг»

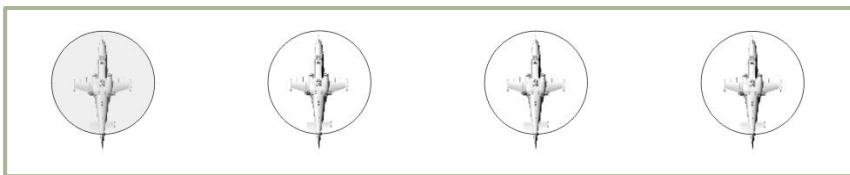


14-4: Боевой порядок «правый пеленг»

В боевом порядке «правый пеленг» лидер группы (игрок) находится впереди с левого края, правее и сзади находится второй, а далее - третий и четвертый ведомые.

Боевой порядок «пеленг» применяется для быстрого и скрытного полета. В разомкнутом порядке ведомые имеют хороший обзор, свободу маневра и обеспечивают оборону своего ведущего.

Боевой порядок «Фронт»



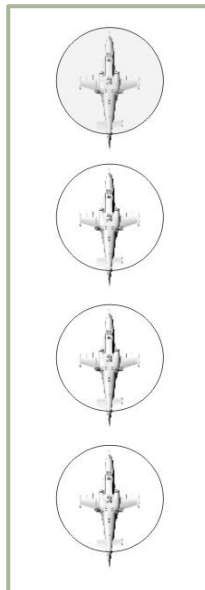
14-5: Боевой порядок «правый фронт»

В боевом порядке «правый фронт» лидер группы находится с левого края, правее находится второй, а далее - третий и четвертый ведомые.

Боевой порядок «фронт» применяется в бою для свободы маневра каждого вертолёта и максимальной концентрации огневого воздействия на противника. Секторы

обзора и ведения огня вертолётов перекрываются, что позволяет сосредоточить удар на наиболее приоритетных целях.

Боевой порядок «Колонна»



14-6: Боевой порядок «колонна»

В боевом порядке «колонна» лидер группы (игрок) находится впереди, сзади от него последовательно выстраиваются второй, третий и четвертый ведомые.

Боевой порядок «колонна» применяется при быстром и скрытном перемещении в холмистой и гористой местности для уменьшения риска столкновения с землёй ведомых вертолётов.

Назначение замыкающего вертолёта наблюдателем

С помощью радиокоманды «Замыкающему назад, 1500» лидер группы (игрок) может назначить наблюдателем крайнего ведомого в группе. После получения команды ведомый занимает место позади группы на удалении 1500 метров.

Вертолёт-наблюдатель имеет хороший обзор своей группы и окружающей местности, что позволяет ему своевременно предупреждать вертолёты группы об обнаруженных угрозах.

Левые и правые боевые порядки

Боевые порядки «клин», «пеленг» и «фронт» могут строиться в правую и левую сторону от лидера (игрока). В зависимости от стороны построения они называются правыми или левыми.



Например: боевой порядок «левый фронт» образуется при последовательном построении ведомых по левую руку от лидера.

В симуляторе по умолчанию приняты правые боевые порядки.

Плотность боевых порядков

В реальной жизни боевые порядки звена могут быть сомкнутыми и разомкнутыми. В симуляторе введен дополнительный, максимально плотный боевой порядок – парадный.

- **Парадный боевой порядок.** Вертолёты расположены с минимально допустимыми дистанциями и интервалами. Расстояние между вертолётами - около 50 м.
- **Сомкнутый боевой порядок.** Используется для скрытного перемещения на маршруте. Расстояние между вертолётами - около 100 м.
- **Разомкнутый боевой порядок.** Используется в бою для свободы маневра и применения оружия. Расстояние между вертолётами - около 200 м.

Восстановление боевого порядка

При ведении боевых действий боевой порядок группы распадается, ведомые атакуют выявленные цели и выполняют оборонительные маневры. При необходимости восстановить боевой порядок лидер группы (игрок) может воспользоваться командой «Сбор».

[V] Команды → [F1] Звено → [F7] Сбор

После получения команды «Сбор» ведомые подтверждают получение приказа, прекращают выполнение текущих задач и возвращаются в боевой порядок. После занятия своего места в боевом порядке ведомый докладывает: «2-й (3-й, 4-й) справа (слева) на месте».

Держать позицию

По команде «Держать позицию» ведомые прекращают выполнение текущей задачи и встают в пологий вираж над указанной точкой до дальнейших указаний.

Группа команд, позволяющая отдать приказ «Держать позицию» всем ведомым звена, вызывается последовательным нажатием клавиш:

[V] Команды → [F1] Звено... → [F6] Держать позицию

Группа команд, позволяющая отдать приказ «Держать позицию» отдельным ведомым, вызывается последовательным нажатием клавиш:

[V] Команды → [F2] 2-й Ведомый → [F6] Держать позицию

[V] Команды → [F3] 3-й Ведомый → [F6] Держать позицию

[N] Команды → [F4] 4-й Ведомый → [F6] Держать позицию

Сброс подвесок

При получении команды «Сброс подвесок» ведомые вертолёты производят сброс всех наружных подвесок.

Сброс подвесок позволяет облегчить вертолёт для улучшения маневренности, повышения запаса по тяге, уменьшения лобового сопротивления и повышения дальности полета.

Сброс подвесок применяют в аварийных и экстренных ситуациях. Например, в случае выполнения экстренных противозенитных маневров, при повреждениях вертолёта и потере тяги двигателей, нехватке топлива.

После сброса всего оружия на подвесках ведомые, как правило, не имеют возможности продолжать выполнение боевой задачи, т.к. из вооружения у них остается только встроенная пушка.

Группа радиокоманд, позволяющая отдать приказ на сброс подвесок всем ведомым звена, вызывается последовательным нажатием клавиш:

[N] Команды → [F1] Звено → [F10] Сброс подвесок

Группа радиокоманд, позволяющая отдать приказ на сброс подвесок отдельным ведомым, вызывается последовательным нажатием клавиш:

[N] Команды → [F2] 2-й Ведомый → [F10] Сброс подвесок

[N] Команды → [F3] 3-й Ведомый → [F10] Сброс подвесок

[N] Команды → [F4] 4-й Ведомый → [F10] Сброс подвесок

Руководство полётами

Группа радиосообщений, относящаяся к взаимодействию с руководителем полетов (РП), включает в себя меню запросов на выполнение запуска двигателей, руления, взлета и возврата на аэродром.

Группа сообщений-запросов к руководителю полетов вызывается последовательным нажатием клавиш:

[\] Команды → [F5] РП...

После этого появится меню с позывными РП 10-ти ближайших аэродромов и вертолётных площадок F1...F10. После выбора требуемого РП будут доступны соответствующие запросы уместные в текущей ситуации.

ВНИМАНИЕ! НЕ ВСЕ КОМАНДЫ И ЗАПРОСЫ ДОСТУПНЫ В ЛЮБОЙ МОМЕНТ ВРЕМЕНИ, ТОЛЬКО ИМЕЮЩИЕ СМЫСЛ

Например, если ваша группа в воздухе, то в меню отсутствуют запросы на запуск и взлет, но есть запросы на возврат и посадку.

- Полный список команд:
- Запрос на запуск
- Запрос на руление
- Запрос на контрольное висение
- Запрос на взлет
- Возврат на точку
- Запрос на посадку
- Прибой

Запрос на запуск

Игрок запрашивает у руководителя полетов (РП) разрешение на запуск двигателей. Если погодные условия не превышают ограничение на запуск двигателя, РП дает разрешение на запуск. Максимальная скорость ветра, при которой разрешается запуск двигателей, составляет 20 м/с для встречного и 10 м/с для бокового и попутного ветров.

Запрос на руление

Игрок запрашивает у руководителя полетов (РП) разрешение на выруливание. Если погодные условия не превышают ограничение на руление, РП дает разрешение на выруливание. Максимальная скорость ветра, при которой разрешается руление, составляет 20 м/с для встречного и 10 м/с для бокового и попутного ветров.

Запрос на контрольное висение

Игрок запрашивает у руководителя полетов (РП) разрешение на контрольное висение. Если погодные условия не превышают ограничение на взлет, РП дает разрешение на контрольное висение. Максимальная скорость ветров бокового и попутного направлений, при которой разрешается взлет, составляет 10 м/с.

Запрос на взлёт

Игрок запрашивает руководителя полётов (РП) разрешение на взлет. При отсутствии других ЛА в зоне взлёта и допустимых погодных условиях, РП даёт разрешение на взлет. Максимальная скорость ветров бокового и попутного направлений, при которой разрешается взлет, составляет 10 м/с.

Возврат на точку

Игрок запрашивает у руководителя полетов (РП) информацию для возврата на аэродром (площадку). РП сообщает игроку курс (в градусах), удаление до точки (в километрах), давление полосы или площадки в миллиметрах ртутного столба и рекомендует занять высоту круга. Высота круга на каждом аэродроме может устанавливаться индивидуально согласно схеме, но в общем случае можно принять стандартную высоту вертолётного круга, равную 300 м.

Запрос на посадку

При подходе к точке с рубежа 5 км у игрока появляется возможность запросить у руководителя полетов (РП) разрешение на посадку. В случае, если полоса свободна, РП дает разрешение и сообщает посадочный курс, а также направление и скорость ветра у земли. Если полоса или площадка занята, РП запрещает посадку и дает указание уходить на второй круг. После освобождения полосы, РП без запроса дает разрешение на посадку.

Если игрок не произвел запрос на посадку, на удалении 1 км РП сообщает о возможности посадки и параметры ветра.

Прибой

Запрос «прибой» подается автоматическому радиопеленгатору аэродрома при потере ориентировки в полете.

В реальности запрос «прибой» подается в случае потери ориентировки в полете при отказе навигационного оборудования, сложных метеоусловиях или ночью. Запрос принимается автоматическим радиопеленгатором (АРП) на аэродроме, после чего оператор АРП сообщает прямой курс на аэродром.

В игре, в случае потери ориентировки игрок может запросить «прибой». После запроса ему будет сообщен «прибой» - прямой курс на ближайший аэродром или площадку. Для выхода на аэродром требуется направить вертолёт по указанному курсу.

Наземная подготовка - НОП

Группа команд, относящаяся к наземному обслуживающему персоналу (НОП), включает в себя меню подвески вооружения, заправки топливом, выбора источника электроснабжения, выбора наשלемого устройства и подключения ВСУ к турбоприводу.

В реальной жизни все виды подготовки выполняет наземный обслуживающий персонал, связь с которым поддерживается через вертолётное переговорное устройство (СПУ) и абонентский аппарат персонала (радиотелефонная гарнитура, подключаемая к СПУ соединительным шнуром) при установке галетного переключателя на левом пульте в положение НОП.



Положение переключателя для связи с наземным персоналом

14-7: Панель радио

На «холодном» вертолётё летчик поддерживает связь с наземным персоналом голосом через открытую дверь кабины.

По аналогии с реальной жизнью в симуляторе реализовано два метода связи с наземным персоналом:

- Связь через СПУ и абонентский аппарат. Доступна при установке галетного переключателя на панели радио левого пульта в положение НОП и включенном переключателе АВСК на боковой панели.
- Связь голосом на «холодном» вертолётё при открытой двери кабины. При этом двигатели вертолётё, ВСУ и винты должны быть остановлены.

На аэродромах связь с наземным персоналом обеспечивается только на бетонном покрытии. На вертолётных площадках – на всей территории площадки.

После получения команды наземный персонал должен выдать квитанцию - подтверждение приема фразой: «Принял». В случае отсутствия подтверждения команда считается не принятой абонентом. При этом стоит обратить внимание на установку галетного переключателя на панели радио, либо на факторы, мешающие прохождению голосовой команды: закрытая дверь, шум от двигателей, ВСУ или винтов вертолётё.

Время выполнения команды зависит от операции и составляет от 1 до 3-х минут.

Группа команд, относящаяся к наземной подготовке, вызывается последовательным нажатием клавиш:

[V] Команды → [F8] Наземный персонал...

При этом игроку будет доступны следующие подгруппы команд:

- [F1] – Перезарядка и заправка
- [F2] – Наземное электропитание...
- [F3] – Запрашиваю ремонт
- [F4] – Сменить нашлемное устройство...
- [F5] – Подключение турбопривода...

Перезарядка и заправка

Вызов окна перевооружения производится последовательным нажатием клавиш:

[N] Команды → [F8] Наземный персонал... → [F1] Перезарядка и заправка



14-8: Окно перевооружения

Из имеющихся в симуляторе схем подвесок вооружения игрок может выбрать подвеску вооружения, соответствующую задаче вылета:

- По заданию
- Противотанковые
- Перегоночный вариант
- Облегчённые
- Дальний удар
- Авиационная поддержка

Схема по заданию

Схема вооружения по заданию определена в миссии и подвешена по умолчанию.

Противотанковые задачи

Группа схем подвески для выполнения задач по уничтожению бронетанковой техники. Схемы оптимизированы для достижения максимальных противотанковых возможностей вертолётa.

- 12*9А4172; 2*УПК-23; 2А42 (12 ПТУР «Вихрь», 2 подвесных пушечных контейнера УПК-23, боекомплект пушки).
- 12*9А4172; 2*КМГУ (ПТАБ); 2А42 (12 ПТУР «Вихрь», 2 КМГУ с противотанковыми бомбами ПТАБ-2,5, боекомплект пушки).
- 12*9А4172; 10*С-13; 2А42 (12 ПТУР «Вихрь», 10 НАР С-13, боекомплект пушки).
- 12*9А4172; 40*С-8КОМ; 2А42 (12 ПТУР «Вихрь», 40 НАР С-8КОМ, боекомплект пушки).

Перегоночный вариант

Группа схем подвески для перегонки, перебазирования и дальних перелетов. Схемы оптимизированы для достижения максимальной дальности полёта без подвесного оружия.

- 2*ПТБ (2 ПТБ по 440 кг).
- 4*ПТБ (4 ПТБ по 440 кг).

Облегчённые схемы

Группа схем подвески для выполнения задач в условиях высокогорья и жаркого климата. Схемы оптимизированы для использования в условиях повышенных температур и при действии с высокогорных площадок.

При действиях в высокогорье и при повышенной температуре воздуха тяга двигателей падает, в этих условиях используются более лёгкие варианты подвесок оружия, для наличия достаточного запаса тяги при выполнении взлёта по-вертолётному.

- 10*С-13; 2А42 (10 НАР С-13, боекомплект пушки).
- 12*9А4172; 2А42 (12 ПТУР «Вихрь», боекомплект пушки).
- 2*УПК-23; 2А42 (2 подвесных пушечных контейнера УПК-23, боекомплект пушки).
- 40*С-8КОМ; 2А42 (40 НАР С-8КОМ, боекомплект пушки).
- 6*9А4172; 2А42 (6 ПТУР «Вихрь», боекомплект пушки).

Дальний удар

Группа схем подвески для выполнения ударных задач на максимальных дальностях действия. Схемы оптимизированы для достижения повышенной дальности полета с двумя подвесными баками и оружием на двух внешних точках подвески.

- 2*ПТБ; 2*КМГУ (ПТАБ); 2А42 (2 ПТБ по 440 кг, 2 КМГУ с противотанковыми бомбами ПТАБ-2,5, боекомплект пушки).
- 2*ПТБ; 2*КМГУ (АО); 2А42 (2 ПТБ по 440 кг, 2 КМГУ с осколочными бомбами АО-2,5, боекомплект пушки).
- 2*ПТБ; 10*С-13; 2А42 (2 ПТБ по 440 кг, 10 НАР С-13, боекомплект пушки).
- 2*ПТБ; 12*9А4172; 2А42 (2 ПТБ по 440 кг, 12 ПТУР «Вихрь», боекомплект пушки).
- 2*ПТБ; 2*УПК-23; 2А42 (2 ПТБ по 440 кг, 2 подвесных пушечных контейнера УПК-23, боекомплект пушки).
- 2*ПТБ; 2*ФАБ-250; 2А42 (2 ПТБ по 440 кг, 2 ФАБ-250, боекомплект пушки).
- 2*ПТБ; 2*ФАБ-500; 2А42 (2 ПТБ по 440 кг, 2 ФАБ-500, боекомплект пушки).
- 2*ПТБ; 40*С-8КОМ; 2А42 (2 ПТБ по 440 кг, 40 НАР С-8КОМ, боекомплект пушки).

Авиационная поддержка

Группа схем подвески для выполнения задач по непосредственной авиационной поддержке сухопутных частей на поле боя. Схемы оптимизированы для уничтожения различных типов целей на поле боя: бронированной и небронированной техники, позиций артиллерии, огневых точек и живой силы противника.

- 10*С-13; 2А42 (10 НАР С-13, боекомплект пушки).
- 4*УПК-23; 2А42 (4 подвесных пушечных контейнера УПК-23, боекомплект пушки).
- 4*КМГУ (АО); 2А42 (4 КМГУ с осколочными бомбами АО-2,5, боекомплект пушки).
- 4*КМГУ (ПТАБ); 2А42 (4 КМГУ с противотанковыми бомбами ПТАБ-2,5, боекомплект пушки).
- 4*ФАБ-250; 2А42 (4 бомбы ФАБ-250, боекомплект пушки).
- 4*ФАБ-500; 2А42 (4 бомбы ФАБ-500, боекомплект пушки).
- 80*С-8КОМ; 2А42 (80 НАР С-8КОМ, боекомплект пушки).

Наземное электропитание

В штатной ситуации запуск вертолёта на аэродромах и площадках производится от внешнего источника электроэнергии – аэродромного подвижного электроагрегата (АПА). Проверка оборудования и запуск двигателей от бортовых аккумуляторов

допускается только в нештатной ситуации или в боевой обстановке при отсутствии АПА.

Аэродромный подвижной электроагрегат АПА предназначен для питания бортового оборудования и аппаратуры летательных аппаратов при обслуживании их в наземных условиях, а также для электростартерного запуска авиационных двигателей.



14-10: Аэродромный подвижной электроагрегат (АПА)

Вызов меню команд подключения наземного электропитания производится последовательным нажатием клавиш:

[V] Команды → [F8] Наземный персонал... → [F2] Наземное электропитание...

Группа команд наземного источника электропитания:

[F1] – Подключить

[F2] – Отключить

По умолчанию, при «холодном» старте вертолёта в начале миссии, наземное электропитание подключено к вертолёту и необходимости в подаче команды на подключение нет.

Подавать команду на подключение наземного электропитания необходимо в случае промежуточной посадки вертолёта с выключением двигателей в процессе миссии. В этом случае следует подать команду на подключение голосом при открытой двери кабины.

Возможность подключить наземное электропитание существует на всех аэродромах и вертолётных площадках. При посадке вне аэродромов и площадок наземное электропитание недоступно.

Ремонт

Вызов команды ремонта производится последовательным нажатием клавиш:

[V] Команды → [F8] Наземный персонал... → [F3] Запрашиваю ремонт

Ремонт вертолёта игрока осуществляется в зоне аэродрома или площадки в течение 3-х минут после остановки винтов.

Нашлемное устройство

В составе оборудования вертолёта Ка-50 летчик может использовать два вида нашлемных устройств. Это нашлемная система целеуказания (НСЦУ) и очки ночного видения (ОВН-1).

Нашлемная система целеуказания Щель-ЗУМ предназначена для определения угловых координат линии визирования наблюдаемой цели (сопровожаемой с помощью поворота головы летчика) и выдачи сигналов целеуказания в ПрПНК для наведения оптико-телевизионной системы И-251В Шквал на цель.



14-8: Нашлемная система целеуказания (НСЦУ)

Вертолётные очки ночного видения ОВН-1 «Скосок» предназначены для наблюдения закабинного пространства вертолёта в темное время суток с целью обеспечения возможности взлета, пилотирования на предельно малых высотах, поиска и обнаружения объектов, а также для осуществления посадки на неосвещенные площадки.



14-9: Очки ночного видения ОВН-1

В зависимости от полетного задания и условий освещения игрок может дать команду наземному персоналу на замену текущего нашлемного устройства.

Стандартным нашлемным устройством является НСЦУ, позволяющая вести боевое применение в соответствии со штатными возможностями вертолёта, но при

необходимости выполнения маловысотных ночных полетов необходимо использовать очки ночного видения.

Вызов меню команд смены нашлемного устройства производится последовательным нажатием клавиш:

[N] Команды → [F8] Наземный персонал... → [F4] Нашлемное устройство...

Группа команд выбора нашлемного устройства:

[F1] – Установить НСЦУ

[F2] – Установить ОВН

Подключение турбопривода

Для выполнения контрольных проверок агрегатов и оборудования без запуска основных двигателей вертолёта используется турбопривод, который питается сжатым воздухом от ВСУ. Турбопривод обеспечивает привод генератора переменного тока и гидронасоса.

В реальности запуск турбопривода обеспечивается наземным персоналом путем установки в соответствующее положение рычага на корпусе редуктора вертолёта. При этом в кабине на верхнем пульте высвечивается светосигнальное табло МУФТА ОТКЛ и отключаются цепи запуска основных двигателей.

Вызов меню команд подключения турбопривода производится последовательным нажатием клавиш:

[N] Команды → [F8] Наземный персонал... → [F5] Подключение турбопривода...

Группа команд наземного подключения турбопривода:

[F1] – Подключить турбопривод.

[F2] – Отключить турбопривод.

По умолчанию на вертолёте турбопривод отключён.

Для подключения турбопривода к коробке приводов и его запуска необходимо:

- Подать команду наземному персоналу на подключение турбопривода к коробке приводов и убедиться в её выполнении по высвечиванию табло МУФТА ОТКЛ.
[N] Команды → [F8] НОП → [F5] Подключение турбопривода → [F1] Подключить
- Запустить и прогреть ВСУ установленным порядком.
- Перевести переключатель двигателей ВСУ – ДВИГ ЛЕВ – ДВИГ ПРАВ – ТУРБОПРИВОД [E] в положение ТУРБОПРИВОД (панель управления запуском двигателей на левом пульте).
- Включить генераторы и, по необходимости, другие системы.

Отключение турбопривода перед запуском основных двигателей производится в обратном порядке.

F10. Другое

Разработчик миссии через панель триггеров может задать собственные радиокоманды требуемые в миссии. Эти триггерные радиокоманды будут отображаться в меню F10 Другое.

Команды и сообщения

Все радиосообщения и команды строятся по определенному принципу:

позывной «кому», позывной «от кого», сообщение.

- Позывной «кому» - указывает, кому предназначено сообщение.
- Позывной «от кого» - указывает, от кого исходит сообщение.
- Сообщение - содержит передаваемую информацию.

Пример 1:

Майкоп, 251, удаление 5, полосу наблюдаю, шасси выпустил, к посадке готов.

Это сообщение передано руководителю полетов (РП) с позывным «Майкоп» (аэродром Майкоп) от борта с позывным «251». Летчик борта сообщает РП, что находится на удалении 5 км от взлетно-посадочной полосы, полосу наблюдает визуально, шасси выпустил и подготовился к посадке.

Пример 2:

Второй, пуск ЗРК, 3 часа, выполняю оборонительный маневр.

При взаимодействии внутри звена все сообщения ведомых адресованы командиру звена (игроку), поэтому позывной игрока в начале сообщения опускается.

В данном сообщении второй ведомый сообщает игроку, что обнаружил пуск ракеты ЗРК в направлении «3 часа» и начинает выполнение оборонительного маневра с целью уклонения от ракеты.

Определение направления по часам получило широкое распространение в военно-воздушных силах стран антигитлеровской коалиции во время второй мировой войны. Способ очень прост: летчик представляет свое положение в плане (на карте) в центре циферблата часов. Направление полета (нос самолета) указывает на 12 часов, хвост на 6 часов, справа – 3 часа, слева – 9 часов.

Принимая указание типа «**цель ниже, 4 часа**» летчик понимает, что цель находится ниже его ЛА направлением направо и чуть назад.

Радиосообщения должны быть короткими и понятными.

Следующая таблица описывает виды сообщений и радиокоманд в игре. В зависимости от типа сообщения может потребоваться от двух до четырех последовательных нажатий клавиш (F1-F10) для выбора требуемого сообщения.

- Получатель сообщения – эта колонка указывает, кому предназначено сообщение, это может быть: звено, отдельный ведомый, РП, наземный персонал.
- Команда – указывает тип сообщения («Атаковать», «Запрос на взлет...», и т.д.)
- Подкоманда – уточнение (например, «Атакуй мою цель» или «Боевой порядок пеленг»).

- Ответ и комментарии – описание ответа абонента и комментарии.

Список команд и запросов игрока

Получатель сообщения (Клавиша)	Команда (Клавиша)	Подкоманда (Клавиша)	Ответ и комментарии
(F1) Звено, (F2) 2-й ведомый (F3) 3-й ведомый, (F4) 4-й ведомый	(F1) Атаковать ...	(F1) Мою цель	Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: «(X) Работаю по указанной цели». Если ведомый не может выполнить команду, он докладывает: «(X) Не подтверждаю», или: «(X) Не имею возможности».
		(F2) Моего противника	Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: «(X) Принял», «(X) Понял», или: «(X) Подтверждаю». Если ведомый не может выполнить команду, он докладывает: «(X) Не подтверждаю», или «(X) Не имею возможности».
		(F3) Воздушные цели	Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: «(X) Работаю по воздушной цели». Если ведомый не может выполнить команду, он докладывает: «(X) Не подтверждаю», или: «(X) Не имею возможности».
		(F4) Объекты ПВО	Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: «(X) Работаю по объектам ПВО». Если ведомый не может выполнить команду, он докладывает: «(X) Не подтверждаю», или: «(X) Не имею возможности».
		(F5) Наземные Цели	Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: «(X) Работаю по земле». Если ведомый не может выполнить команду, он докладывает: «(X) Не подтверждаю», или: «(X) Не имею возможности».
		(F6) Выполнить задачу и сбор	Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: «(X) Работаю по плановой». Если ведомый не может выполнить команду, он докладывает: «(X) Не подтверждаю», или: «(X) Не имею возможности».
		(F7) Выполнить задачу и возврат на точку	Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: «(X) Работаю по плановой». Если ведомый не может выполнить команду, он докладывает: «(X) Не подтверждаю», или: «(X) Не имею возможности».
		(F8) Цель ВЦУ...	Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: «(X) ЦУ получил, работаю». Если ведомый не может выполнить команду, он докладывает: «(X) Не подтверждаю», или: «(X) Не имею возможности».
(F1) Звено, (F2) 2-й ведомый (F3) 3-й ведомый, (F4) 4-й ведомый	(F2) Охват...	(F1) Справа (F2) Слева	Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: «(X) Принял», «(X) Понял», или: «(X) Подтверждаю». Если ведомый не может выполнить команду, он докладывает: «(X) Не подтверждаю», или: «(X) Не имею возможности».
		(F1) Возврат на точку	Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: «(X) Иду на точку». Если ведомый не может выполнить команду, он докладывает: «(X) Не подтверждаю», или: «(X) Не имею возможности».
(F1) Звено, (F2) 2-й ведомый (F3) 3-й ведомый, (F4) 4-й ведомый	(F3) Следуй...	(F2) По маршруту	Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: «(X) Следую по плану». Если ведомый не может выполнить команду, он докладывает: «(X) Не подтверждаю», или: «(X) Не имею возможности».
		(F3) Точка ВЦУ	Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: «(X) Принял», «(X) Понял», или: «(X) Подтверждаю». Если ведомый не может выполнить команду, он докладывает: «(X) Не подтверждаю», или: «(X) Не имею возможности». После прибытия в точку указанную через ВЦУ ведомый докладывает «(X) прибыл на точку, ожидаю указаний».
		(F4) Прикрой меня	Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: «(X) Принял», «(X) Понял», или: «(X) Подтверждаю». Если ведомый не может выполнить команду, он докладывает: «(X) Не подтверждаю», или: «(X) Не имею возможности».
(F1) Звено,	(F5) Боевой порядок	(F1) Клин	Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: «(X) Принял», «(X) Понял», или: «(X) Подтверждаю». Если ведомый не может выполнить команду, он докладывает: «(X) Не подтверждаю», или: «(X) Не имею возможности».
		(F2) Пеленг	Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: «(X) Принял», «(X) Понял», или: «(X) Подтверждаю». Если ведомый не может выполнить команду, он докладывает: «(X) Не подтверждаю», или: «(X) Не имею возможности».
		(F3) Фронт	Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: «(X) Принял», «(X) Понял», или: «(X) Подтверждаю». Если ведомый не может выполнить команду, он докладывает: «(X) Не подтверждаю», или: «(X) Не имею возможности».

		(F4) Колонна	Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: «[X] Принял», «[X] Понял», или: «[X] Подтверждаю». Если ведомый не может выполнить команду, он докладывает: «[X] Не подтверждаю», или: «[X] Не имею возможности».
		(F5) Замыкающему назад 1500	Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: «[X] Принял», «[X] Понял», или: «[X] Подтверждаю». Если ведомый не может выполнить команду, он докладывает: «[X] Не подтверждаю», или: «[X] Не имею возможности».
		(F6) Левый	Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: «[X] Принял», «[X] Понял», или: «[X] Подтверждаю». Если ведомый не может выполнить команду, он докладывает: «[X] Не подтверждаю», или: «[X] Не имею возможности».
		(F7) Правый	Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: «[X] Принял», «[X] Понял», или: «[X] Подтверждаю». Если ведомый не может выполнить команду, он докладывает: «[X] Не подтверждаю», или: «[X] Не имею возможности».
		(F8) Парадный	Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: «[X] Принял», «[X] Понял», или: «[X] Подтверждаю». Если ведомый не может выполнить команду, он докладывает: «[X] Не подтверждаю», или: «[X] Не имею возможности».
		(F9) Сомкнутый	Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: «[X] Принял», «[X] Понял», или: «[X] Подтверждаю». Если ведомый не может выполнить команду, он докладывает: «[X] Не подтверждаю», или: «[X] Не имею возможности».
		(F10) Разомкнутый	Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: «[X] Принял», «[X] Понял», или: «[X] Подтверждаю». Если ведомый не может выполнить команду, он докладывает: «[X] Не подтверждаю», или: «[X] Не имею возможности».
(F2) 2-й ведомый (F3) 3-й ведомый, (F4) 4-й ведомый	(F5) Разведка	(F1) На глубину 1 км (F2) На глубину 2 км (F3) На глубину 3 км (F4) На глубину 5 км (F5) На глубину 8 км (F6) На глубину 10 км (F7) К точке ВЛУ	Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: «[X] Следую в режиме сканирования». Если ведомый не может выполнить команду, он докладывает: «[X] Не подтверждаю», или: «[X] Не имею возможности». При обнаружении цели ведомый докладывает: «[X] Обнаружена цель, азимут YY, удаление ZZ, бронетехника (объект ПВО, малоразмерная)» с одновременной передачей данных по каналу ВЛУ. После окончания разведки ведомый докладывает: «[X] Разведку закончил, возвращаюсь в строй». Если при выполнении разведки ведомый был подвергнут обстрелу и получил повреждения, он докладывает: «[X] Обстрелян средствами ПВО. Прекращаю выполнение задачи».
(F1) Звено, (F2) 2-й ведомый (F3) 3-й ведомый, (F4) 4-й ведомый	(F6) Держать позицию		Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: «[X] Принял», «[X] Понял», или: «[X] Подтверждаю». Если ведомый не может выполнить команду, он докладывает: «[X] Не подтверждаю», или: «[X] Не имею возможности».
(F1) Звено, (F2) 2-й ведомый (F3) 3-й ведомый, (F4) 4-й ведомый	(F7) Сбор		Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: «[X] Понял, занимаю строй». Если ведомый не может выполнить команду, он докладывает: «[X] Не подтверждаю», или: «[X] Не имею возможности». После того как ведомый занимает свое место в боевом порядке, он докладывает: «[X] справа (слева) на месте».
(F1) Звено, (F2) 2-й ведомый (F3) 3-й ведомый, (F4) 4-й ведомый	(F10) Подвески, сброс		Если ведомый может выполнить эту команду, он сообщает: «[X] Принял», «[X] Понял», или: «[X] Подтверждаю». Если ведомый не может выполнить команду, он докладывает: «[X] Не подтверждаю», или: «[X] Не имею возможности».
(F5) РП	(F1...F10) Список ближайших аэродромов	(F1) Запрос на запуск (F2) Запрос на руление (F3) Запрос на контрольное висение	Если погодные условия не превышают ограничение на запуск двигателей, РП дает разрешение на запуск: «[N], [M], запуск разрешаю, ветер на старте ZZZ, скорость SSS метров в секунду». Если погодные условия превышают ограничение на запуск двигателей, РП не дает разрешение на запуск: «[N], [M], запуск запрещаю». Если погодные условия не превышают ограничение на руление, РП дает разрешение на руление: «[N], [M], разрешаю руление на полосу ZZZ». Если погодные условия превышают ограничение на руление, РП не дает разрешение на руление: «[N], [M], руление запрещаю». Если погодные условия не превышают ограничение на взлет, РП дает разрешение на контрольное висение: «[N], [M], разрешаю контрольное висение, ветер на старте ZZZ, скорость SS метров в секунду».

			Если погодные условия превышают ограничение на взлет, РП не дает разрешение на взлет: «[N], [M], запрещаю контрольное висение».
	(F4) Запрос на взлет		Если погодные условия не превышают ограничение на взлет, РП дает разрешение на взлет: «[N], [M], взлет по готовности». Если погодные условия превышают ограничение на взлет, РП не дает разрешение на взлет: «[N], [M], взлет запрещаю».
	(F5) Возврат на точку		РП дает ответ: «[N], [M], следуйте курсом [ZZZ], удаление [YYYY], давление [PPPP.P] занимайте высоту круга».
	(F6) Запрос на посадку		Если полоса или площадка свободна, РП дает разрешение на посадку и сообщает параметры ветра: «[N], [M], посадку разрешаю, посадочный [ZZZ], ветер у земли [ZZZ], скорость [SSS] метров в секунду». Если полоса или площадка занята, РП запрещает посадку: «[N], [M], посадку запрещаю, уходите на второй круг». После освобождения полосы РП без запроса дает разрешение на посадку. Если игрок не произвел запрос на посадку, на удалении 1 км РП сообщает о возможности посадки и параметры ветра: «[N], [M], посадочный [ZZZ], ветер у земли [ZZZ], скорость [SSS] метров в секунду, проверьте выпуск шасси».
	(F7) Потерял ориентировку (Прибой)		Оператор АРП сообщает: «[N], [M]-Пепенг, ваш прибор [ZZZ]».
(F8) Наземный персонал	(F1) Перезарядка и заправка		После выполнения настроек в окне перевооружения игрок нажимает Ок. Если наземный персонал получил команду, он сообщает: «Принял». После выполнения команды следует доклад: «Командир, борт заправлен» и «Командир, оружие подвешено».
	(F2) Наземное электропитание...	(F1) Подключить	Если наземный персонал получил команду, он сообщает: «Принял». После выполнения команды следует доклад: «Командир, наземное электропитание подключено».
		(F2) Отключить	Если наземный персонал получил команду, он сообщает: «Принял». После выполнения команды следует доклад: «Командир, наземное электропитание отключено».
	(F3) Запрашиваю ремонт		Если наземный персонал получил команду, он сообщает: «Принял». Ремонт длится 180 секунд. После выполнения команды следует доклад: «Командир, ремонт выполнен».
	(F4) Сменить наשלменное устройство...	(F1) Установить НСЦУ	Если наземный персонал получил команду, он сообщает: «Принял». После выполнения команды следует доклад: «Командир, НСЦУ установлена».
		(F2) Установить ОВН	Если наземный персонал получил команду, он сообщает: «Принял». После выполнения команды следует доклад: «Командир, ОВН установлена».
	(F5) Подключение турбопривода...	(F1) Подключить	Если наземный персонал получил команду, он сообщает: «Принял». После выполнения команды следует доклад: «Командир, турбопривод подключен».
		(F2) Отключить	Если наземный персонал получил команду, он сообщает: «Принял». После выполнения команды следует доклад: «Командир, турбопривод отключен».

[X] - номер ведомого в боевом порядке.

[N] - позывной игрока.

[M] - позывной аэродрома или площадки.

Радиосообщения объектов ИИ

В процессе игры объекты ИИ будут посылать радиосообщения игроку. Во время боевого вылета ведомые будут сообщать о своих действиях и предупреждать об обнаруженных угрозах, руководитель полетов будет давать информацию, касающуюся взлетно-посадочных операций.

- Инициатор сообщения – указывает, кто посылает сообщение.
- Событие – ситуация, в которой генерируется сообщение.
- Радиосообщение – текст радиосообщения, которое слышит игрок.

Инициатор сообщения	Событие	Радиосообщение
Ведомый	Взлет	«[X], взлетаю»
Ведомый	Убрал шасси	«[X], шасси убрал»
Ведомый	Наблюдает лазерное облучение	«[X], облучение с земли, [Y] час»
Ведомый	По ведомому был произведен пуск ракеты класса земля-воздух или воздух-воздух	«[X], пуск ЗРК, [Y] час»
Ведомый	Выполняет оборонительный маневр	«[X], выполняю оборонительный маневр»
Ведомый	Был поражен противником	«[X], получил повреждения»
Ведомый	Покидает вертолёт	«[X], катапультируюсь», или «[X] прыгаю»
Ведомый	Наблюдает новую цель	«[X], обнаружил цель, азимут [ZZZ] удаление [YYYY]»
Ведомый	Наблюдает приоритетную цель и запрашивает разрешение на атаку	«[X], разрешите работу по приоритетной цели»
Ведомый	Начинает атаку цели	«[X], на боевом» или «[X], начинаю работу»
Ведомый	Произвел сброс бомб	«[X], сброс»
Ведомый	Произвел пуск ракеты	«[X], пуск ракеты»
Ведомый	Произвел пуск НАР	«[X], отработал НАРами»
Ведомый	Ведет стрельбу из пушки	«[X], веду стрельбу»
Ведомый	Поразил наземный объект или корабль	«[X], объект поражен», или «[X] есть попадание»
Ведомый	Визуально наблюдает ЛА противника	«[X], наблюдаю воздушную цель, [Y] час»
Ведомый	Поразил ЛА противника	«[X], цель поражена», «[X], наблюдаю попадание!», или «[X], есть попадание!»
Ведомый	Возвращается на базу после получения повреждения	«[X], возврат», или «[X], иду на точку»
Ведомый	Остается запас топлива только для возвращения на базу	«[X], рубеж возврата»
Ведомый	Закончился боезапас	«[X], боекомплект израсходовал»
Ведомый	Наблюдает, что ЛА противника находится сзади самолета игрока	«Сзади!»
Ведомый	Наблюдает, что вертолёт игрока поражен	«Прыгай!»
Руководитель полетов (РП)	Если игрок не произвел запрос на посадку, на удалении 1 км РП сообщает о возможности посадки и параметры ветра	«[N], [M], посадочный [ZZZ], ветер у земли [ZZZ], скорость [SSS] метров в секунду, проверьте выпуск шасси.»
Руководитель полетов (РП)	После освобождения ранее занятой полосы РП дает разрешение на посадку	«[N], [M], посадку разрешаю, посадочный [ZZZ], ветер у земли [ZZZ], скорость [SSS] метров в секунду»
Руководитель полетов (РП)	Игрок произвел посадку на полосу	«[N], [M], заруливайте на стоянку»
Руководитель полетов (РП)	Во время посадки игрока на полосу появился посторонний объект	«[N], [M], выполняйте уход»

[X] - номер ведомого в боевом порядке.

[N] - позывной игрока.

[M] - позывной аэродрома или площадки.



15

**РЕДАКТОР
МИССИЙ**


15. РЕДАКТОР МИССИЙ

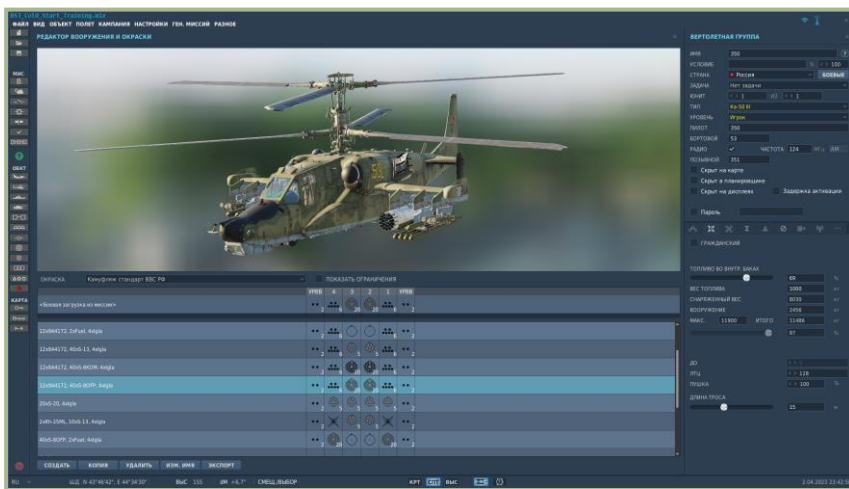
Новые опции

Более подробно о функциях редактора миссий и настройке ЛА при создании миссии рассказано в "DCS Руководство пользователя", которое можно найти в папке с установленным авиасимулятором DCS World по пути ... \DCS World\Doc\DCS User Manual RU.


Здесь же расскажем о новых опциях для Ка-50 III.

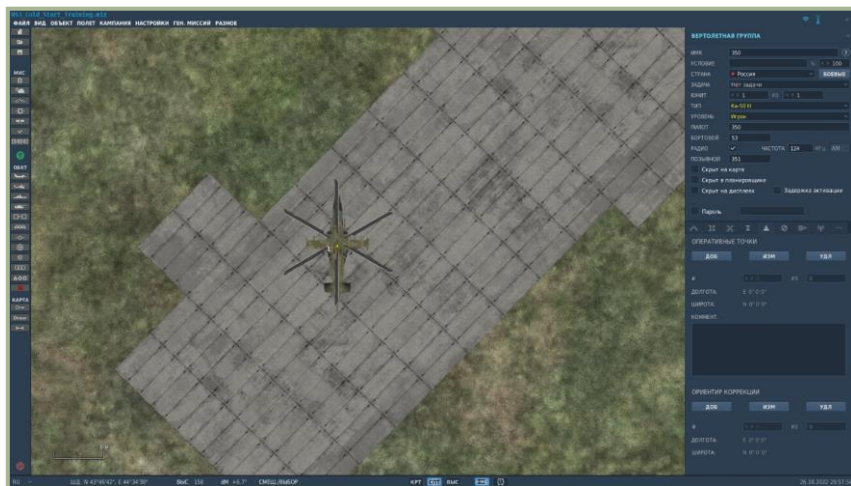
В середине панели вертолётной группы расположены вкладки режимов – некоторые из них претерпели изменения и добавились новые.

Редактор подвесок, вызываемый по нажатию вкладки ПОДВЕСКИ , получил новое интерактивное 3D-окно просмотра ЛА с подвесками. Пользователь может наблюдать в реальном времени свои изменения по вооружению на выбранном типе ЛА.




15-1: Вкладка редактора вооружения и окраски

Панели с прежних вкладок "Ориентир коррекции" и "Оперативные точки" теперь объединены под одной вкладкой  :



15-2: Вкладка ориентира коррекции и оперативных точек

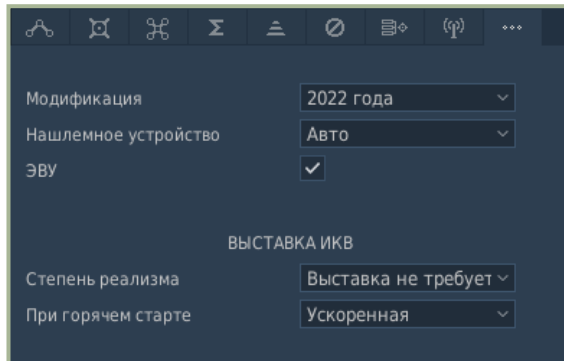
На вкладке "Отказы"  расширился выбор систем в связи с реализацией продвинутой инерциальной курсовертикали:

УСТРОЙСТВО	После(час:мм)	Длит. (мин)	Вероятн. (%)
ГИДРО ОСН.	0 : 0	1	< > 100
ГИДРО ОБЩ.	0 : 0	1	< > 100
ЛЕВ. ДВИГ.	0 : 0	1	< > 100
ПРАВ. ДВИГ.	0 : 0	1	< > 100
САУ Т	0 : 0	1	< > 100
САУ К	0 : 0	1	< > 100
САУ Н	0 : 0	1	< > 100
САУ В	0 : 0	1	< > 100
АБРИС, ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ	0 : 0	1	< > 100
АБРИС, АППАРАТНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ	0 : 0	1	< > 100
ОТКАЗ ЛАЗЕРА	0 : 0	1	< > 100
ОТКАЗ РАДИОВЫСОТОМЕРА	0 : 0	1	< > 100
Отказ ДИСС	0 : 0	1	< > 100
Отказ инерциальной курсовертикали	0 : 0	1	< > 100

15-3: Вкладка отказов

Помните, что теперь при отказе ДИСС и/или инерциальной курсовертикали вы можете запросто прилететь не в тот пункт, который вы наметали. И этому будет способствовать фактор накапливающихся ошибок счисления авионики Ka-50 III, в результате её отказов и/или повреждений.

Появилась новая вкладка "Дополнительные параметры ЛА".



15-4: Вкладка дополнительных параметров ЛА

На ней представлены следующие опции, которые будут установлены на борт Ка-50 сразу же при старте миссии:

Модификация. Выбор модели Ка-50:

- 2011 года;
- 2022 года.

Нашлемное устройство. Выбор варианта нашлемного устройства:

- Авто;
- НСЦУ;
- ОНВ.

ЭВУ. Дополняет вертолет экранно-выхлопными устройствами (ЭВУ) на выхлопные патрубки двигателей.

ВЫСТАВКА ИКВ

Степень реализма. Выбор реалистичной или упрощённой ИКВ:

- Выставка и коррекция не требуются;
- Выставка не требуется, только коррекция;
- Реалистичная.

При горячем старте. Выбор варианта выставки ИКВ при старте:

- Ускоренная;
- Нормальная;
- Точная (с гирокомпасированием).



16

ПРИЛОЖЕНИЯ

16. ПРИЛОЖЕНИЯ

Телеграфная азбука

Телеграфные знаки	Буквы	
	Русские	Латинские
•-	А а	A a
-•••	Б б	B b
•--	В в	W w
--•	Г г	G g
-••	Д д	D d
•	Е е	E e
•••-	Ж ж	V v
--••	З з	Z z
••	И и	I i
-•-	К к	K k
•-••	Л л	L l
--	М м	M m
-•	Н н	N n
---	О о	O o
•--•	П п	P p
•-•	Р р	R r
•••	С с	S s
-	Т т	T t
••-	У у	U u
••-•	Ф ф	F f
••••	Х х	H h
-•-•	Ц ц	C c
---•	Ч ч	O o
----	Ш ш	Ch ch

--•--	Щ щ	Q q
-•---	Ы ы	Y y
•••--	Ю ю	U u
•••--	Я я	A a
•----	Й й	J j
-•••-	Ь ь	X x
•••••	Э э	E e

Телеграфные знаки	Цифры полностью
•-----	1
••-----	2
•••-----	3
••••-----	4
•••••	5
-•••••	6
--••••	7
---•••	8
----••	9
-----	0
Телеграфные знаки	Цифры сокращенно
•-	1
••-	2
•••-	3
••••-	4
•••••	5
-••••	6
--•••	7
-•••	8
-••	9
-•	9
-	0

Телеграфные знаки	Знаки препинания
• - • - • -	запятая
- • - • - •	точка с запятой
- - - • • •	двоеточие
• • • • • •	точка
• • - - • •	точка
• - • • - •	кавычки
- - • • - -	кавычки
- • - - • -	скобки

Список терминов и сокращений

АБРИС	Авиационная бортовая радиотехническая интегрированная система
АВСК	Аппаратура внутренней связи и коммутации
АДВ	Автоматизированный доворот (на цель)
АЗС	Автомат защиты сети
АНО	Аэронавигационные огни
АРК	Автоматический радиокompас
АРП	Автоматический радиопеленгатор
АЦП	Аналогово-цифровой преобразователь
АЭР	Аэродром
БАНО	Бортовые аэронавигационные огни. Красный – левый, зеленый – правый.
БЧ	Боевая часть
БМД	Боевая машина десанта
БМП	Боевая машина пехоты
БПРМ	Ближняя приводная радиостанция с маркером
БПРС	Ближняя приводная радиостанция (1000 м от торца ВПП)
БРДМ	Боевая разведывательно-дозорная машина
ВИТ	Верхнее информационное табло (на ПВИ)
ВМГ	Винтомоторная группа
ВПП	Взлетно-посадочная полоса
ВС	Воздушное судно
ВСУ	Вспомогательная силовая установка
ВЦУ	Внешнее целеуказание
ГЛОНАСС	ГЛОбальная НАвигационная Спутниковая Система (среднеорбитальная), Россия
ГПК	Гирополукомпас
ДИСС	Доплеровский измеритель составляющих скоростей
ДПРМ	Дальняя приводная радиостанция с маркером
ДПРС	Дальняя приводная радиостанция (4000 м от торца ВПП)
ДУАС	Датчик угла атаки и скольжения
ЖБУ	Железо-бетонное укрытие

ЖКИ	Жидкокристаллический индикатор
ЗПУ	Заданный путевой угол
ИВС	Истинная воздушная скорость
ИИ	Искусственный интеллект
ИК-ВК	Информационный комплекс вертикали и курса.
ИКВ	Инерциальная курсо-вертикаль
ИКВ/УВ	Процесс ускоренной выставки ИКВ
ИКВ/НВ	Процесс нормальной выставки ИКВ
ИКВ/ВГП	Процесс гирокомпасирования при положении гироплатформы на 180°
ИКВ/ТВ	Процесс гирокомпасирования при положении гироплатформы на 0°
ИКП	Индикатор командный пилотажный
ИЛС	Индикатор на лобовом стекле
ИПМ	Исходный пункт маршрута
ИТ	Индикатор телевизионный
КАПК	Круглосуточный автоматический прицельный комплекс
КОРР	выполнение коррекции координат по И-251 (нажатие кнопки ЦУ), индицируется в левой части ИЛС
КМГУ	Контейнер мелких грузов универсальный
КПМ	Конечный пункт маршрута
КУР	Курсовой угол радиостанции
КУЦ	Курсовой угол цели
ЛА	Летательный аппарат
ЛБУ	Линейное боковое уклонение
ЛД	Лазерный дальномер
ЛЛКУ	Лазерно-лучевой канал управления
ЛУР	Линейное упреждение разворота
МК	Магнитный курс
МПР	Магнитный пеленг радиостанции
МСА	Международная стандартная атмосфера
МУП	Модуль универсальный пусковой
НАР	Неуправляемая авиационная ракета
НВ	Несущий винт (винты)
НВУ	Нашлемное визирное устройство

НИП	Наземный (внешний) источник питания ракеты
НИТ	Нижнее информационное табло (на ПВИ)
НОП	Наземный обслуживающий персонал
НППУ	Несъемная подвижная пушечная установка
НСЦУ	Нашлемная система целеуказания
ОПРС	Отдельная приводная радиостанция (NDB)
ОПС	Оптическая прицельная система
ОСП	Оборудование системы посадки. Система посадки по дальней и ближней приводным радиостанциям (ICAO 2NDB Approach)
ОТ	Оперативная точка
ОШ	Общий шаг винтов
ПВД	Приемник воздушного давления
ПВИ	Пульт ввода и индикации
ПВО	Противовоздушная оборона
ПВР	Пульт выбора режимов
ПЗУ	Пылезащитное устройство
ПВЦ	Пульт включения целеуказания
ПНК	Пилотажно-навигационный комплекс
ПНП	Планово-навигационный прибор
ПОС	Противообледенительная система
ППД	Приемник полного давления
ППМ	Промежуточный пункт маршрута
ППР	Пульт пилотажных режимов
ППУ	Продольно-поперечное управление (ручка)
ПрПНК	Прицельно-пилотажно-навигационный комплекс
ПРС	Приводная радиостанция
ПРЦ	Пульт режимов целеуказания
ПТБ	Подвесной топливный бак
ПТРК	Противотанковый ракетный комплекс
ПТУР	Противотанковая управляемая ракета
ПУ	Путевой угол
ПУИ	Пульт управления и индикации
ПУР	Пульт управления режимами

РОШ	Рычаг общего шага
РРУ (РРУД)	Рычаги раздельного управления (двигателями)
РУ	Расчетный угол
САП	Система аварийного покидания
САС	Система аварийной сигнализации
СГФ	Средняя горизонталь фюзеляжа
СНС	Спутниковая навигационная система
СРО	Самолетный радиолокационный ответчик госопознавания
СТ	Свободная турбина
СУО	Система управления оружием
ТК	Турбокомпрессор
ТТХ	Тактико-технические характеристики
УВД	Управление воздушным движением
УВЗ	Ухтомский вертолетный завод (г. Москва)
УСТ	Универсальное сигнальное табло
УЦО	Устройство цифрового обмена
ФПУ	Фактический путевой угол
ХС	Хвостовой сигнал. Белого цвета, установлен на киле
ЦАП	Цифро-аналоговый преобразователь
ЦВМ	Цифровая вычислительная машина
ЦВМ-Н	Цифровая вычислительная машина – навигационная
ЦВМ-Б	Цифровая вычислительная машина – боевая
ЦРУ	Центральное распределительное устройство (энергетика)
ЦСО	Центральный сигнальный огонь
ШБЖ	Штурманский бортовой журнал
ЭВУ	Экранно-выхлопное устройство
ЭРД	Электронный регулятор двигателя
GPS	Global Positioning System – среднеорбитальная спутниковая радионавигационная система НАВСТАР, разработанная в США
NDB	Nondirectional radio-beacon (отдельная приводная радиостанция ОПРС)
NAVSTAR	- NAVigation Satellites for Timing And Ranging (навигационные спутники для определения времени и расстояний) – название системы GPS в англоговорящих странах, отсюда русское НАВСТАР



VOR Very-high-frequency omnidirectional range (всенаправленный курсовой радиомаяк УКВ-диапазона)

Список источников

- Air Fleet - Russian Air Force, Aircraft & Space Review magazine
- World Air Power journal. Aerospace Publishing Ltd.
- US Army Aviation Logistics School: HELICOPTER FUNDAMENTALS
- Army Field Manual FM 1-203, Fundamentals Of Flight
- Jane's. Paul Jackson. All the World's Aircraft. Eighty-seven year of issue 1996-97.
- V.Mikheyev. "Mil Moscov Helicopter Plant 50 Years". 1998.
- Мазепов А., Михеев С., Зенкин В., Жирнов А., Ка-50 Армейский боевой вертолёт. POLYGON. Авиационная серия. – М.: «Любимая книга», 1996.
- Михеев С. Боевые вертолёты фирмы КАМОВ. Состояние и перспективы развития. – Вестник Московского Авиационного Института. 2000.
- Петросян Э. Особенности аэродинамики вертолётной схемы. – Вертолёт. 2002. №3.
- Ганюшкин Ю. Приоритет за ОКБ Камова. – Вертолёт. 2003. №3.
- Кузнецов Г. Летчику на заметку. – Вертолёт. 2005. №2.
- Ковалев В. Устройство вертолётной схемы.
- Дмитриев В., Вожаев Е., Каргопольцев Е., Приоритетные направления повышения конкурентоспособности вертолётной техники. – ЦАГИ. 2002.
- Гессоу А., Мейерс Г. Аэродинамика вертолётной схемы. Перевод Бирюлина В. Под редакцией Братухина И. – М.: Государственное издательство оборонной промышленности. 1954.
- Загордан А. Элементарная теория вертолётной схемы. – М.: Военное Издательство Министерства Обороны Союза ССР. 1955.
- <http://www.kamov.ru>
- <http://www.dynamicflight.com>
- <http://www.aviastar.org>
- <http://pvo.guns.ru>
- <http://www.fas.org>

